

# CIAIAC

Comisión de Investigación  
de Accidentes e Incidentes  
de Aviación Civil

**BOLETÍN  
INFORMATIVO  
9/2004**



MINISTERIO  
DE FOMENTO

# **BOLETÍN INFORMATIVO**

## **9/2004**



MINISTERIO  
DE FOMENTO

SECRETARÍA GENERAL DE  
TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN  
DE ACCIDENTES E INCIDENTES  
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-03-048-4  
Depósito legal: M. 14.066-2002  
Imprime: Centro de Publicaciones

Diseño cubierta: Carmen G. Ayala

---

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: +34 91 597 89 60  
Fax: +34 91 463 55 35

E-mail: [ciaiac@mfom.es](mailto:ciaiac@mfom.es)  
<http://www.mfom.es/ciaiac>

C/ Fruela, 6  
28011 Madrid (España)

## **Advertencia**

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

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

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

**Índice**

**ABREVIATURAS** ..... vi

**RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES**

Referencia	Fecha	Matrícula	Aeronave	Lugar del suceso	
A-053/2001 BIS	05-10-2001	EC-FBK	Piper PA-36-375	Utrera (Sevilla) .....	1
A-041/2003	05-08-2003	EC-HEA	Aerospatiale SA 319-B	Carretera Comarcal 710, a 85 km ..... de Palma de Mallorca	7
A-047/2003	10-08-2003	EC-DAE	Cessna 172 J	Aeródromo de La Cerdanya (Girona) ....	17
IN-058/2003	13-09-2003	EC-CDS	Piper PA-31	Aeropuerto de Barcelona (Barcelona) ...	29
A-060/2003	20-09-2003	EC-FTI	Socata Tobago TB-10	Garcihernández (Salamanca) .....	33
IN-070/2003	08-11-2003	EC-FVG	Morane Saulnier MS-893-A	Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos .. (Madrid)	43
A-073/2003	11-12-2003	EC-FPN	Socata Tobago TB-10	Aeropuerto de Salamanca (Salamanca)..	53
A-003/2004	30-01-2004	EC-FTM	Bell 206L-4	Collado de Bujaruelo, término ..... municipal de Torla (Huesca)	55
IN-005/2004	05-02-2004	EC-CDH	Beechcraft BE55	Aeropuerto de Salamanca (Salamanca)..	71
(*) IN-038/2004	04-06-2004	EC-GPA	Bell 412, s/n 36071	En ruta Málaga-Ceuta .....	75

**ADENDA** ..... 85

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

Esta publicación se encuentra en Internet en la siguiente dirección:

<http://www.mfom.es/ciaiac>

## Abreviaturas

°C	Grados centígrados
°F	Grados Fahrenheit
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CTR	Zona de Control
FAA	Federal Aviation Administration
h	Hora(s)
IFR	Reglas de Vuelo Instrumental
ILS	Sistema de aterrizaje por instrumentos
kg	Kilogramo
KIAS	Nudos de velocidad indicada
m	Metro
MHz	Megahertzios
mm	Milímetro
P/N	Número de la parte (Part Number)
PF	Piloto a los mandos
PNF	Piloto no a los mandos
QNH	Ajuste de altímetro a la presión real, reducida a nivel del mar, para que indique altitudes de vuelo
s/n	Número de serie
TMA	Técnico de mantenimiento de aeronaves
UTC	Tiempo Universal Coordinado

**RESUMEN DE DATOS****LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	<b>Viernes, 5 de octubre de 2001; 9:30 horas</b>
Lugar	<b>Utrera (Sevilla)</b>

**AERONAVE**

Matrícula	<b>EC-FBK</b>
Tipo y modelo	<b>PIPER PA-36-375</b>
Explotador	<b>Tratamientos Aéreos Manuel Romero, S. L.</b>

**Motores**

Tipo y modelo	<b>LYCOMING IO-720-D1CD</b>
Número	<b>1</b>

**TRIPULACIÓN****Piloto al mando**

Edad	<b>46 años</b>
Licencia	<b>Piloto comercial de avión</b>
Total horas de vuelo	<b>9.500 horas</b>
Horas de vuelo en el tipo	<b>9.000 horas</b>

**LESIONES**

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			<b>1</b>
Pasajeros			
Otras personas			

**DAÑOS**

Aeronave	<b>Destruida</b>
Otros daños	<b>Cables de alta tensión</b>

**DATOS DEL VUELO**

Tipo de operación	<b>Aviación general – Comercial – Trabajos aéreos</b>
Fase del vuelo	<b>Maniobrando</b>

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Reseña del vuelo

La aeronave estaba realizando trabajos de fumigación en una parcela próxima a Utrera (Sevilla). Según manifestó el piloto, con el objeto de posicionarse y realizar la última pasada de tratamiento salvó una línea de alta tensión pasando por debajo y viró a la derecha para volver a sobrevolar la parcela. En el viraje la aeronave ascendió y chocó contra los cables de alta tensión seccionando dos de ellos.

A consecuencia del impacto la aeronave se precipitó contra el terreno y quedó en posición invertida, resultando totalmente destruida.

El piloto de la aeronave pudo salir por sus propios medios sin que presentara lesión alguna.

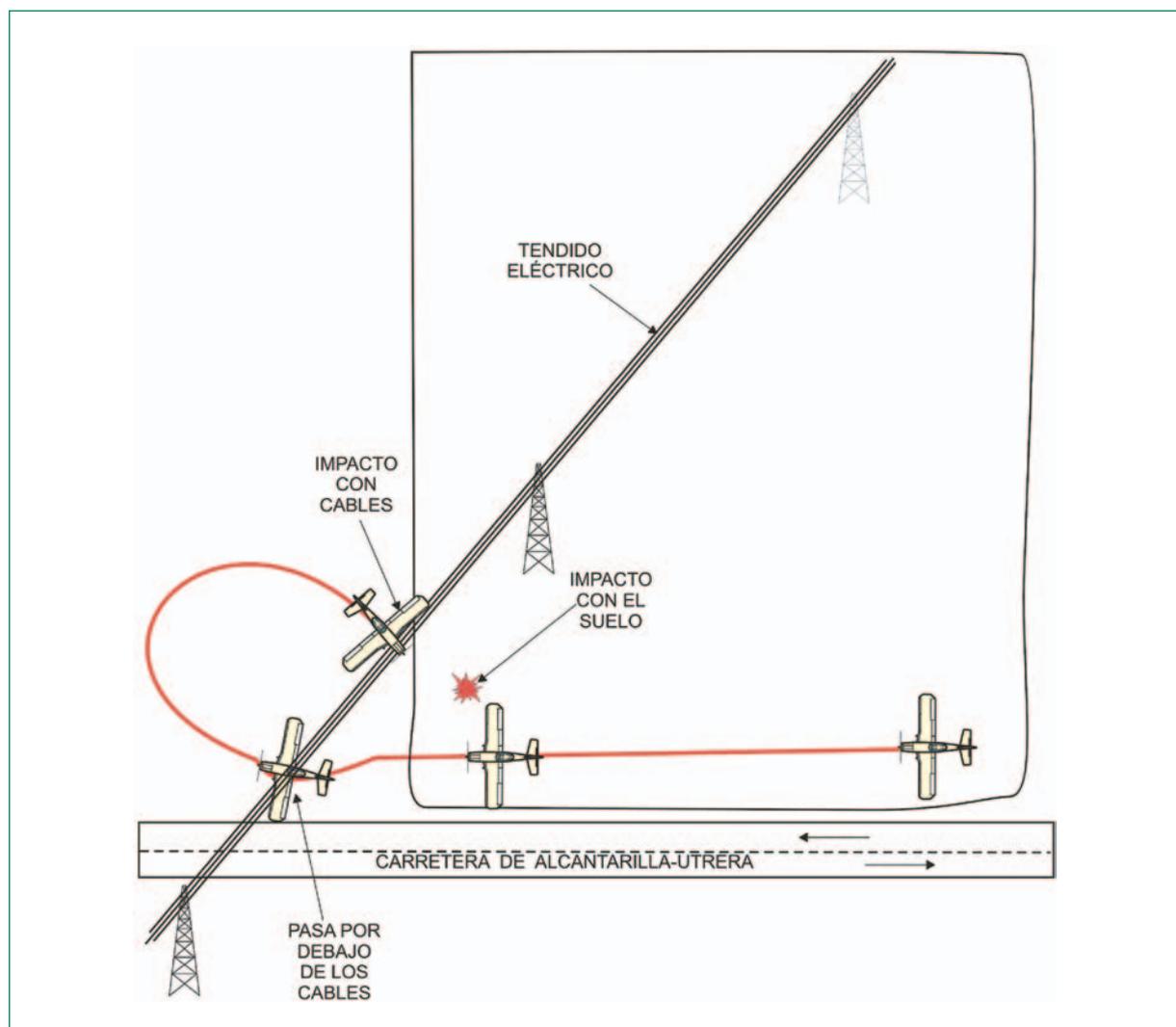


Figura 1. Trayectoria de la aeronave

## 1.2. Información sobre la tripulación

Los datos específicos sobre el piloto se relacionan a continuación:

Información sobre el piloto		
Edad	46 años	
Nacionalidad	Española	
Licencia	Piloto comercial de avión (desde 07-06-1974)	
<i>Habilitación (validez)</i>	Monomotor terrestre	
	Agroforestal (autorización de la DGAC pendiente de verificación)	
<i>Experiencia</i>	Total	9.500 horas
	En el tipo	9.000 horas
<i>Certificado médico</i>	Tipo	Clase 1

## 1.3. Información sobre la aeronave

La información específica de esta aeronave se expone a continuación:

Información general			
Matrícula	EC-FBK		
Fabricante	Piper Aircraft Corporation		
Modelo	Piper PA-36-375		
Número de serie	36-7802071		
Año de fabricación	1978		
<i>Motor</i>	Fabricante	Lycoming	
	Modelo	IO-720-D1CD	
	Número de serie	L-1345-54A	
<i>Hélice</i>	Marca	Hartzell	
	Modelo	HC-C3YR-1RF	
<i>Certificado de aeronavegabilidad</i>	Clase	Normal	
	<i>Empleo</i>	Categoría: trabajos aéreos	
		Prestación técnica: normal. Aeronave idónea sólo para vuelo visual.	
		Modalidad: tratamiento aéreo	
	Número	3161	
	Emisión	04-03-1991	
	Validez	21-05-2002	
Última renovación	22-05-2001		

Características técnicas		
<i>Dimensiones</i>	Envergadura	11,817 metros
	Altura	2,285 metros
	Longitud	8,38 metros
<i>Limitaciones</i>	Peso máximo despegue	2.176 kg
	Tripulación mínima	1 piloto

Información de mantenimiento		
<i>Aeronave</i>	Horas	2.727:30 horas
<i>Motor</i>	Horas	2.594:35 horas
<i>Últimas inspecciones</i>	Aeronave	Día: 22-05-2001
		Horas aeronave: 2.697:45 horas
		Tipo: inspección básica (100 horas)
	Motor	Día: 22-05-2001
		Horas motor: 2.564:50 horas
		Tipo: inspección básica (100 horas)

#### 1.4. Información sobre los restos de la aeronave

Sobre el campo que estaba fumigando la aeronave había una línea de alta tensión que lo cruzaba. El campo donde impactó la aeronave era un terreno llano de rastrojos.



Figura 2. Posición de la aeronave respecto a la línea de alta tensión

La aeronave voló bajo los cables de alta tensión e inició un viraje a la derecha. En dicho viraje la aeronave ascendió y fue cuando impactó con los cables de alta tensión y seccionó dos de ellos.

Después del impacto contra el terreno la aeronave se encontró en posición invertida y paralela a la línea eléctrica.

Un cable de la línea de alta tensión permanecía enrollado sobre sí mismo en una sección del tercio exterior del ala derecha, lo que indicaba que el impacto se produjo con dicho plano. Este plano había perdido parte del borde de ataque, pero no presentaba tantas deformaciones como el plano izquierdo.

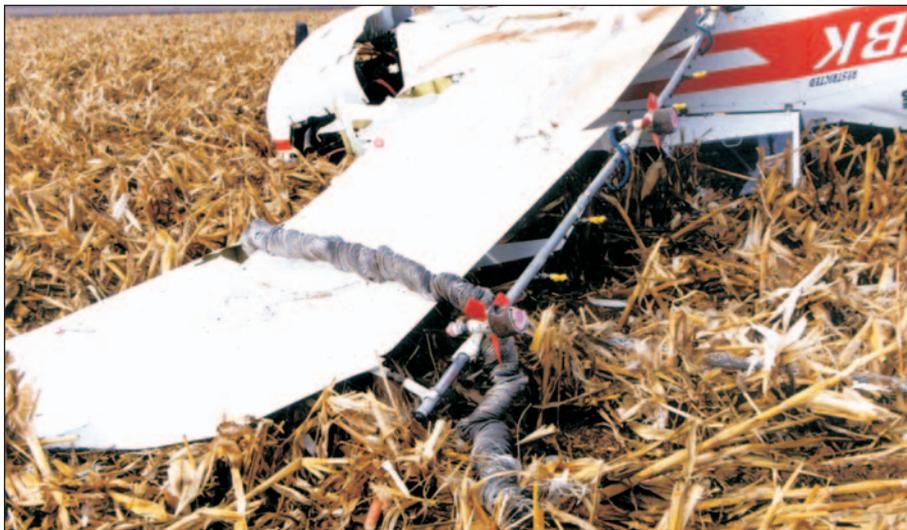


Figura 3. Cable enroscado en el plano derecho de la aeronave



Figura 4. Deformaciones del plano izquierdo



Figura 5. Detalle de la cabina

El plano izquierdo se había doblado hacia dentro debido, posiblemente, al impacto del borde marginal con el terreno. Estaba parcialmente desgarrado del encastre con el fuselaje.

El motor se había desplazado de su bancada y dos de las palas de la hélice estaban enterradas. La tercera aparecía intacta.

El estabilizador vertical y el timón de dirección se habían deformado al contactar con el terreno, mientras que el timón de profundidad no presentaba daños.

El compartimento de la cabina había mantenido prácticamente su integridad y no presentaba deformaciones de consideración, lo que permitió que el piloto no sufriera daños y pudiera salir por sí mismo.

## 2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El piloto de la aeronave había estado fumigando el campo y se había familiarizado con él. Iba a realizar la última pasada para dar por terminada la fumigación. Cuando pasó bajo los cables, el piloto inició un viraje bastante ceñido durante el que se produjo un ligero ascenso del que posiblemente el piloto no fue consciente. Cuando se encontró con los cables de frente, ya próximo a completar el viraje, no tuvo tiempo para reaccionar y salvarlos.

Por tanto, la causa más probable del accidente fue la falta de concentración del piloto, lo que provocó que no advirtiera que había ascendido en el transcurso de un viraje cerrado que terminó con el impacto de la aeronave con los cables de alta tensión.

**RESUMEN DE DATOS**

**LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	<b>Martes, 5 de agosto de 2003; 13:35 horas<sup>1</sup></b>
Lugar	<b>Ctra. Comarcal 710, a 85 km de Palma de Mallorca</b>

**AERONAVE**

Matrícula y núm. serie	<b>EC-HEA</b>
Tipo y modelo	<b>AEROSPATIALE SA 319-B</b>
Explotador	<b>Helicasa</b>

**Motores**

Tipo y modelo	<b>TURBOMECA ASTAZOU XIV B</b>
Número	<b>1</b>

**TRIPULACIÓN**

**Piloto al mando**

Edad	<b>51 años</b>
Licencia	<b>Piloto comercial de helicóptero</b>
Total horas de vuelo	<b>4.327 horas</b>
Horas de vuelo en el tipo	<b>3.200 horas</b>

**LESIONES**

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			<b>3</b>
Pasajeros			
Otras personas			

**DAÑOS**

Aeronave	<b>Importantes</b>
Otros daños	<b>Ninguno</b>

**DATOS DEL VUELO**

Tipo de operación	<b>Aviación gral. – Comercial – Lucha contra incendios</b>
Fase del vuelo	<b>Aterrizaje – Toma de contacto</b>

<sup>1</sup> La referencia horaria utilizada en este informe es la hora local salvo que se especifique expresamente lo contrario.

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Reseña del vuelo

A las 12:50 horas recibieron la noticia en la base contraincendios de Betlem, en la localidad de Artá, de que se había producido un incendio en la zona de Son Bunyola, próxima a Palma de Mallorca. La aeronave EC-HEA despegó a las 13:00 de esa base para participar en las labores de extinción. A bordo iban un mecánico, un agente forestal y el piloto. La duración del vuelo fue de 35 minutos.

El lugar de aterrizaje previsto era el campo de fútbol de Banyalbufar, pero al intentar tomar allí se levantó mucho polvo y la falta de visibilidad no permitió la realización del aterrizaje. Seguidamente el piloto hizo un tráfico sobre el incendio y observó que en la carretera comarcal 710 se encontraba la Guardia Civil controlando el tráfico en la zona. El piloto entonces decidió hacer una aproximación a la carretera para aterrizar en un tramo curvo de la misma, que en su opinión era el lugar más amplio y donde se encontraba la Guardia Civil.

La toma se realizó sin ningún problema hasta que la aeronave contactó con el terreno. El piloto observó que la operación no era como esperaba e intentó ascender. En el ascenso, el cono de cola golpeó el suelo y el helicóptero se desestabilizó. Inició un giro hacia la izquierda y, después de tres vueltas, una pala del rotor principal golpeó la pared que franqueaba uno de los lados de la carretera.

El helicóptero quedó apoyado lateralmente sobre su lado derecho en la zona asfaltada. El cono de cola se había desprendido y se encontraba separado de los restos principales a 3 metros de distancia y apoyado sobre la pared. La aeronave quedó totalmente destruida.

El mecánico y el agente forestal abandonaron la aeronave por sus propios medios y fueron trasladados a un hospital para permanecer en observación. El piloto de la aeronave recibió auxilio del mecánico, el cual le ayudó a abandonar el helicóptero. Los primeros abandonaron el hospital a las pocas horas. El piloto, debido a las lesiones que presentaba, permaneció en observación durante 30 horas y abandonó el hospital al día siguiente.

Efectivos de bomberos que se encontraban en la zona debido al incendio aplicaron espuma sobre el helicóptero y vaciaron el combustible que había en los depósitos.

### 1.2. Lesiones a personas

Los datos más importantes relativos a la experiencia y titulación del piloto al mando de la aeronave se muestran en la siguiente tabla:

Información sobre el piloto		
Edad	51 años	
Nacionalidad	Española	
Licencia	Piloto comercial de helicóptero	
<b>Experiencia</b>	Total	4.327 horas
	En el tipo	3.200 horas
	Últimos 90 días	51:50 horas
	Últimos 30 días	19:05 horas
	Últimas 24 horas	1:35 horas
<b>Actividad</b>	Hora de comienzo	10:00
	Descanso previo	14 horas

### 1.3. Información sobre la aeronave

A continuación se detallan las características más específicas de la aeronave:

Información general		
Matrícula	EC-HEA	
Fabricante	Aerospatiale	
Modelo	Alouette III SA 319-B	
Número de serie	2256	
Año de fabricación	1976	
<b>Motor</b>	Fabricante	Turbomeca
	Modelo	Astazou XIV B
	Número de serie	4051

Características técnicas		
<b>Dimensiones</b>	Altura	2,9 metros
	Longitud	10,2 metros
	Diámetro rotor	11 metros
<b>Limitaciones</b>	Peso máximo despegue	2.100 kg
	Tripulación mínima	1 piloto

### 1.3.1. Información sobre mantenimiento de la aeronave

Según la información facilitada por el operador, a la aeronave se le había aplicado el boletín de servicio número 65.133R1 el 24-09-1991 con objeto de evitar el posible acoplamiento dinámico entre los esfuerzos de arrastre y los esfuerzos de mando del rotor en caso de que el reglaje del rotor principal fuese defectuoso (evitar la resonancia en tierra).

Los partes de vuelo/mantenimiento diarios desde el 1-06-2003 al 5-08-2004 contenían la siguiente información:

Partes de vuelo/Mantenimiento diario			
N.º de parte	Fecha	Comentarios	Horas aeronave
55/03	01-06-2003	Vibraciones del helicóptero.	5.304:32 horas
62/03	19-06-2003	Resonancia en tierra en cemento.	5.309:47 horas
65/03	26-06-2003	Resonancia en tierra.	5.312:57 horas
66/03	28-06-2003	Resonancia en tierra.	5.315:37 horas
69/03	04-07-2003	Revisión de 25 horas. Recarga de los amortiguadores con nitrógeno. Cambio y limpieza de los depósitos de los amortiguadores de la cabeza del rotor principal.	5.325:27 horas
71/03	07-07-2003	Siguen pequeñas vibraciones verticales.	5.326:32 horas
74/03	13-07-2003	Resonancia en tierra.	5.331:17 horas
75/03	16-07-2003	Resonancia en tierra y pequeñas vibraciones a poca velocidad. Limpieza de palas del rotor principal y rotor de cola.	5.335:52 horas
78/03	15-07-2003	Vaciado de hidráulico damper. La pala roja estaba contaminada.	5.341:23 horas
83/03	01-08-2003	Revisión de 25 horas. Depósito damper amortiguador líquido decolorado. Vaciado y limpiado de bote y rellenado con fluid-41 (3606).	5.347:03 horas
85/03	05-08-2003	Accidente.	5.349:13 horas

### 1.4. Información meteorológica

Según la información facilitada por la empresa explotadora, el vuelo se realizó con luz diurna. Las condiciones meteorológicas eran óptimas y no había nubes ni ráfagas de viento. La temperatura era de 27 °C.

### 1.5. Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

La aeronave aterrizó en la carretera comarcal 710, en el punto kilométrico 85. Se trataba de un tramo de carretera en curva hacia el lado derecho y con pendiente descendente en dirección Banyalbufar. Al lado derecho había una pared de tierra y al izquierdo un bosque de pinos de una altura mayor de 4 metros.

Por las características de confinamiento de la zona elegida para la toma, el piloto decidió realizar una aproximación profunda. La toma la realizó en sentido descendente de la carretera. Cuando contactó con el terreno el piloto notó vibraciones en la aeronave y decidió ascender. Cuando inició el ascenso el protector del rotor de cola tocó el asfalto y la aeronave se desestabilizó y comenzó a girar.

Según la declaración del piloto, la aeronave realizó tres giros hasta que una de las palas del rotor principal golpeó con la pared de tierra y se seccionó. El cono de cola también impactó con la pared de tierra y finalmente el helicóptero volcó sobre su lado derecho.

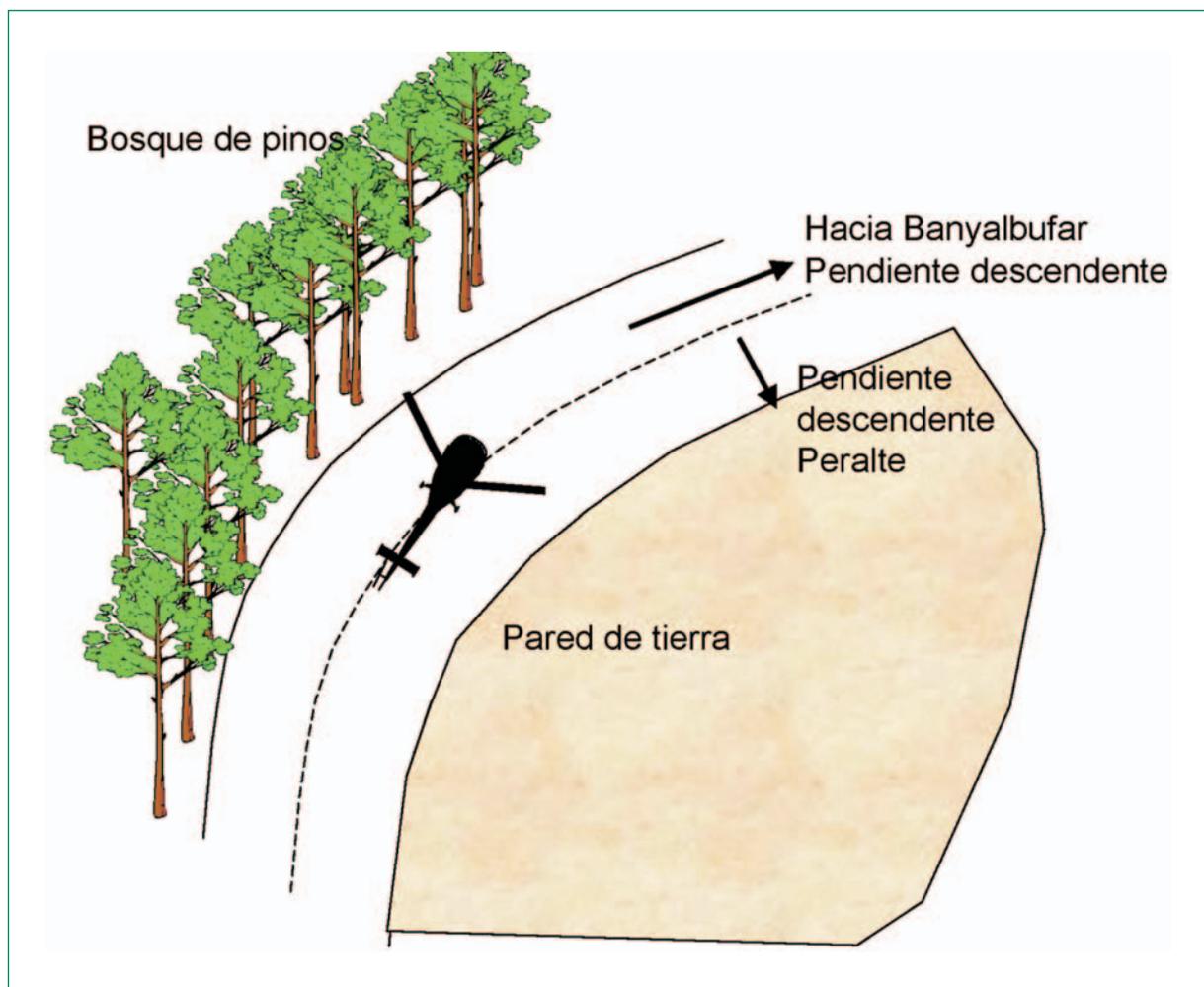


Figura 1. Posición relativa del helicóptero en la toma



Figura 2. Restos de la aeronave

El puro de cola mostraba indicios de una rotura producida por un impacto de las palas del rotor principal que ocurrió, probablemente, cuando el rotor principal impactó con la pared después de los giros.

La aeronave presentaba daños de consideración en las tres palas del rotor principal que se habían seccionado o doblado. El motor mostraba deformaciones debido al impacto con el suelo de la carretera.



Figura 3. Daños del protector del rotor de cola y rotor de cola

La estructura de la cabina no sufrió grandes deformaciones aunque los parabrisas del lado derecho habían desaparecido.

## 1.6. Ensayos e investigaciones

En la inspección que se realizó después del accidente, se comprobó que los cables que iban al rotor de cola se habían seccionado pero tenían continuidad.

Se inspeccionó la cabina sin detectar ninguna anomalía.

Sobre el terreno se comprobó que en la carretera aparecían marcas que podían deberse al impacto inicial del protector del rotor de cola y en la pared de tierra se observaban huellas debidas al cono de cola y al rotor principal.

## 1.7. Información adicional

### 1.7.1. Declaración del piloto

El piloto en su declaración informó que el día del accidente recibieron en la base de Artá el aviso de que había un incendio. Normalmente, usan el GPS para introducir las coordenadas del punto de destino y volar hasta el lugar del incendio.

Como se trataba del primer vuelo, en el helicóptero iban el piloto, el mecánico y un agente forestal. El agente forestal llevaba las comunicaciones en la frecuencia 130.125 MHz; de esta forma recibía instrucciones del coordinador del incendio que indicaba donde realizar las descargas. El mecánico tenía asignada la labor de colocar adecuadamente la bolsa cubeta («bambi bucket») para realizar las operaciones de carga de agua una vez posicionados en el lugar del incendio, ya que dicha bolsa se transporta plegada en una cesta lateral en el helicóptero.

Desde tierra se elige el lugar para realizar el aterrizaje, pero es el piloto el que decide si realizar o no la toma. Decidió tomar en una zona de la carretera porque era la mejor del entorno desde su punto de vista. La toma fue muy suave después de la aproximación profunda.

Después de la toma notó que el helicóptero se deslizaba hacia la derecha a pesar de tener puestos los frenos de las ruedas, debido a la pendiente de la carretera y al peralte de la curva.

El piloto intentó subir pero tocó con la cola y el rotor en el asfalto, lo que hizo que el helicóptero se descontrolara y comenzara a girar hacia la izquierda. En el giro el rotor principal y la cola impactaron con la pared lateral y el helicóptero volcó. Antes de evacuar la aeronave, el piloto desconectó todos los sistemas.

El sistema de sujeción que llevaba el piloto era un arnés de cuatro puntos. Ninguno de los ocupantes del helicóptero llevaba casco.

En sus primeras declaraciones, el piloto dijo que no notó ninguna anomalía en los pedales ni que existiera viento o hubiese obstáculos para realizar la toma. Posteriormente, informó que el helicóptero realmente no deslizó al contactar con el firme de la carretera, sino que entró en resonancia en tierra. Fue entonces cuando el piloto intentó ascender y el protector del rotor de cola y el rotor de cola tocaron el suelo, desestabilizando al helicóptero.

El piloto informó que el fenómeno de resonancia en tierra se había repetido anteriormente con ese helicóptero durante la campaña que se realizaba ese verano.

### 1.7.2. *Resonancia en tierra*

La resonancia en tierra se produce en helicópteros con rotores articulados. El fenómeno ocurre sólo en contacto con el terreno y es motivado por una condición de desequilibrio de fuerzas en las palas del rotor que hace oscilar al helicóptero sobre el tren de aterrizaje.

Los helicópteros modernos evitan este fenómeno usando amortiguadores en las palas y en el tren. Es menos común en helicópteros con ruedas, aunque también se puede llegar a producir. Una vez manifestada esta situación, el procedimiento a emplear para subsanar la resonancia en tierra consiste en elevar el helicóptero y mantenerlo en vuelo estacionario.

## 2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El piloto de la aeronave realizó la toma en una zona en la que la carretera hacía una curva hacia la derecha y tenía una pendiente cuesta abajo. Por tanto, la toma de contacto se realizó con pendiente descendente del terreno, que hace ésta más complicada.

Al contactar con la carretera, la aeronave, según la declaración del piloto, empezó a oscilar y la respuesta del piloto para elevarse hizo que el protector y el rotor de cola impactaran con la carretera, ya que se encontraban más próximas al suelo debido a la pendiente, lo que produjo que el helicóptero se desestabilizara, impactara con la pared de tierra y finalmente volcara.

No existían condiciones climatológicas que produjeran problemas en el control del helicóptero.

El piloto no mostraba signos de fatiga.

En su declaración el piloto informó que ninguna de las personas llevaba casco. La Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil emitió en el informe número A-068/2002 aprobado en el pleno del 24 de septiembre de 2003 la recomendación de seguridad 14/03, que indica:

«**REC 14/03.** Se recomienda a la DGAC que establezca requisitos de procedimiento y entrenamiento específicos aplicables a los miembros, aparte de la tripulación de vuelo, que son necesarios para el desarrollo de las operaciones de trabajos aéreos agroforestales con helicópteros que incluyan la obligatoriedad de mantener el cinturón de seguridad abrochado y el casco puesto durante el vuelo hasta el momento en el que el piloto al mando autorice el desembarco.»

Por tanto, se reitera la necesidad de la adopción de las medidas que propugna esta recomendación de seguridad, en especial del uso del casco como medio de protección individual en caso de accidente.

Por otro lado, según la información de mantenimiento, el helicóptero tenía aplicado el Boletín de Servicio número 65.133R1 para evitar la resonancia en tierra. No obstante, el piloto anotó en los partes de vuelo en varias ocasiones desde el inicio de la campaña que había observado que se producía ese fenómeno en la aeronave. Como consecuencia de las anotaciones reportadas, en las dos últimas revisiones de 25 horas previas al accidente que se habían realizado al helicóptero se había actuado al respecto.

Por tanto, lo más probable es que el helicóptero sufriera vibraciones al contactar con el suelo y que el piloto identificara este fenómeno como resonancia en tierra. Con este diagnóstico, y aunque no puede asegurarse que se estuviera en presencia de este tipo de fenómeno, la reacción del piloto puede considerarse correcta y conservativa desde el punto de vista de la seguridad, intentando elevar la aeronave a vuelo estacionario. Fue en este ascenso cuando el protector de cola y el rotor de cola impactaron con el suelo y se produjo la desestabilización del helicóptero.

En el origen del accidente hubo probablemente una evaluación inadecuada del área de aterrizaje y, en particular, de la pendiente descendente de la carretera que situaba el tramo del cono de cola más próximo al suelo, provocando que el margen de seguridad para el despegue fuera más reducido.

**RESUMEN DE DATOS**

**LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	<b>Domingo, 10 de agosto de 2003; 12:20 horas<sup>1</sup></b>
Lugar	<b>Aeródromo de La Cerdanya (Girona)</b>

**AERONAVE**

Matrícula y núm. serie	<b>EC-DAE</b>
Tipo y modelo	<b>CESSNA 172 J</b>
Explotador	<b>Privado</b>

**Motores**

Tipo y modelo	<b>CONTINENTAL IO-360-H7BR</b>
Número	<b>1</b>

**TRIPULACIÓN**

**Piloto al mando**

Edad	<b>40 años</b>
Licencia	<b>Piloto privado de avión</b>
Total horas de vuelo	<b>145 horas</b>
Horas de vuelo en el tipo	<b>28:17 horas</b>

**LESIONES**

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			<b>1</b>
Pasajeros			<b>3</b>
Otras personas			

**DAÑOS**

Aeronave	<b>Importantes</b>
Otros daños	<b>Ninguno</b>

**DATOS DEL VUELO**

Tipo de operación	<b>Aviación general – Privado</b>
Fase del vuelo	<b>Aterrizaje – Carrera de aterrizaje</b>

<sup>1</sup> La referencia horaria utilizada en este informe es la hora local salvo que se especifique expresamente lo contrario.

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Reseña del vuelo

La aeronave partió del Aeródromo de La Cerdanya para realizar un vuelo local por la zona. En la aeronave iban el piloto y tres pasajeros.

Durante el rodaje desde la plataforma a la cabecera de la pista 07, el piloto notó un ruido que desapareció al pasar una suave pendiente al acceder a la rodadura. A continuación se dirigió a la cabecera 07 y despegó. El vuelo y la aproximación fueron normales.

En la carrera de aterrizaje y después de quitar flaps, la rueda derecha se bloqueó y la aeronave inició un giro a la derecha hasta que abandonó la zona asfaltada y rodó por la tierra para finalmente impactar contra un talud.

El piloto en su declaración informó que no aplicó frenos hasta que vio que la aeronave iba a abandonar la pista.

Las personas que iban a bordo de la aeronave la abandonaron por su propio pie y no sufrieron ninguna lesión.

La aeronave sufrió daños importantes.

### 1.2. Información sobre el personal

Los datos más relevantes de experiencia y titulación del piloto al mando de la aeronave se muestran en la tabla siguiente.

Información sobre el piloto		
Edad	38 años	
Nacionalidad	Española	
Licencia	Piloto privado de avión (desde 17-11-1997)	
<i>Habilitación (validez)</i>	Monomotor terrestre pistón (hasta 24-12-2004)	
	VRF-HJ (vuelo visual diurno)	
<i>Experiencia</i>	Total	145 horas
	En el tipo	28:17 horas (19 horas en modelo anfibio)
	Últimos 90 días	10:23 horas
	Últimos 30 días	3:21 horas
	Últimas 24 horas	1:45 horas

Información sobre el piloto (*continuación*)

<i>Certificado médico</i>	Tipo	Certificado médico clase 2
	Fecha	03-12-2002

**1.3. Información de la aeronave**

A continuación se detallan las características específicas de la aeronave:

## Información general

Matrícula	EC-DAE	
Fabricante	Reims Aviation, S. A.	
Modelo	Cessna FR 172 J	
Número de serie	0539	
Año de fabricación	1975	
<b>Motor</b>	Fabricante	Continental
	Modelo	IO-360H
<b>Hélice</b>	Marca	McCauley
	Modelo	2A34C209/78CCA-2
<b>Certificado de aeronavegabilidad</b>	Clase	Especial
	<i>Empleo</i>	Categoría: Escuela
		Prestación: normal. Aeronave idónea sólo para vuelo visual.
		Modalidad: Escuela
	Número	1880
	Emisión	23-08-1983
	Validez	24-09-2003
Última renovación	25-09-2002	

## Características técnicas

<b>Dimensiones</b>	Envergadura	11,5 metros
	Altura	2,68 metros
	Longitud	8,017 metros
<b>Limitaciones</b>	Peso máximo despegue	1.157 kg
	Tripulación mínima	1 piloto

### 1.3.1. *Mantenimiento de la aeronave*

La aeronave se utilizaba para vuelos de escuela y los socios del aeroclub al que pertenecía podían utilizarla para realizar vuelos privados.

Según estos dos usos para los que se empleaba la aeronave, el programa de mantenimiento que se recomendaba por el fabricante era «PROGRESIVE CARE PROGRAME»<sup>2</sup>, que es diferente al aprobado para esta aeronave por la Dirección General de Aviación Civil (DGAC), ya que el primero incluye revisiones de 50, 100 y 200 horas cada año, además de los puntos especiales, mientras que en el último se definen revisiones cada 100 horas hasta las 1.000 horas. El operador seguía el recomendado por el fabricante.

Las últimas revisiones realizadas a la aeronave fueron:

Fecha	Horas de aeronave	Tipo de revisión
29-05-2002	2.273 horas	Revisión de 200 horas
09-08-2002	2.314 horas	Revisión de 50 horas
21-03-2003	2.366 horas	Revisión de 100 horas

Las horas totales de la aeronave el día del accidente eran 2.410 horas.

### 1.3.2. *Descripción del sistema de tren de aterrizaje*

El tren de aterrizaje de la CESSNA 172 es un tren triciclo fijo. El tren principal consta de dos patas de muelle de acero tubulares y el tren de morro es direccionable con un amortiguador óleoneumático.

Las ruedas del tren principal van equipadas con neumáticos tubulares y frenos de disco McCauley, protegidos por un carenado aerodinámico. El disco de freno se une a la semillanta interior de la rueda con los mismos tornillos que unen la semillanta al buje, formando así parte integral de la rueda.

Las semillantas son de acero y se unen al buje de la rueda, de aleación de aluminio, con tornillos tipo «capscrew». Entre las semillantas y el buje va una arandela.

La aeronave del accidente estaba equipada con carenas aerodinámicas.

<sup>2</sup> Véase Anexo 1.

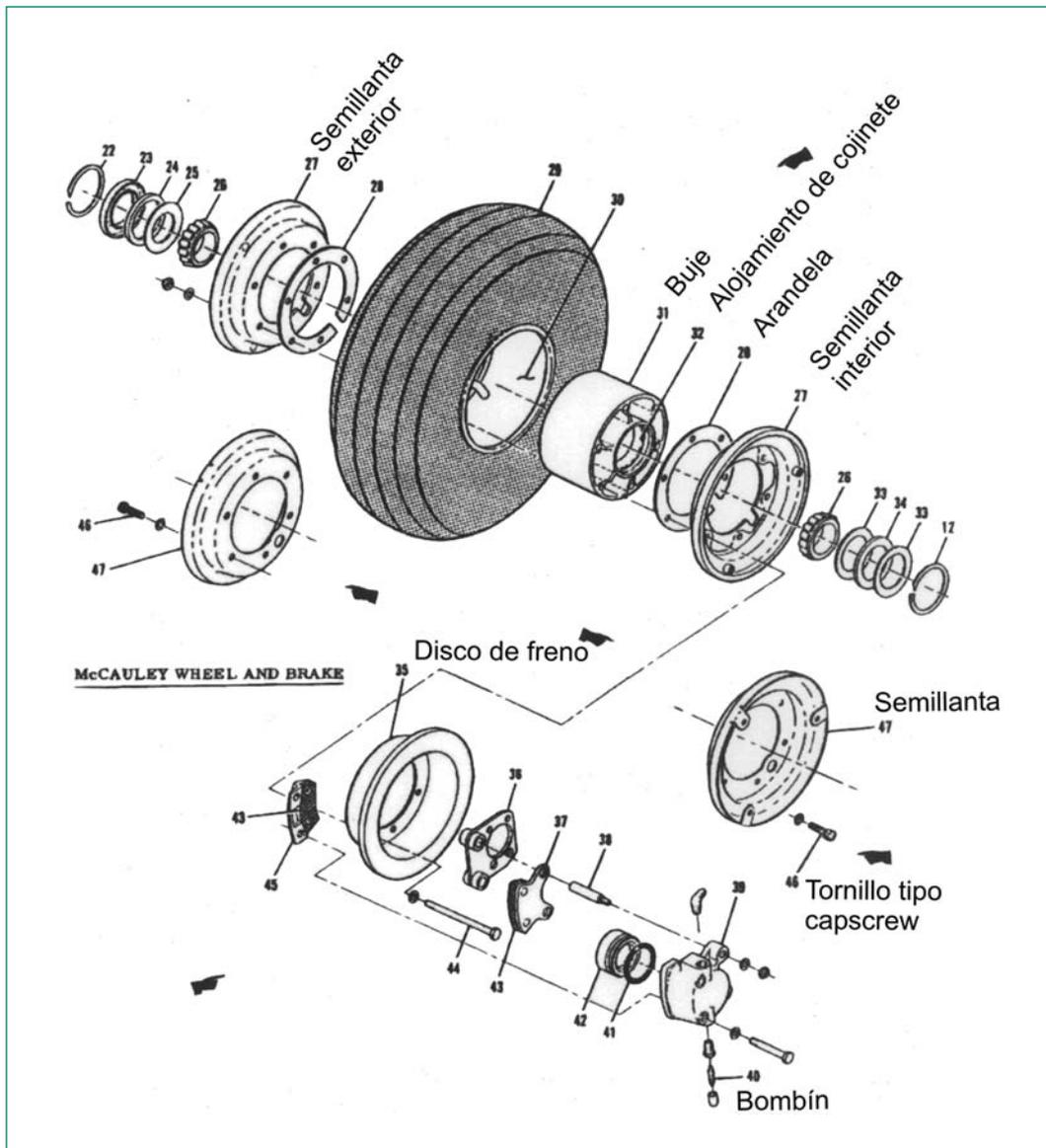


Figura 1. Montaje de rueda y freno

#### 1.4. Ensayos e investigaciones

La aeronave se salió de la pista y paró en el extremo de la franja de pista al chocar contra un talud. La franja era un terreno llano y en buen estado.

Según la declaración del piloto, la aeronave inició un giro a la derecha y cuando vio que se iba a salir de la pista pisó el freno izquierdo. En la pista se observaba la huella de la rueda derecha y el inicio del giro. Una vez que la aeronave abandonó la pista la trayectoria fue, prácticamente, en línea recta hasta que impactó con el talud, situado a 6 metros del borde de la pista.



Figura 2. Huellas en pista

Al bloquearse la rueda derecha, la pata derecha sufrió deformaciones. En el momento que la aeronave abandonó la zona asfaltada, la rueda de morro empezó a deformarse y las palas de la hélice impactaron con el suelo.

El resto de daños que sufrió la aeronave fueron principalmente debidos al impacto contra el talud. En dicho impacto se dañó el fuselaje, el mamparo cortafuegos y la punta de la semiala derecha.

### 1.5. Ensayos e investigaciones

Se realizó el desmontaje del carenado y rueda del tren principal derecho. Al desmontar la carena se observó que la semillanta exterior se encontraba en buen estado.

En la semillanta interior se observó que los tornillos tipo «capscrew» que unen la semillanta interior y el disco de freno con el buje se habían aflojado y estaban doblados. Además, se podían retirar manualmente. Dos de ellos se cayeron al desmontar el bombín del freno.

Se desmontaron el resto de componentes y se comprobó que la identificación de las piezas («part numbers») era correcta.

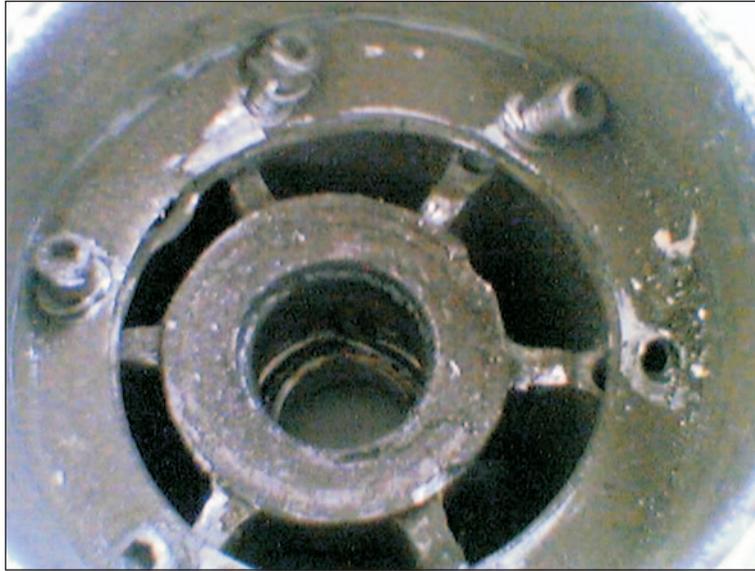


Figura 3. Disco de freno y semillanta interior derecha

Además, se hicieron inspecciones con líquidos penetrantes para identificar si existía algún tipo de grieta que explicara por qué los tornillos se habían aflojado según se recoge en «General Aviation Airworthiness Alert. AC No. 43-16. Alert NO. 230. September 1997» de la FAA (Federal Aviation Administration).

No se detectó ninguna grieta.

A continuación se inspeccionaron los agujeros del buje de la cara interior y se observó que presentaban claras deformaciones en sus roscas, principalmente que los hilos de rosca estaban chafados. Asimismo, la zona central del buje presentaba melladuras.



Figura 4. Cara interior del buje de la rueda



Figura 5. Tornillos que unen la semillanta interior y el disco de frenos con el buje

Por último, se inspeccionaron los tornillos tipo «capscrew» que unen la semillanta interior y el disco de freno con el buje de la rueda. Uno de ellos tenía síntomas de haberse introducido en su agujero forzadamente, ya que tenía incrustado en el hueco de los hilos material de aluminio procedente de la rosca del agujero del buje.

Cuatro de ellos presentaban deformaciones en los hilos debidas, probablemente, a que no estaban apretados adecuadamente y al aflojarse por las vibraciones se deformaron.

## 1.6. Información adicional

### 1.6.1. Operaciones de mantenimiento que afectan a los tornillos

Los tornillos que estaban flojos o forzados al montarlos no se manipulan a no ser que se cambie el neumático o el disco de frenos.

Se pueden ver cuando se cambian las pastillas de los frenos, al cambiar los cojinetes o al engrasar los cojinetes.

Actuaciones en las que se manipulan los tornillos	Fecha	Observaciones
Cambio de disco de frenos	—	—
Cambio de neumático	03-08-2001	A las 2.164 horas de aeronave. No consta si se cambió el derecho o el izquierdo.

Actuaciones en las que se observan los tornillos	Fecha	Observaciones
Cambio de cojinetes	23-11-2000	A las 2.073 horas de aeronave. Revisión de 200 horas
Engrase de cojinetes <sup>3</sup>	21-03-2003	A las 2.366 horas de aeronave. No hay que desmontar la rueda. Última revisión de 100 horas.
Cambio de pastillas	No anotado	—

El mantenimiento de la aeronave se realizaba normalmente en los talleres del Aeroclub Barcelona-Sabadell, que es Centro de Mantenimiento Autorizado por la DGAC.

Las revisiones de mantenimiento de 50 horas se realizaban en La Cerdanya con desplazamiento del jefe de taller al aeródromo. Las averías imprevistas, cuando nadie se podía desplazar al aeródromo desde Sabadell, eran subsanadas por un técnico de mantenimiento de aeronaves (TMA).

## 2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Cuando la aeronave había aterrizado y estaba rodando en la pista, después de retraer los flaps, la rueda derecha se bloqueó y se inició un giro hacia el lado derecho hasta que la aeronave abandonó la zona asfaltada y chocó contra un talud.

Cuando se inspeccionó el conjunto de la rueda derecha se observó, al desmontar la pinza de freno y el carenado, que los tornillos que unen el disco de freno y la llanta al buje de la rueda se habían aflojado sin salirse totalmente de su rosca.

Al salirse habían rascado el soporte del bombín y deteriorado el anclaje del mismo, produciendo el bloqueo del conjunto.

Se ha estudiado el historial de mantenimiento de la aeronave y se ha concluido que la manipulación de los tornillos sólo se realiza cuando se cambia el disco de frenos o cuando se cambia la rueda de la aeronave.

En la última revisión de 100 horas se engrasaron los cojinetes, con lo que se pudieron ver los tornillos que se aflojaron, y no se reportó que estuvieran flojos o presentaran alguna anomalía. Por tanto, la manipulación de los tornillos pudo realizarse con posterioridad a la última revisión de 100 horas, aunque no se ha registrado en el taller ningún cambio de rueda o de plato de frenos.

<sup>3</sup> El engrase de los cojinetes se realiza a las 100 horas y después cada 500 horas de vuelo.

Por todo lo anterior, el accidente probablemente se produjo debido a que los tornillos que unen el disco de freno y la llanta al buje de la rueda estaban flojos y bloquearon la rueda. La manipulación de los tornillos que desembocó en esta situación pudo realizarse con posterioridad a la última revisión anotada de 100 horas, aunque no se ha podido determinar en qué momento.

**APÉNDICE 1**  
**Programa de mantenimiento**  
**recomendado por el fabricante**

**I INSPECTION REQUIREMENTS.**

As required by Federal Aviation Regulations, all civil aircraft of U.S. registry must undergo a COMPLETE INSPECTION (ANNUAL) each twelve calendar months. In addition to the required ANNUAL inspection, aircraft operated commercially (for hire) must also have a COMPLETE AIRCRAFT INSPECTION every 100 hours of operation.

In lieu of the above requirements, an aircraft may be inspected in accordance with a progressive inspection schedule, which allows the work load to be divided into smaller operations that can be accomplished in shorter time periods.

Therefore, the Cessna Aircraft Company recommends PROGRESSIVE CARE for aircraft that are being flown 200 hours or more per year, and the 100 HOUR inspection for all other aircraft.

**II INSPECTION CHARTS.**

The following charts show the recommended intervals at which items are to be inspected.

As shown in the charts, there are items to be checked each 50 hours, each 100 hours, each 200 hours, and also Special Inspection items which require servicing or inspection at intervals other than 50, 100 or 200 hours.

- a. When conducting an inspection at 50 hours, all items marked under EACH 50 HOURS would be inspected, serviced or otherwise accomplished as necessary to insure continuous airworthiness.
- b. At each 100 hours, the 50 hour items would be accomplished in addition to the items marked under EACH 100 HOURS as necessary to insure continuous airworthiness.
- c. An inspection conducted at 200 hour intervals would likewise include the 50 hour items and 100 hour items in addition to those at EACH 200 HOURS.
- d. The numbers appearing in the SPECIAL INSPECTION ITEMS column refer to data listed at the end of the inspection charts. These items should be checked at each inspection interval to insure that applicable servicing and inspection requirements are accomplished at the specified intervals.
- e. A COMPLETE AIRCRAFT INSPECTION includes all 50, 100 and 200 hour items plus those Special Inspection Items which are due at the time of the inspection.

**III INSPECTION PROGRAM SELECTION.****AS A GUIDE FOR SELECTING THE INSPECTION PROGRAM THAT BEST SUITS THE OPERATION OF THE AIRCRAFT, THE FOLLOWING IS PROVIDED.**

1. IF THE AIRCRAFT IS FLOWN LESS THAN 200 HOURS ANNUALLY.
  - a. IF FLOWN FOR HIRE

An aircraft operating in this category must have a COMPLETE AIRCRAFT INSPECTION each 100 hours and each 12 calendar months of operation. A COMPLETE AIRCRAFT INSPECTION consists of all 50, 100, 200 and Special Inspection Items shown in the inspection charts as defined in paragraph II above.

- b. IF NOT FLOWN FOR HIRE

An aircraft operating in this category must have a COMPLETE AIRCRAFT INSPECTION each 12 calendar months (ANNUAL). A COMPLETE AIRCRAFT INSPECTION consists of all 50, 100, 200 and Special Inspection Items shown in the inspection charts as defined in paragraph II above. In addition, it is recommended that between annual inspections, all items be inspected at the intervals specified in the inspection charts.

**RESUMEN DE DATOS**

**LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	<b>Sábado, 13 de septiembre de 2003; 03:15 horas</b>
Lugar	<b>Aeropuerto de Barcelona (Barcelona)</b>

**AERONAVE**

Matrícula	<b>EC-CDS</b>
Tipo y modelo	<b>PIPER PA-21</b>
Explotador	<b>Tadair, S. A.</b>

**Motores**

Tipo y modelo	<b>LYCOMING TIO-540-A2C</b>
Número	<b>2</b>

**TRIPULACIÓN**

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	<b>29 años</b>	<b>22 años</b>
Licencia	<b>Piloto comercial avión</b>	<b>Piloto comercial avión</b>
Total horas de vuelo	<b>2.500 horas</b>	<b>700 horas</b>
Horas de vuelo en el tipo	<b>193 horas</b>	<b>100 horas</b>

**LESIONES**

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			<b>2</b>
Pasajeros			
Otras personas			

**DAÑOS**

Aeronave	<b>Importantes</b>
Otros daños	<b>No aplicable</b>

**DATOS DEL VUELO**

Tipo de operación	<b>Transporte aéreo comercial – Posicionamiento</b>
Fase del vuelo	<b>Aterrizaje – Recorrido de aterrizaje</b>

## **1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS**

### **1.1. Reseña del vuelo**

La aeronave, dedicada a tareas de transporte público de mercancías, realizaba un vuelo de posicionamiento con origen en el aeropuerto de Palma de Mallorca y destino en el Aeropuerto de Barcelona. Durante la carrera de aterrizaje efectuada en la pista 02, sufrió el plegado de la pata de morro cuando se encontraba poco antes del cruce de las dos pistas del aeropuerto.

### **1.2. Lesiones a personas**

Los dos ocupantes de la aeronave resultaron ilesos.

### **1.3. Daños sufridos por la aeronave**

La aeronave sufrió daños en las compuertas del tren de morro, en el neumático de esta misma pata, en las dos hélices y en el amortiguador de la pata principal izquierda.

### **1.4. Otros daños**

No hubo daños a terceros dignos de mención.

### **1.5. Información sobre la tripulación**

El piloto al mando contaba con una licencia válida el día del incidente y contaba con las habilitaciones necesarias para la realización del vuelo que se estaba efectuando.

El copiloto contaba con una experiencia en el tipo de unas 100 horas, de las cuales aproximadamente 50 como piloto a los mandos. En el momento del incidente era el piloto a los mandos.

### **1.6. Información sobre la aeronave**

La aeronave disponía de un certificado de aeronavegabilidad renovado por última vez el día 16 de abril de 2003 y válido hasta el día 15 de abril de 2004.

### **1.7. Información meteorológica**

El viento era de dirección variable y entre 2 y 3 nudos de intensidad, la visibilidad mayor de 10.000 metros, nubes escasas a 3.300 pies, temperatura de entre 20 y 21 grados

centígrados con un punto de rocío de 18 grados centígrados, QNH de 1023 y ningún fenómeno significativo.

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

La aeronave quedó detenida cerca del cruce de las dos pistas, en el interior de la misma y apoyada sobre el tren principal y las compuertas de la pata de morro.

### **1.9. Supervivencia**

Los ocupantes pudieron abandonar la aeronave sin ningún problema adicional.

### **1.9. Ensayos e investigaciones**

#### **1.9.1. Inspección de los restos de la aeronave**

Cuando se inspeccionó la aeronave se encontró que las patas principales estaban bloqueadas y la palanca de tren en posición de tren abajo. Al levantar la aeronave para retirarla, la pata de morro bajó y quedó bloqueada correctamente.

El neumático de la pata de morro estaba deshinchado y girado sobre la llanta aproximadamente un tercio de circunferencia. La válvula estaba segada pero la cámara no presentaba ninguna otra anomalía. La cubierta no presentaba indicios de pinchazo ni de haber contactado con la pista a alta velocidad.

El amortiguador de la pata principal izquierda estaba hundido. Había perdido todo el hidráulico y parte del aire. Las dos juntas tóricas (interior y exterior) del cojinete inferior estaban mordidas.

#### **1.9.2. Información de mantenimiento**

Quince días antes del incidente se había realizado el servicio del amortiguador (reponer fluidos y observar) sin que hubiera ninguna anomalía. En todo este tiempo no se observó nada extraño en el amortiguador.

#### **1.9.3. Pruebas funcionales en tierra**

Con la aeronave sobre gatos, se realizaron varios ciclos de funcionamiento del tren. En todos ellos las tres patas quedaban bloqueadas correctamente con el tren extendido.

Concretamente, la pata de morro funcionaba de forma adecuada incluso con las deformaciones sufridas por los elementos de actuación de las compuertas.

#### 1.9.4. *Declaración de la tripulación*

En la inspección prevuelo no habían notado nada raro ni en las ruedas ni en el asiento de la aeronave. Sacaron el tren en final sin novedad y observaron las tres luces verdes y que la palanca de tren estaba en posición neutral. La meteorología era buena y la toma fue suave. No habían aplicado frenos ni efectuado ningún viraje hasta el momento del incidente. No apreciaron ningún golpe ni nada anormal durante el carreteo y despegue en el aeropuerto de origen ni durante el recorrido de aterrizaje. El plegado de la pata se produjo muy rápidamente.

## 2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El estado de las dos juntas tóricas de la pata principal izquierda indica con casi total seguridad que se produjo una toma dura con una componente importante de velocidad vertical.

El neumático de la rueda de morro se deshinchó por el segado de la válvula. Dado que no se encontraron indicios de que la toma fuese a alta velocidad, la causa más probable de que el neumático girase un tercio de vuelta y cortara la válvula es que tuviera baja presión. Probablemente, la baja presión ya la tenía cuando despegó, aunque no puede descartarse un problema con la válvula durante el trayecto.

Dado que el tren funcionaba correctamente en las pruebas que se le efectuaron y teniendo en cuenta que la pata de morro es habitualmente la última en desplegarse, la causa más probable de lo ocurrido es que el tren de morro no hubiera completado su extensión en el momento del contacto con el terreno. La secuencia de funcionamiento de extensión del tren permitió que las patas del tren principal hubieran quedado ya bloqueadas en su posición de tren abajo, hecho que aún no se había producido en el caso del tren de morro.

**RESUMEN DE DATOS**

**LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	<b>Sábado, 20 de septiembre de 2003; 09:30 horas</b>
Lugar	<b>Garcihernández (Salamanca)</b>

**AERONAVE**

Matrícula	<b>EC-FTI</b>
Tipo y modelo	<b>SOCATA TOBAGO TB-10</b>
Explotador	<b>Adventia</b>

**Motores**

Tipo y modelo	<b>LYCOMING O-360-A1AD</b>
Número	<b>1</b>

**TRIPULACIÓN**

**Piloto al mando**

Edad	<b>19 años</b>
Licencia	<b>Alumno piloto</b>
Total horas de vuelo	<b>79 horas</b>
Horas de vuelo en el tipo	<b>79 horas</b>

**LESIONES**

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación		<b>1</b>	
Pasajeros			
Otras personas			

**DAÑOS**

Aeronave	<b>Importantes</b>
Otros daños	<b>Ninguno</b>

**DATOS DEL VUELO**

Tipo de operación	<b>Aviación general – Instrucción – Solo</b>
Fase del vuelo	<b>En ruta</b>

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Descripción del suceso

El alumno piloto llegó al Aeropuerto de Salamanca alrededor de las 7:00 hora local<sup>1</sup>, a fin de realizar un vuelo de instrucción solo, que pretendía llevar a cabo en la zona situada al Sur del aeropuerto.

Preparó y presentó un plan de vuelo local, con salida estimada a las 8:15 horas y una duración de 2 horas.

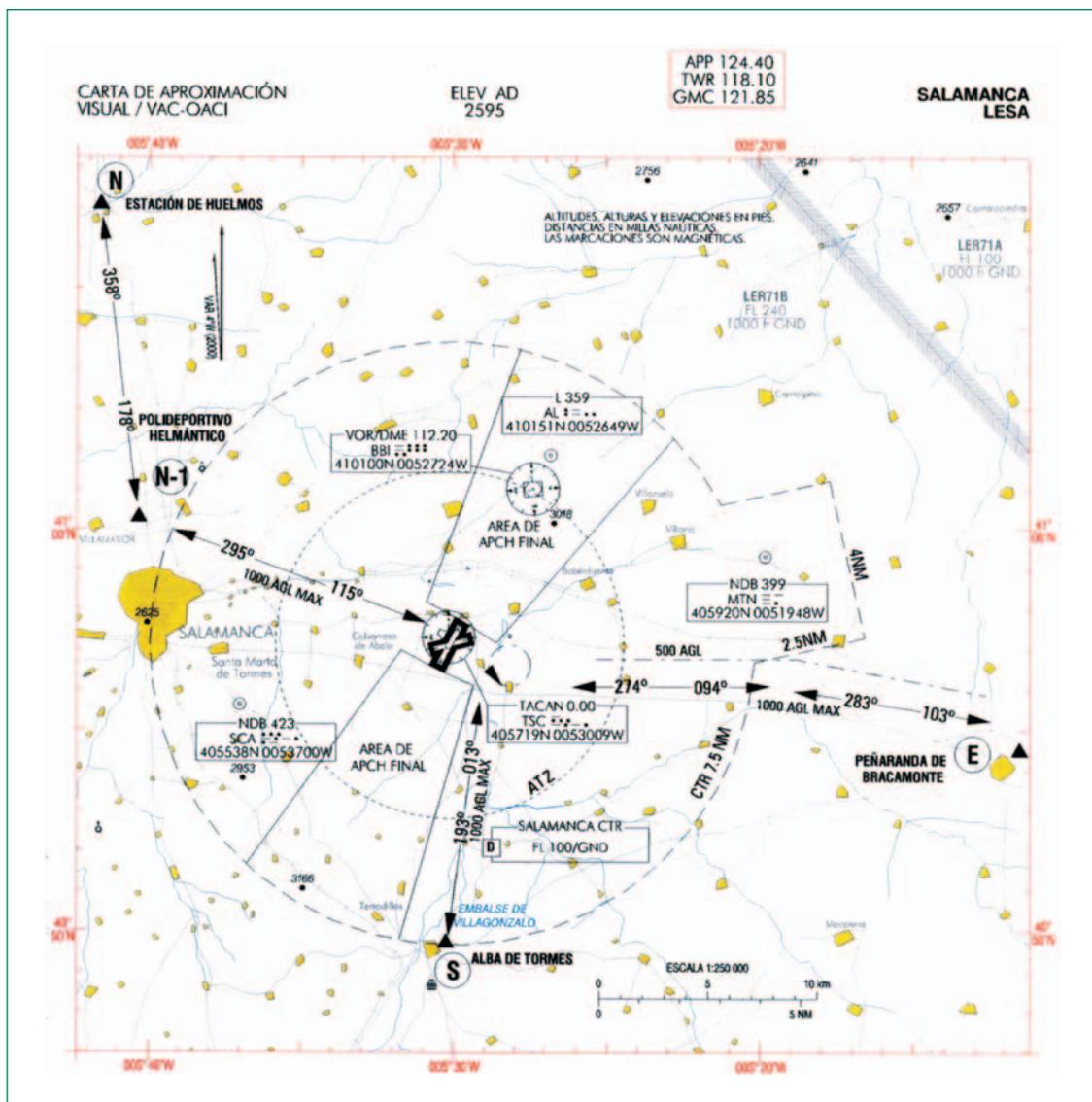


Figura 1. Carta de aproximación visual al Aeropuerto de Salamanca

<sup>1</sup> La hora UTC se obtiene restando dos horas a la hora local.

A las 8:16 horas, el piloto recibió autorización de la torre de control del Aeropuerto de Salamanca para despegar, lo que llevó a cabo por la pista 21.

Luego se dirigió a la zona situada al Sur del aeropuerto, en la que permaneció durante una hora haciendo diversas maniobras, finalizadas las cuales procedió a retornar al aeropuerto de partida.

Aproximadamente a las 9:25 horas impactó contra el terreno en una parcela perteneciente al término municipal de Garcihernández (Salamanca).

### 1.2. Lesiones a personas

A consecuencia del impacto, el piloto, único ocupante de la aeronave, sufrió la fisura de dos vértebras y diversos golpes y magulladuras en la cabeza y extremidades, que hicieron necesario su traslado a un centro hospitalario, donde permaneció ingresado durante más de 48 horas.

### 1.3. Daños sufridos por la aeronave

A consecuencia de los impactos, la aeronave resultó prácticamente destruida.



Figura 2. Vista general de la aeronave

### 1.4. Información sobre el piloto

El piloto disponía de la autorización de alumno piloto, emitida por la Dirección General de Aviación Civil, cuya validez se extendía desde el 14/03/2003 hasta 14/03/2005.

Su primer vuelo lo había realizado el día 22 de abril de 2003. Posteriormente, había llevado a cabo 53 vuelos más, excluyendo el vuelo del accidente, con una duración total de 77:37 horas. La totalidad de estos vuelos se hicieron siguiendo las reglas de vuelo visual (VFR) y con el mismo tipo de aeronave que sufrió el accidente.

Además de ello, el alumno piloto había hecho 14 sesiones de simulador, con una duración total de 15:05 horas.

Durante los tres días anteriores al accidente había hecho un vuelo cada día, cuya duración fue de 2:20, 2:40 y 2:05 horas, respectivamente.

### **1.5. Declaración del piloto**

Los investigadores tuvieron la oportunidad de entrevistar al piloto en el hospital en el que estaba ingresado.

Manifestó que aunque no es práctica habitual volar los sábados, no es ni mucho menos inusual, y que, en cualquier caso, estos vuelos se planifican con antelación. Concretamente, el vuelo en el que ocurrió el accidente se había programado el jueves.

Continuó indicando que el día del evento llegó al Aeropuerto de Salamanca con una hora de antelación sobre la hora prevista de despegue. Preparó el plan de vuelo y comentó con el tutor la misión que llevaría a cabo, y que consistiría en la práctica de vuelos lentos, virajes coordinados y tomas y despegues. Decidió llevar a cabo las citadas maniobras en la zona situada al Sur del aeropuerto, que no conocía, ya que es una zona que está restringida de lunes a viernes a los vuelos civiles.

Despegó a las 08:00 horas y se dirigió hacia el punto «S» para abandonar la zona de control (CTR). Una vez que se encontraba en la zona elegida comenzó a hacer las maniobras programadas. A las 09:15 horas decidió retornar al aeropuerto y, como le quedaba suficiente tiempo, pensó hacer un par de tomas y despegues. Para ello, puso rumbo Oeste a fin de dirigirse hacia la localidad de Alba de Tormes, donde se encuentra el punto «S», de entrada a la CTR.

Continuó indicando que volaba a unos 1.500 pies sobre el terreno y que ya tenía a la vista la localidad de Alba de Tormes, y que todo transcurría con normalidad. Dijo no recordar nada de lo que pasó después, debido a que sufría un lapsus de pérdida de memoria que se extendía hasta después del accidente.

Con respecto al período de descanso que realizó la noche anterior, indicó que había salido con unos amigos de su localidad de origen que habían acudido a Salamanca a visitarle, pero que se retiró temprano, ya que al día siguiente tenía que volar a primera hora.

## 1.6. Información sobre la aeronave

### 1.6.1. *General*

#### Célula

Fabricante:	Socata
Modelo:	TB-10
Número de serie:	1572
Año de fabricación:	1993
Horas:	7.000

#### Motor

Fabricante:	Lycoming
Modelo:	O-360-A1AD
Número de serie:	L-33269
Horas:	1.282

#### Hélice

Fabricante:	Hartzell
«Part number»:	HCC2YK-1BF/F7666A-2

Esta aeronave tiene un tren de aterrizaje de tipo triciclo fijo.

### 1.6.2. *Certificado de aeronavegabilidad*

Clase:	Normal
Categoría:	Escuela
Prestación técnica:	— Normal — Aeronave idónea sólo para vuelo visual
Plazos de validez:	— Emisión: 03-09-1993 — Renovación: 09-10-2002 — Caducidad: 26-10-2003

## 1.7. Comunicaciones

A las 08:05:48 hora local, el piloto notificó por radio a la dependencia de control de rodadura del Aeropuerto de Salamanca, que se encontraba en la plataforma civil y tenía un plan de vuelo visual a la zona situada al Sur del aeropuerto, para lo cual solicitaba información. Fue autorizado a rodar hasta el punto de espera de la pista 21, e informado de que el viento se encontraba en calma y el QNH era de 30,18 pulgadas de mercurio.

Once minutos después, el piloto volvió a establecer contacto con control de rodadura, a quién informó de que se encontraba en el punto de espera de la pista 21, y solicitó contactar con la torre de control, siendo autorizado a ello.

Inmediatamente después, el piloto informó a la torre de control de su posición y plan de vuelo, y que se encontraba dispuesto para el despegue. El controlador le asignó el código transponder 0607 y le autorizó a alinearse en pista.

Poco tiempo después el controlador autorizó el despegue de la aeronave, solicitando al piloto que reportase en el momento en que alcanzase el punto «S».

A las 08:24:32 el piloto informó al controlador que se encontraba sobre el punto «S». Éste pidió al piloto que le confirmara la altitud a la que volaría, a lo que respondió que mantendría entre 7.500 pies y mínimos.

Posteriormente no hubo ninguna otra comunicación entre la aeronave y las dependencias de control.

## 1.8. Huellas del impacto contra el terreno y distribución de restos

La primera huella que dejó la aeronave en el terreno estaba situada en unos 2 metros del margen de la carretera SA-114. Asimismo, se observó que el cable telefónico de un tendido, que discurre paralelo a la carretera a 8 metros de su margen, mostraba signos de haber sufrido un impacto ligero, en un punto situado a 9 metros a la izquierda, visto desde la carretera, de la huella encontrada en el terreno.

A partir de esta primera huella, se extendía un rastro de restos pequeños de la aeronave de 12,5 metros de longitud, compuesto principalmente de plásticos y cristales de las luces de extremo del plano derecho. En esta zona también se apreciaron huellas poco profundas dejadas por el plano derecho de la aeronave, que se extendían hasta una distancia de 33 metros de la primera huella.

Es de destacar que el primer tramo de las huellas anteriormente indicadas forma un ángulo de 290° con el norte magnético, y luego comienza a girar hacia la derecha, hasta alcanzar un rumbo de 310°, a partir del cual ya no varía su orientación.

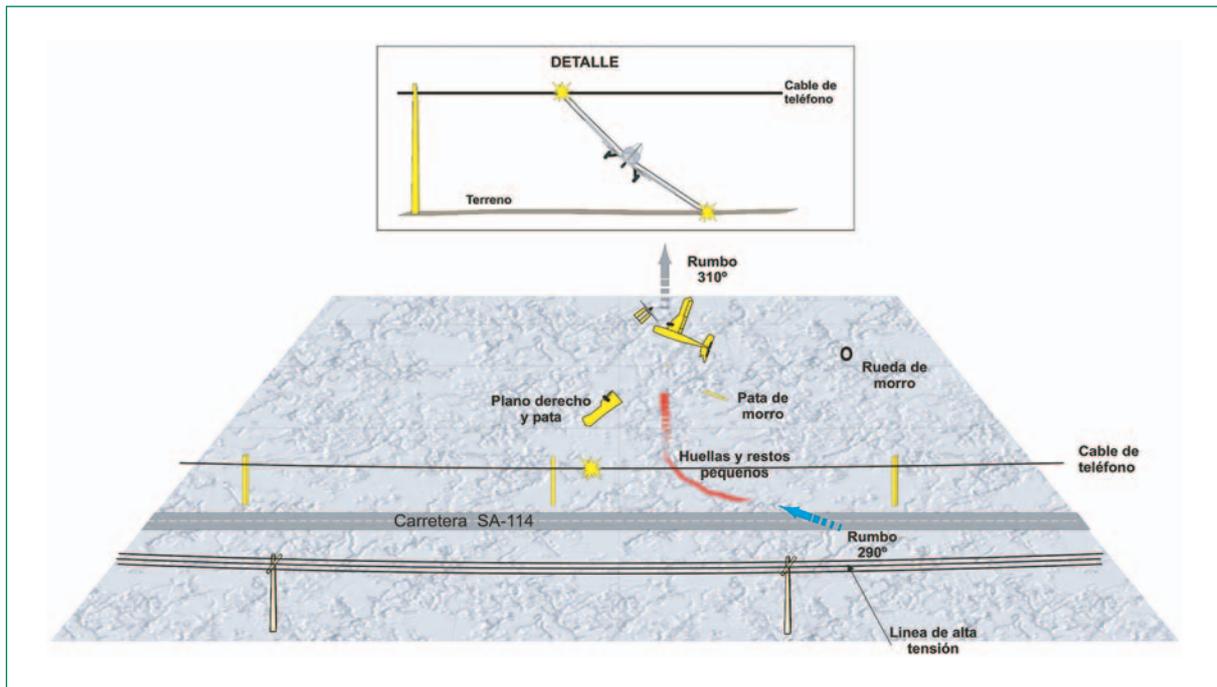


Figura 3. Croquis de la trayectoria de la aeronave y distribución de restos

A 45 metros de la primera huella se encontró una marca en el terreno que fue producida por una de las patas del tren de aterrizaje.

A partir de una distancia de 50 metros desde el primer impacto comenzaron a aparecer restos de la aeronave de mayor tamaño: carenados de motor y ruedas, trozos de chapa de la zona del encastre de los planos, etc. El plano derecho y la pata de ese lado se encontraron a 80 metros. La pata de morro, sin la rueda, apareció a 93 metros del primer impacto y a 20 metros a la derecha de la trayectoria seguida por la aeronave.

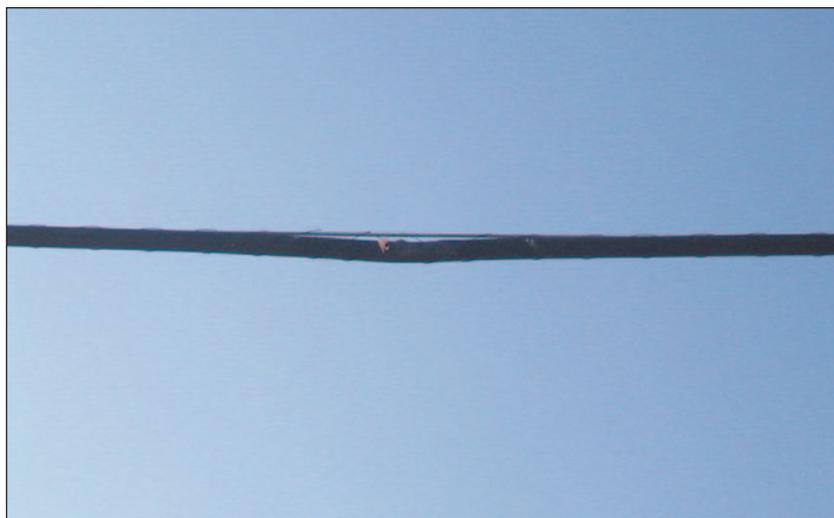


Figura 4. Marca en el cable

La aeronave se encontraba en posición invertida, a una distancia de 113 metros de la primera huella. El motor y la hélice, que se habían desprendido, estaban a 2 metros de la aeronave. La batería y el motor del flap se encontraron a una distancia de 30 y 10 metros, respectivamente, más allá de la aeronave.

### 1.9. Secuencia de los impactos

De acuerdo con las huellas y la distribución de los restos de la aeronave, el primer elemento que impactó contra el terreno fue el extremo del plano derecho. A partir de esta huella y de la marca que había en el cable del teléfono pudo determinarse que en el momento en que tuvo lugar el primer impacto, la aeronave tenía una actitud de alabeo con  $34^\circ$  de ángulo a la derecha.

El rumbo inicial de la aeronave era de  $290^\circ$ . El posterior giro de  $20^\circ$  en su trayectoria fue producido por el impacto del extremo del plano derecho contra el terreno.

A partir de este momento la aeronave continuó deslizándose sobre el terreno, sin modificar su rumbo, desprendiéndose durante ese desplazamiento gran cantidad de elementos.

Finalmente, la aeronave capotó y quedó detenida en posición invertida.

La gran distancia recorrida por la aeronave desde el primer impacto hasta el lugar en que quedó detenida indica que la velocidad de la misma era considerable y que el ángulo vertical de la trayectoria era pequeño, es decir, que dicha trayectoria era muy tendida.



Figura 5. Marcas dejadas por el cable en el borde marginal del plano izquierdo

### 1.10. Entrevista a testigos

Una de las dos personas que viajaban en un vehículo que circulaba por la carretera SA-114 en dirección a Peñaranda de Bracamonte (este) manifestó que había visto cómo la aeronave volaba paralela a la carretera y al sur de la misma, en dirección a Alba de Tormes, es decir, hacia el vehículo. Si bien no pudo estimar su altura, indicó que volaba alto.

Observó luego que la aeronave comenzaba a descender de forma acusada, y repentinamente iniciaba un viraje a la derecha, que la llevó a situarse perpendicularmente a la carretera, en dirección a ella y a muy baja altura. Los ocupantes del vehículo vieron cómo la aeronave se aproximaba rápidamente a ellos, en rumbo de colisión. Sobrevoló una línea eléctrica, que discurre paralela a la carretera en su lado sur, atravesó ésta escasos metros por delante del vehículo, e inmediatamente después vio cómo impactaba contra el terreno.

En ningún momento apreció ningún tipo de anomalías, variaciones en el sonido del motor ni presencia de humo antes del impacto.

Detuvieron el vehículo y se dirigieron a la aeronave. Antes de llegar a ella observaron que había gran cantidad de combustible en el terreno. Cuando alcanzaron la aeronave comprobaron que el piloto se encontraba en la cabina, sujeto aún por el cinturón de seguridad. Ante las heridas que presentaba, decidieron no sacarlo de la cabina, permaneciendo a su lado para tratar de proporcionarle apoyo.

Alertaron a los servicios de emergencia, y a los 15 minutos se personó la Guardia Civil, en tanto que los servicios sanitarios tardaron 45 minutos en llegar al lugar del accidente.

### 1.11. Inspección de la aeronave

La deformación y las marcas que presentaban las palas de la hélice evidencian que en el momento en que impactaron contra el terreno giraban con potencia.

Las palancas de motor y hélice estaban totalmente adelante (potencia máxima y paso fino), en tanto que la de mezcla se encontraba retrasada un tercio respecto a la posición de mezcla rica. Estas posiciones son congruentes con las que normalmente se llevan.

Se verificó que los sistemas de control de la aeronave (alergones y timones de profundidad y dirección) se encontraban libres. Aunque alguno de los elementos (barras y cables) que los conectan a las palancas de mando se encontraban rotos, se comprobó que dichas roturas se produjeron durante el impacto, concluyéndose, por tanto, que antes de producirse éste existía continuidad en los mandos.



Figura 6. Detalle de marcas en una pala

A partir de la posición del husillo del motor que mueve los flaps, fue posible determinar que en el momento del accidente la posición de éstos era arriba.

## 2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

De la información obtenida del impacto, del piloto y de los testigos, se conoce que la aeronave volaba recta y nivelada al sur de la carretera SA-114, y paralela a ella, en dirección a la localidad de Alba de Tormes. En un momento dado comenzó a descender y poco después inició un viraje a derechas, pasó por encima de la línea eléctrica, luego atravesó la carretera y finalmente impactó con el terreno. Durante todo este tiempo la aeronave mantuvo la actitud de alabeo a la derecha y morro abajo que había adoptado al inicio.

En el momento en que se produjo el impacto contra el terreno, tanto el motor como los sistemas de control de la aeronave funcionaban correctamente.

A la vista de lo anterior, se estima que la causa más probable de este accidente fue una actuación inconsciente del piloto sobre los mandos, produciendo el descenso y el alabeo a derechas de la aeronave.

**RESUMEN DE DATOS**

**LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	<b>Sábado, 8 de noviembre de 2003; 14:45 horas</b>
Lugar	<b>Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos (Madrid)</b>

**AERONAVE**

Matrícula	<b>EC-FVG</b>
Tipo y modelo	<b>MORANE SAULNIER MS-893-A</b>
Explotador	<b>Privado</b>

**Motores**

Tipo y modelo	<b>LYCOMING O-360-A3A</b>
Número	<b>1</b>

**TRIPULACIÓN**

**Piloto al mando**

Edad	<b>25 años</b>
Licencia	<b>Piloto comercial de avión</b>
Total horas de vuelo	<b>705 horas</b>
Horas de vuelo en el tipo	<b>8 horas</b>

**LESIONES**

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			<b>1</b>
Pasajeros			<b>1</b>
Otras personas			

**DAÑOS**

Aeronave	<b>Pata de morro, hélice, flap izquierdo</b>
Otros daños	<b>Ninguno</b>

**DATOS DEL VUELO**

Tipo de operación	<b>Aviación general – No comercial – Posicionamiento</b>
Fase del vuelo	<b>Aterrizaje</b>

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Descripción del suceso

A mediodía del 8 de noviembre de 2003, la aeronave Morane Saulnier MS-893-A, matrícula EC-FVG, se disponía a despegar del Aeropuerto de Almería, en vuelo «ferry» con destino el Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos.

La carrera de despegue transcurrió por cauces normales, hasta que se inició la rotación, cuando el piloto notó un brusco movimiento en el pedal izquierdo y un fuerte golpe bajo el plano izquierdo.

El piloto continuó el despegue y poco tiempo después contactó con la torre de control del aeropuerto, a la que comunicó que sospechaba que podía haberse reventado la rueda de la pata izquierda. Por ello, solicitó hacer una pasada a baja altura, a fin de que el controlador comprobase si había habido algún daño, especialmente en la rueda izquierda.

Una vez autorizado, el piloto llevó a cabo la pasada, tras lo cual el controlador le informó que no había observado nada anormal en la aeronave.

Como todos los parámetros de la aeronave eran normales, el piloto decidió proseguir su vuelo.

Cuando la aeronave estaba próxima al Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos, el piloto estableció contacto con su torre de control, que ya tenía conocimiento del problema a través de los servicios del Aeropuerto de Almería. El controlador propuso hacer el aterrizaje en la pista 28R, ya que es de hierba, a lo que el piloto respondió afirmativamente.

No obstante, antes de aterrizar, la aeronave hizo una pasada cerca de la torre, para ver si el controlador podía averiguar algo más acerca del estado del tren de aterrizaje. El controlador informó al piloto que faltaba la rueda de morro.

Una vez conocido el alcance de los daños de la aeronave, el piloto inició el aterrizaje en la pista 28R, que llevó a cabo con «full flap» y manteniendo la pata de morro levantada el mayor tiempo posible.

La aeronave fue perdiendo velocidad normalmente hasta que, a causa de la disminución de efectividad de las superficies de mando, el morro de la aeronave cayó e impactó contra el terreno, deteniéndose pocos metros después.

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



Figura 1. Elementos de la pata de morro que se desprendieron durante el despegue

Posteriormente, se llevó a cabo una revisión de la pista del Aeropuerto de Almería, durante la que se encontró parte de los elementos desprendidos de la pata de morro.

## 1.2. Daños sufridos por la aeronave

La pata de morro había perdido la rueda y la pieza a la que ésta va unida. Las palas de la hélice resultaron dañadas a causa de su impacto contra el terreno durante el aterrizaje y el flap del plano izquierdo quedó deformado.

## 1.3. Información sobre la tripulación

El piloto contaba con una licencia de piloto comercial de avión. Su experiencia de vuelo alcanzaba las 705 horas, de las cuales 8 eran en este tipo de aeronave.

## 1.4. Declaración del piloto

En su declaración el piloto indicó que llevaba la aeronave a Cuatro Vientos en vuelo «ferry». En ese aeropuerto estaba previsto someterla a una revisión del sistema de frenos, ya que a veces se quedaba agarrotado, a consecuencia de lo cual ya se había reventado un neumático en un vuelo anterior.

Por ello, cuando notó el movimiento brusco en el pedal izquierdo y el golpe bajo el plano izquierdo, pensó que seguramente habría reventado la rueda de la pata izquierda del tren de aterrizaje principal.

## 1.5. Comunicaciones

De la transcripción de las comunicaciones mantenidas entre la aeronave y la torre de control del Aeropuerto de Almería, se sabe que la aeronave recibió autorización para despegar a las 12:13:51 hora local.

A las 12:15:32 h el piloto de la aeronave comunicó a la torre que tenía la impresión de que había tenido un problema en la pata izquierda o había reventado el neumático, o incluso sospechaba que pudiera tratarse de una avería de más importancia. Por ello, pidió autorización para pasar cerca de la torre con objeto de que el controlador intentara averiguar lo ocurrido.

A las 12:17:23 h el controlador comunicó al piloto que no había visto nada anormal en la rueda, pero que si quería podía dar otra pasada.

El piloto respondió que no, que era posible que la pata estuviera bien y que hubiera reventado el neumático y que procedían para Cuatro Vientos. El controlador le repitió que no había visto nada, pero que no podía asegurarle que no hubiera daños. El piloto le respondió que dado que llevaba la aeronave al taller, y que como en vuelo todo iba bien, iba a continuar hasta Cuatro Vientos. Añadió que cuando llegara a ese aeropuerto notificaría que estuvieran alerta por si la aeronave llevaba un neumático reventado.

A las 12:23:34 h el piloto volvió a contactar con la torre de control y preguntó al controlador si iba a notificar la incidencia a Cuatro Vientos o lo hacía él por radio. El controlador le informó que ya lo había notificado a Coordinación, pero que podía hacerlo él también. El piloto respondió que cuando llegara a Cuatro Vientos lo comunicaría, pero que no estaría de más que lo supieran de antemano, ya que estaba casi seguro de que había reventado un neumático. A continuación el controlador comunicó con la Oficina ARO, pidiendo que avisaran a Cuatro Vientos sobre la incidencia de la aeronave.

## 1.6. Información de la aeronave

### 1.6.1. General

La aeronave había sido adquirida recientemente, siendo intención de su nuevo propietario dedicarla a instrucción.

Para poder dedicarla a tal fin era preciso modificar el sistema de frenos, a fin de dotarla de doble mando, ya que esta aeronave solamente tenía pedales en el lado del piloto.

Dicha modificación se realizó en un taller ubicado en el Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos, y posteriormente la aeronave fue llevada en vuelo hasta el aeropuerto de Almería. Durante el aterrizaje en éste, el piloto notó que la aeronave tendía a desviarse hacia la derecha, aunque no hubo más incidencias.

Posteriormente hicieron un vuelo de prueba, en el que, al igual que en el anterior, la aeronave mostró tendencia a desviarse hacia un lado durante el aterrizaje, haciendo preciso que el piloto la controlara mediante el freno de la rueda izquierda. Luego se dirigió a la plataforma de estacionamiento, y justo en el momento en el que se detenía la aeronave, se produjo el reventón de la rueda.

El origen de la tendencia de la aeronave a girar hacia un lado era que el sistema de frenos quedaba con presión residual, si bien esto solamente ocurría cuando se pisaba cualquiera de los pedales de freno del lado del copiloto, es decir, los que se habían instalado recientemente.

El vuelo en el que tuvo lugar este incidente tenía como objeto llevar la aeronave al taller donde se le habían instalado los nuevos pedales, para que fuera corregido dicho problema.

### 1.6.2. *Mantenimiento de la aeronave*

La última revisión de mantenimiento, de 100 horas (tipo B), había sido realizada el 3 de enero de 2003, cuando la aeronave contaba con 3.494 horas y 47 minutos.

Después de ello y hasta el vuelo en el que ocurrió el incidente, la aeronave había hecho seis vuelos, con una duración total de 17 horas y 50 minutos.

Antes de iniciarse este último vuelo, la aeronave fue revisada por un técnico de mantenimiento de aeronaves, que la encontró en condiciones satisfactorias para hacer dicho vuelo, si bien su inspección se dirigió especialmente a las patas del tren principal, al ser éstas las que habían estado implicadas en los problemas de frenos.

## 1.7. Descripción de la pata de morro

El tren de aterrizaje de esta aeronave es del tipo triciclo fijo.

La pata de morro no dispone de mandos para controlar la alineación de la rueda, pudiendo girar libremente alrededor de un eje paralelo a su plano, un ángulo de unos 45° a cada lado.

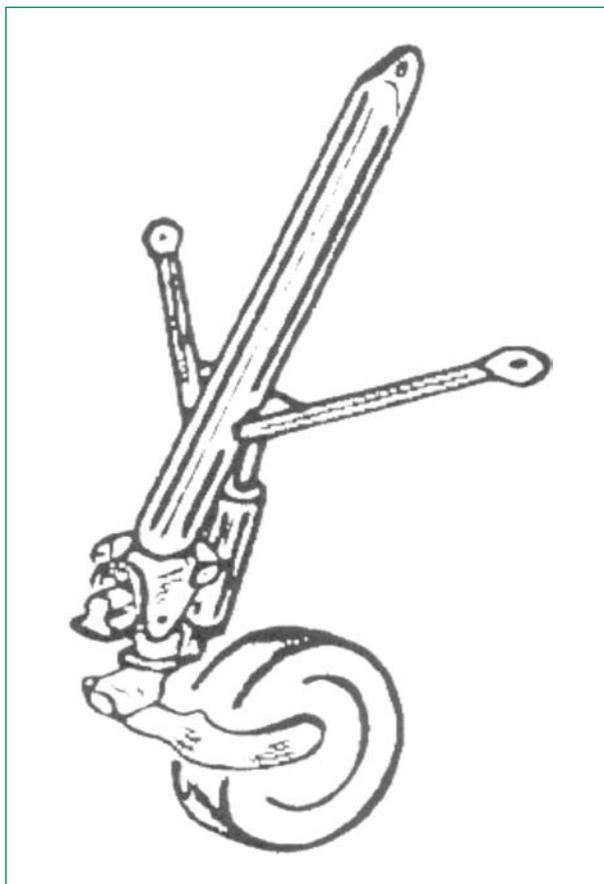


Figura 2. Esquema de la pata de morro

Asimismo, dispone de un sistema automático de alineación de la rueda y un sistema de amortiguación de las oscilaciones («antishimmy»).

En el vuelo del incidente, los elementos que se desprendieron durante el despegue en el Aeropuerto de Almería son los indicados con el número 22 en la figura 3, más la propia rueda, que no está representada.

La forma en la que van montados estos elementos es la siguiente: el vástago, en color amarillo en el croquis, entra en la pieza número 2 (coloreada en azul), que está fijada en la pata, sobresaliendo su extremo por el orificio superior de esta última pieza (azul), al que se acopla la pieza número 70. Ambas piezas (vástago y número 70) están taladradas. El tornillo (número 71) se introduce en dicho taladro, y sobresale por el otro extremo, donde se le monta la arandela y la tuerca (números 72 y 73), con lo que se consigue la sujeción de todos los elementos.

Como puede deducirse de la anterior descripción, todos los elementos que se desprendieron durante el despegue están sujetos solamente mediante el tornillo número 71.

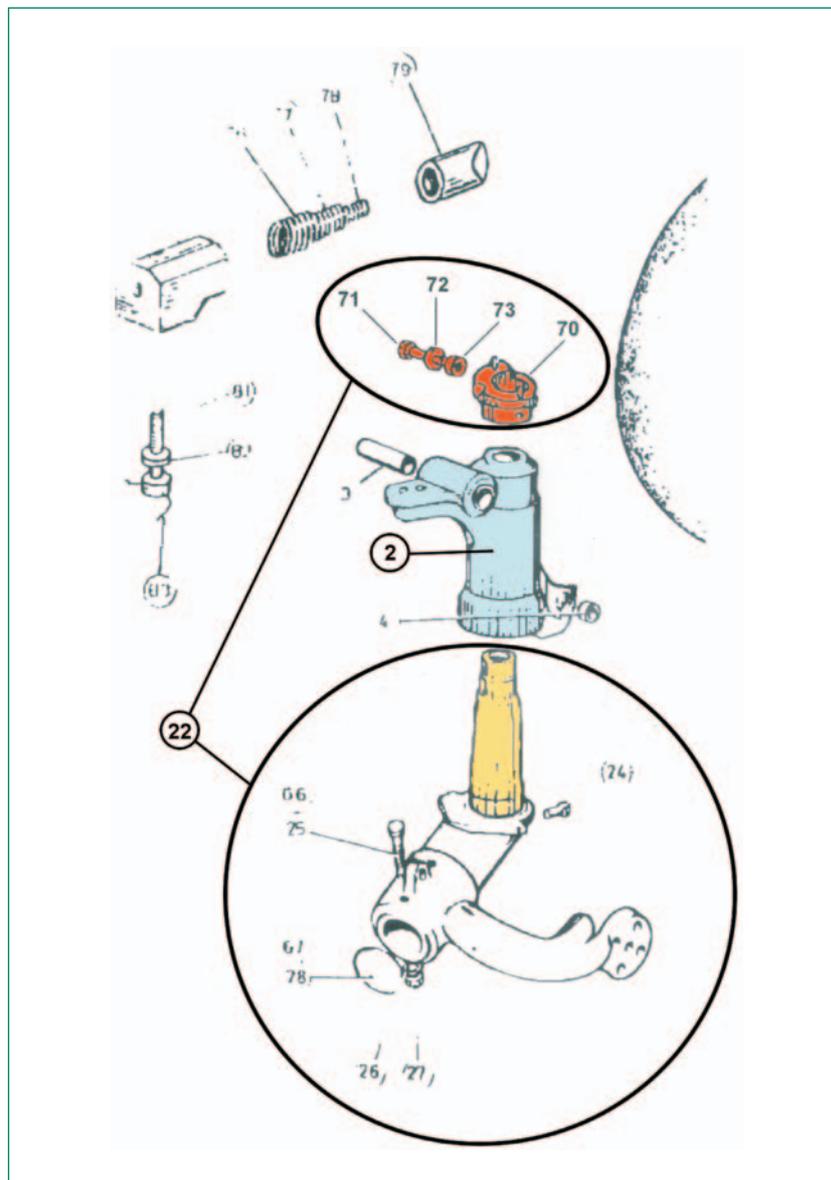


Figura 3. Despiece de la parte inferior de la pata de morro

A pesar de haberse llevado a cabo una búsqueda intensa en la pista y franja del Aeropuerto de Almería, no fue posible recuperar los elementos números 70, 71, 72 y 73.

## 1.8. Inspección del vástago

### 1.8.1. Observación visual

En el extremo del vástago (pieza coloreada en amarillo en la figura 3) se apreciaban varias improntas profundas, con arrancamiento de material, que probablemente se produjeron durante el impacto de la pieza contra el pavimento de la pista.



Figura 4. Detalle del extremo del vástago

El taladro se encontraba bastante ovalizado en uno de sus extremos, en tanto que en el otro dicha ovalización era más suave.

En su interior se apreciaron huellas circunferenciales, que debieron ser hechas por los hilos de rosca del tornillo.

En ambas caras del vástago, en las que se encuentran los orificios del taladro, se pudieron apreciar unas huellas de roce, que abarcaban un ángulo de unos  $15^\circ$  a cada lado de cada uno de los orificios.

Además, en una de esas caras se apreciaba una huella que iba desde el extremo superior del taladro hasta prácticamente el borde superior del vástago.

### 1.8.2. Conclusiones de la inspección

En el supuesto de que el tornillo se hubiese salido del taladro por pérdida de la tuerca, únicamente se habrían encontrado marcas en una de las caras del vástago. Por lo tanto, el hecho de haber encontrado huellas en ambas caras indica que el tornillo se rompió antes de salirse.

Las marcas circunferenciales encontradas en el interior del taladro fueron hechas por los hilos de rosca del tornillo durante su salida.

Todas las piezas, incluyendo al menos una de las dos partes en que estaba dividido el tornillo, permanecieron en su posición hasta que la rueda de morro comenzó a elevar-

se. En ese momento ésta y todos los elementos que permanecían unidos a ella comenzaron a desprenderse. Uno de los dos trozos del tornillo produjo la huella que iba desde el extremo superior del taladro hasta prácticamente su borde superior, durante la salida del vástago de su alojamiento.

### 1.8.3. *Antecedentes*

Se solicitó al fabricante de la aeronave información sobre sucesos similares al presente de los que hubiera tenido conocimiento. El fabricante comunicó que durante los últimos 20 años habían tenido lugar alrededor de 20 incidentes en los que se produjeron fallos en la pata de morro. No obstante, únicamente en dos de ellos, acaecidos en los años 1983 y 1995, se vio implicado el mismo tornillo que en el presente incidente.

Concretamente, en el que tuvo lugar en 1995, el análisis del tornillo evidenció que éste había roto por sobrecarga estática, debido a que se había utilizado un tornillo de resistencia inferior a la requerida. Con respecto al otro caso, el fabricante no pudo aportar información sobre las causas de la rotura del tornillo.

## 2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El desprendimiento de la rueda de la pata de morro se produjo como consecuencia de la rotura del tornillo mediante el que está unido a la pata.

Los daños del flap izquierdo fueron ocasionados por el impacto de los elementos desprendidos de la pata de morro.

No ha sido posible establecer la causa de la rotura del tornillo, debido a que no se pudo recuperar ninguna de sus dos partes.

**RESUMEN DE DATOS**

**LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	<b>Jueves, 11 de diciembre de 2003; 11:30 horas</b>
Lugar	<b>Aeropuerto de Salamanca (Salamanca)</b>

**AERONAVE**

Matrícula	<b>EC-FPN</b>
Tipo y modelo	<b>SOCATA TOBAGO TB-10</b>
Explotador	<b>Adventia</b>

**Motores**

Tipo y modelo	<b>LYCOMING O-360-A1-AD</b>
Número	<b>1</b>

**TRIPULACIÓN**

**Piloto al mando**

Edad	<b>24 años</b>
Licencia	<b>Piloto comercial de avión</b>
Total horas de vuelo	<b>197 horas</b>
Horas de vuelo en el tipo	<b>127 horas</b>

**LESIONES**

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			<b>1</b>
Pasajeros			
Otras personas			

**DAÑOS**

Aeronave	<b>Importantes</b>
Otros daños	<b>Ninguno</b>

**DATOS DEL VUELO**

Tipo de operación	<b>Aviación general – Instrucción – Solo</b>
Fase del vuelo	<b>Aterrizaje</b>

## 1. CIRCUNSTANCIAS DEL ACCIDENTE

La aeronave procedía desde Peñaranda de Bracamonte (Salamanca) en vuelo visual y con destino el Aeropuerto de Salamanca. El único tripulante era el piloto que realizaba un vuelo de carácter privado con objeto de acumular experiencia.

El piloto fue informado por la torre de control del aeropuerto de los datos del campo y autorizado para aterrizar en la pista 21. En condiciones de viento en calma, el piloto configuró la aeronave con «full flaps» y poca potencia. Después de realizar la recogida, la aeronave tomó contacto con la pista primeramente con el tren principal e inmediatamente con el tren de morro. Tras ello, la aeronave volvió a elevarse por un instante, cayendo después sobre la rueda de morro y tocando con la hélice en la pista.

A pesar de los daños, la aeronave pudo llegar por sus propios medios a la zona de aparcamiento.

El piloto resultó ileso.

En la revisión realizada se observaron daños en el eje y horquilla de la rueda de morro, así como en la llanta y cubierta, además de los producidos en las palas de la hélice por su contacto con el suelo. El piloto informó no advertir ningún tipo de malfuncionamiento previo en la aeronave.

Las circunstancias indican que se produjo una toma dura, con una actitud de ángulo de asiento prácticamente nulo, tras lo cual la aeronave se elevó momentáneamente para volver a tomar tierra impactando primeramente en el suelo con el tren delantero, que resultó dañado.

**RESUMEN DE DATOS**

**LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	<b>Viernes, 30 de enero de 2004</b>
Lugar	<b>Collado de Bujaruelo, term. mun. de Torla (Huesca)</b>

**AERONAVE**

Matrícula	<b>EC-FTM</b>
Tipo y modelo	<b>BELL 206L-4</b>
Explotador	<b>Helicópteros del Sureste, S. A.</b>

**Motores**

Tipo y modelo	<b>ALLISON 250-C30P</b>
Número	<b>1</b>

**TRIPULACIÓN**

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	<b>30 años</b>	<b>59 años</b>
Licencia	<b>Piloto cial. helicóptero</b>	<b>Piloto cial. helicóptero</b>
Total horas de vuelo	<b>2.556 horas</b>	<b>12.000 horas</b>
Horas de vuelo en el tipo	<b>1.012 horas</b>	<b>5.800 horas</b>

**LESIONES**

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			<b>2</b>
Pasajeros			
Otras personas			

**DAÑOS**

Aeronave	<b>Importantes</b>
Otros daños	<b>Ninguno</b>

**DATOS DEL VUELO**

Tipo de operación	<b>Aviación general – Comercial – Trabajos aéreos</b>
Fase del vuelo	<b>Maniobrando – Vuelo est. – Fuera de efecto suelo</b>

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Descripción del suceso

Se había producido una avería en una línea eléctrica de transporte que conecta España con Francia a través de los Pirineos. El origen de dicha avería era la rotura de uno de los cables, aunque no se conocía con exactitud el punto en el que se había producido.

Por ello, la compañía explotadora de la línea eléctrica solicitó la presencia de la aeronave para sobrevolar el trazado de la línea, con vistas a localizar el punto de rotura, y, en su caso, apoyar en su reparación.

El día anterior al que tuvo lugar el accidente se llevó a cabo la inspección de la línea, durante la que se constató que la rotura del cable había tenido lugar en una zona de montaña, concretamente en el collado de Bujaruelo, perteneciente al término municipal de Torla (Huesca), cuya cota es de unos 2.500 metros, que se encontraba totalmente cubierta por nieve.

Ante la imposibilidad de acceder a la zona por tierra, decidieron que se procedería al traslado del personal que había de reparar la línea y del equipo preciso para ello mediante el helicóptero, lo cual fue llevado a cabo al día siguiente, regresando después el helicóptero al lugar del que había partido, en las proximidades de la localidad de Torla.

El cable roto se encontraba cubierto por una capa de nieve de 130/140 cm de espesor, que impedía localizar uno de sus extremos. Los operarios intentaron desenterrarlo, pero no pudieron hacerlo a causa del peso propio del cable más el de la nieve que lo cubría.

Entonces solicitaron el apoyo del helicóptero, con objeto de que tirase del cable y así lo fuese desenterrando.

La operativa que emplearon para ello fue básicamente la siguiente: sujetaron una eslinga de 20 metros de longitud al gancho de carga del helicóptero, intercalando entre ellos una argolla y un grillete antigiratorio; en el otro extremo de la eslinga había otro gancho al que se unieron los dos extremos de una segunda eslinga de 1 metro de longitud (de manera que formaba una circunferencia), por cuyo interior pasaba el cable eléctrico.

El helicóptero se posicionaba en la vertical del cable caído y con su eje longitudinal formando un ángulo de 45° con el tendido eléctrico. Luego se elevaba verticalmente, y comenzaba a tirar del cable hacia arriba, hasta que conseguía sacar un tramo de éste. Luego descendía con objeto de desplazar la eslinga corta a la zona en la que el cable se hundía en la nieve, y se elevaba nuevamente y extraía otro tramo de cable y así sucesivamente. De esta forma habían logrado extraer unos 20 metros de cable.

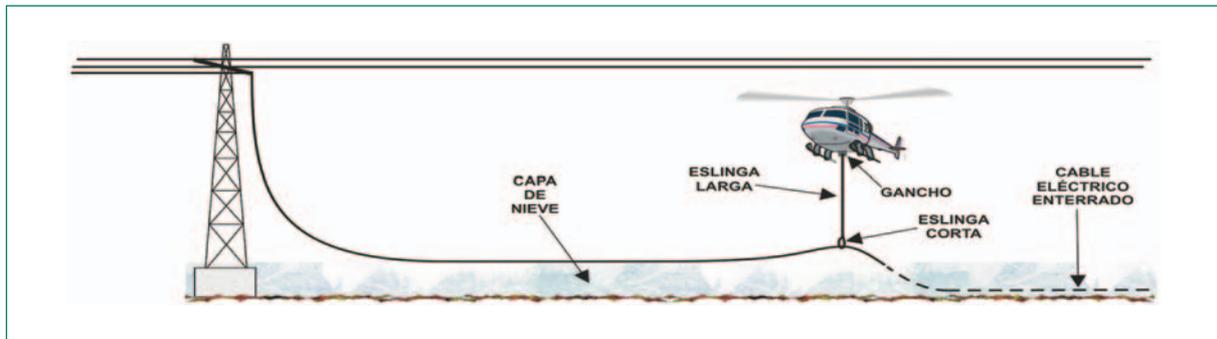


Figura 1. Modus operandi empleado para descubrir el cable

Según la declaración del piloto, en una de las ocasiones en la que el helicóptero se elevaba notó un tirón que provocó el descontrol de la aeronave, que comenzó a balancearse a la vez que iniciaba un descenso y una guiñada hacia la izquierda.

A la vista de ello, oprimió el botón que activa la apertura del gancho de carga, a la vez que maniobraba para recuperar el control de la aeronave, cosa que creyó conseguir. Luego orientó la aeronave en dirección a la pendiente descendente de la ladera y comenzó a alejarse de la línea, siguiendo esa dirección, a fin de ganar velocidad.

Instantes después, la aeronave bajó bruscamente el morro y comenzó a oscilar lateral y longitudinalmente, y a continuación se encabritó, para seguidamente precipitarse contra el suelo.

La aeronave tocó con el suelo en primer lugar con la cola, lo que propició que las palas del rotor principal impactasen contra ella, cortándola, y seguidamente volcó hacia su derecha, quedando detenida sobre ese costado.

Los operarios que se encontraban en tierra acudieron inmediatamente hasta el helicóptero, para ayudar a sus ocupantes, aunque éstos pudieron salir de la aeronave por sus propios medios.

## 1.2. Lesiones a personas

Ninguno de los dos ocupantes de la aeronave resultó herido y pudieron abandonarla por sus propios medios.

## 1.3. Daños sufridos por la aeronave

La cola de la aeronave quedó seccionada en tres trozos. La totalidad de las palas de los rotores principal y de cola resultaron destruidas. El mástil del rotor principal se partió. Además de ello, la estructura de la célula resultó fracturada en varias zonas.



Figura 2. Vista general del helicóptero

#### 1.4. Información sobre la tripulación

##### *Comandante*

El piloto al mando de la aeronave, sentado en el asiento izquierdo, disponía de una licencia de piloto comercial de helicóptero válida hasta el día 9 de enero de 2005, y habilitaciones para aeronaves Bell 206/206L y Aerospatiale SA 316/319.

La experiencia total de vuelo del piloto al mando de la aeronave era de 2.556:27 horas, de las cuales 1.012:46 horas las había realizado en el tipo de aeronave que sufrió el accidente.

Durante los doce meses anteriores al accidente había desarrollado la siguiente actividad:

— Durante los últimos 12 meses:

• Bell 206	131:16 horas
• SA 316/319	<u>266:50 horas</u>
Total:	<b>398:06 horas</b>

— Durante los últimos 30 días:

• Bell 206	<u>11:25 horas</u>
<b>Total:</b>	<b>11:25 horas</b>

— Durante los últimos 7 días:

• Bell 206	<u>11:25 horas</u>
<b>Total:</b>	<b>11:25 horas</b>

El piloto al mando tenía poca experiencia en el transporte de cargas externas en montaña.

### ***Copiloto***

El segundo piloto, de 59 años, que no formaba parte de la plantilla del operador de la aeronave y se había sumado a esta operación a petición de la compañía explotadora de la línea eléctrica, iba sentado en el asiento derecho y, en el momento del accidente, se encontraba a los mandos de control de vuelo. Disponía de licencia de piloto comercial de helicóptero, expedida por la República de Austria, válida hasta el 21 de marzo de 2003 y habilitación para las aeronaves Bell 206/206L, KA 32 y SA 315 Lama/Al.II,Al.III. Igualmente presenta reconocimiento médico del 22-11-2003 válido hasta el 31-05-2004, también presenta licencia de piloto comercial de helicóptero expedida por Canadá y válida hasta el 26-07-2004 y habilitaciones para los tipos BH206 y Ka 32.

El Real Decreto 270/2000, de 25 de febrero, por el que se determinan las condiciones para el ejercicio de las funciones del personal de vuelo de las aeronaves civiles establece que sólo podrán actuar como miembros de la tripulación de vuelo de las aeronaves civiles con matrícula española los que acrediten la posesión de una licencia o autorización expedida, aceptada, validada, convalidada o aprobada por la Dirección General de Aviación Civil o aceptada en virtud de lo previsto en el artículo 10.1 de dicho Real Decreto. En este caso, el piloto que iba a los mandos en el momento de producirse el accidente no disponía de una licencia que cumpliera los requisitos anteriores, por lo que legalmente no estaba habilitado para ejercer dicha función.

La experiencia del piloto a los mandos era de 12.000 horas, de las cuales 5.800 horas corresponden a diversos tipos de helicópteros Bell, y 4.600 horas en trabajos aéreos relacionados con líneas eléctricas.

## **1.6. Información sobre la aeronave**

### **1.6.1. Certificado de aeronavegabilidad**

La aeronave tenía un certificado de aeronavegabilidad, de categoría normal, válido hasta el día 19 de julio de 2004.

En el certificado se establecen las limitaciones de vuelo a alturas elevadas, que quedan fijadas en: 6.096 metros para un peso de 1.884,1 kg, o de 3.048 metros para un peso comprendido entre 1.884,5 y 2.020,3 kg.

### 1.6.2. *Cálculo de actuaciones*

El peso de la aeronave estimado en el momento de realizar la maniobra es el siguiente:

— Peso en vacío de la aeronave:	1.113,6 kg
— Combustible:	160,0 kg
— Pilotos:	160,0 kg
— Gancho y otros equipos:	25,0 kg
<b>Total:</b>	<b>1.458,6 kg</b>

El manual de vuelo ofrece información acerca del máximo peso de la aeronave, con carga externa a realizar a una determinada altitud y en función de la temperatura ambiente.

El cálculo del peso máximo, estimado para un estacionario fuera de efecto suelo, fue calculado para la situación de viento más favorable, con una altitud de presión de 7.500 pies (2.286 metros) y una temperatura ambiente de 0 °C, y dio un resultado de 2.020 kg. Por tanto, la máxima fuerza que podía ejercer sobre el cable eléctrico enterrado en la nieve era de 560 kg.

El motor llevaba instalado un Sistema Antihielo para evitar la formación de hielo a la entrada del aire al compresor. El sistema deberá estar operativo durante vuelos en ambientes húmedos en temperaturas por debajo de 4,4 °C.

### 1.6.3. *Información sobre el gancho de carga*

La «Service Instruction» BHT-06-SI-2012 de Bell establece los procedimientos de instalación, operación y mantenimiento del gancho de carga externa.

Este sistema es un «kit» proporcionado por el propio fabricante de la aeronave. En este caso concreto, el helicóptero ya salió de fábrica con este sistema instalado.

El gancho de carga va colocado en la parte inferior del fuselaje, aproximadamente en la vertical del mástil del rotor principal. El mecanismo de apertura del gancho es eléctrico, siendo accionado por un botón que va montado en la palanca del cíclico. Este sistema eléctrico está protegido por un cortacircuitos («circuit breaker») colocado en el panel superior de cabina.

En caso de fallo del mecanismo de apertura eléctrico, el sistema dispone de otro mecanismo alternativo de apertura puramente mecánico, que se acciona tirando de una manija ubicada entre los dos asientos delanteros.

El helicóptero tenía instalado un espejo para facilitar al piloto la visión del gancho de carga o el final de la eslinga, según su ajuste.

### 1.7. Declaración del piloto al mando

En su declaración, el piloto al mando de la aeronave comentó que el mismo día en que se produjo el accidente el helicóptero había realizado previamente dos vuelos para transportar al personal y los equipos de reparación, con un tiempo de vuelo total de 40 minutos.

En cuanto a las condiciones meteorológicas existentes en el momento en que se produjo el accidente, indicó que eran: cielo despejado, temperatura exterior de 0 °C y viento de componente sur de unos 10 nudos de intensidad. En el momento del suceso llevaba unos 160 kg de combustible.

En lo que respecta al desarrollo de los hechos, manifestó que durante la elevación de la aeronave se notó un tirón, por lo cual el piloto a los mandos procedió a pulsar el botón de apertura del gancho (el cual no debió abrirse en ese momento). Al mismo tiempo oyó cómo se producían dos detonaciones en el motor, a las que siguió un descenso vertical y una guiñada hacia la izquierda. No se consiguió recuperar el control del helicóptero, probablemente a causa de que seguía sujeto al cable por la eslinga, lo que provocaba fuertes desplazamientos laterales y longitudinales.

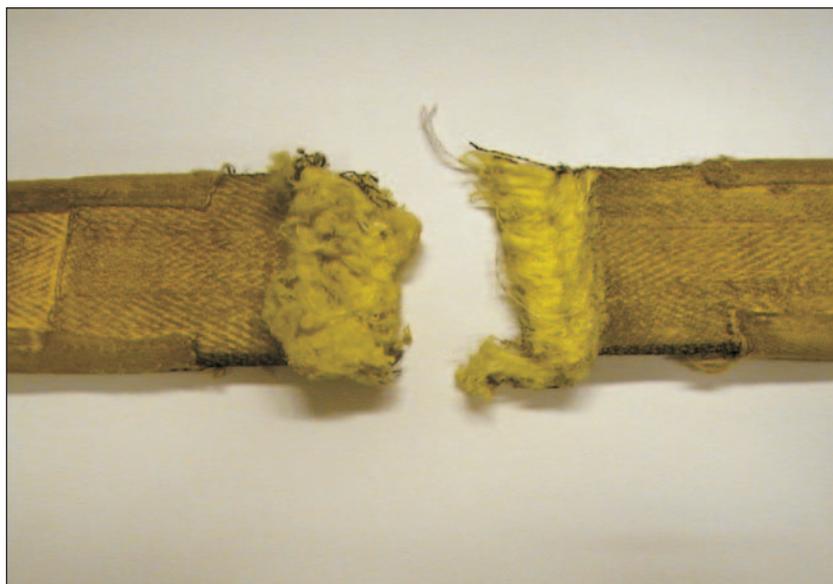


Figura 3. Detalle de la rotura de la eslinga corta

El sistema antihielo del motor no se encontraba conectado.

La eslinga se rompió en el momento en que el helicóptero se encontraba alejándose del tendido eléctrico y con una posición de morro muy bajo. Seguidamente se produjo un fuerte encabritamiento seguido del impacto contra el suelo, y un giro de 180°, quedando el helicóptero apoyado sobre su costado derecho.

Añadió que antes de iniciar estas labores habían efectuado una prueba funcional del sistema de apertura del gancho, que resultó satisfactoria.

Una vez que abandonaron la aeronave, examinaron el sistema de carga, observando que la eslinga larga seguía unida al gancho de carga, y la eslinga corta también permanecía unida a la eslinga larga, si bien la corta estaba rota aproximadamente en su tramo medio.

Consultado si habían realizado un briefing anterior al vuelo para distribuir tareas, especialmente la acción mecánica para la apertura en emergencia del gancho de carga, el piloto contestó que no.

## **1.8. Ensayos e investigaciones**

### **1.8.1. Inspección del gancho de carga**

Después de haberse producido el accidente, se hizo una prueba del gancho de carga. Para ello, se energizó el sistema y se pulsó el botón que activa la apertura del gancho, comprobándose que funcionaba correctamente. Asimismo, se comprobó el dispositivo de apertura manual del gancho, que funcionó igualmente sin problemas.

Además de ello, se verificó la continuidad de los circuitos eléctricos del sistema de apertura y se procedió al desmontaje del gancho con objeto de analizar el estado del mecanismo de apertura, encontrándose todo ello en condiciones normales.

### **1.8.2. Declaraciones de testigos**

Se obtuvo la declaración de uno de los operarios que estaba trabajando en la reparación del tendido eléctrico. Concretamente, esta persona fue la que enganchó la eslinga corta, que pasaba alrededor del cable eléctrico, a la eslinga que colgaba de la aeronave.

Una vez que hizo esta tarea, se retiró hasta el apoyo derecho de la línea, visto desde el helicóptero, que quedaba a unos 30 o 40 metros de éste.

Manifestó que vio cómo el helicóptero comenzaba a elevarse verticalmente tensando la eslinga. Ésta se tensó totalmente y el helicóptero se quedó parado en el aire, dándole

la sensación de que no era capaz de sacar el cable. Repentinamente, se desenterró un tramo de cable de unos 20 metros de longitud. Entonces el helicóptero se desequilibró, luego retrocedió, viró y comenzó a alejarse. Cuando parecía que había recuperado el control, volvió a desequilibrarse y a continuación se precipitó contra el suelo.

No pudo apreciar si la eslinga seguía unida al helicóptero cuando éste se alejaba de la línea.

Según este testigo, el peso de los 150 metros de cable, que permanecían en el suelo, sería de unos 300 a 400 kg, lo que supone un peso de 2,3 kg por metro de cable.

## 1.9. Información orgánica y de dirección

### 1.9.1. Organización y procedimientos del operador

Se examinó el manual de operaciones del operador de la aeronave, a fin de encontrar guías y procedimientos a utilizar en trabajos como el que se estaba llevando a cabo en el momento en que se produjo el accidente. En este sentido cabe indicar que si bien dicho manual incluye un apartado específico sobre los procedimientos a emplear en tareas de izado, suspensión, posicionamiento y traslado de materiales, la tarea concreta que se estaba realizando no puede encuadrarse dentro de ninguna de dichas actividades.

## 2. ANÁLISIS

### 2.1. Análisis

#### 2.1.1. Generalidades

El helicóptero se elevó verticalmente tensando la eslinga hasta un punto en que quedó en estacionario, debido a que la resistencia que ofrecía el cable superaba la capacidad de elevación de la aeronave. Repentinamente se produjo el descubrimiento e izado de unos 20 m de cable eléctrico, y el helicóptero reaccionó bruscamente hacia arriba desestabilizándose. El piloto a los mandos pulsó el interruptor de apertura eléctrica del gancho de carga, para liberar la eslinga del helicóptero que le unía al cable enterrado, y dirigir el helicóptero hacia un lugar seguro. En ese mismo instante se produjo un descenso del helicóptero y una guiñada a la izquierda que pudieron ser originados por una pérdida parcial de potencia o por entrada en pérdida del compresor del motor («stall»).

El piloto intentó estabilizar el helicóptero pero sufrió fuertes desplazamientos laterales y longitudinales debido al tensado de la eslinga, que continuaba sujeta al cable. Cuando ésta se rompió, el helicóptero se desestabilizó definitivamente e impactó finalmente contra el suelo.

Se analizan a continuación dos hechos concatenados que pudieron contribuir al accidente: la maniobra de descubrimiento del cable y la posible pérdida de potencia del motor.

### 2.1.2. *Descubrimiento del cable*

Realizado el estudio de la masa máxima al despegue en función de la altitud de presión y de la temperatura exterior, el helicóptero tenía la capacidad de suspender en el gancho baricéntrico una carga de 562 kg. El objetivo de la maniobra era descubrir tramos de cable inferiores a 20 metros, ya que, a pesar del poco peso lineal del cable, se desconocía la presión que podía ejercer la nieve sobre el mismo.

La técnica de descubrir el cable era por tracción desde el helicóptero, que era una maniobra que no estaba recogida en el manual de operaciones, y que por sus especiales características, tampoco puede considerarse como un trabajo con carga suspendida, de acuerdo a la descripción de este tipo de labores contenida en el manual de vuelo.

El descubrimiento rápido del cable pudo originar la liberación momentánea del helicóptero del peso de la carga, provocando un tirón hacia arriba. En ese instante el piloto accionó el interruptor eléctrico del gancho de carga. Al mismo tiempo se produjeron dos detonaciones del grupo motor, seguidos de un descenso vertical y guiñada a la izquierda.

El piloto a los mandos actuó inmediatamente para recuperar el control de la aeronave, pero la urgencia de la situación pudo impedirle comprobar, a través del espejo, si se había soltado la eslinga. Dicha comprobación es habitual, según se ha constatado con pilotos expertos en cargas externas.

Debido a que el suelo donde estaba depositado el cable tenía una fuerte pendiente, el piloto intentó dirigirse hacia la zona baja, lo que le permitía, aun perdiendo altitud, mantener la separación con el suelo. Cuando la eslinga volvió a tensarse de nuevo por permanecer todavía sujeta al cable, se produjo un frenado brusco del helicóptero que originó fuertes desplazamientos laterales y longitudinales. Más tarde, la rotura por fricción de la eslinga corta liberó al helicóptero de la fuerza que lo sujetaba, pero ya no pudo evitarse el impacto contra el suelo.

Este sistema de gancho de carga tenía instalado un segundo sistema mecánico de apertura del gancho, situado en el mando colectivo y alcanzable desde el asiento izquierdo donde estaba sentado el comandante.

La concatenación de hechos descritos anteriormente pudo no permitir al piloto a los mandos confirmar la liberalización de la eslinga del gancho y, al no existir peso suspendido en el mismo que actuase sobre el helicóptero, los pilotos no percibieron que la

eslinga se mantenía unida al helicóptero, y por ello en ningún momento actuaron sobre la suelta mecánica del gancho.

En el momento en que el helicóptero se desestabilizó por la tensión de la eslinga, el piloto que no estaba a los mandos tampoco actuó sobre la suelta mecánica. Esa posible tarea no había sido prevista o discutida durante el briefing anterior al vuelo.

### 2.1.3. Apertura del gancho de carga

La apertura del gancho de carga puede hacerse de dos formas: eléctricamente, que es la habitual, y mecánicamente, utilizable en caso de fallo del modo eléctrico.

La apertura eléctrica se realiza pulsando un botón, situado en la palanca de paso cíclico, mediante el que se energiza un electroimán, ubicado en el gancho, lo que produce el giro del eje «A» (véanse figuras 4 y 5), lo que a su vez genera la rotación de la pieza «B», que es la que mantenía bloqueado el gancho, impidiendo su apertura. No obstante, la energización del sistema por sí sola no produce la apertura del gancho, sino que únicamente lo desbloquea. El gancho permanece en la posición de «cerrado» debido a la acción del muelle «C». Por ello, para que se produzca la apertura se requiere, además, la aplicación de una fuerza que tire del gancho y venza la resistencia ofrecida por el muelle. En las condiciones normales de operación el peso de la carga suspendida sobre el gancho es la fuerza que lo abre.

La apertura mecánica únicamente se diferencia de la eléctrica en el mecanismo que emplea para producir el giro del eje «A», que básicamente consiste en una manija situada en el mando de paso colectivo, a la que va unido un cable, cuyo otro extremo está conectado a un brazo solidario al eje «A». Al tirar de la manija se provoca el giro del eje «A» y, consecuentemente, el desbloqueo del gancho.



Figura 4. Gancho de carga en posición «cerrado»



Figura 5. Gancho de carga en posición «desbloqueado»

En cualquiera de ambos modos, una vez que cesa la acción sobre el dispositivo de apertura, botón en un caso y manija en el otro, la pieza «B» vuelve a la posición en la que bloquea el gancho, siempre y cuando éste esté cerrado.

Existen otros tipos de gancho que tienen la característica de que una vez que se abren no pueden volver a cerrarse de forma autónoma, ya que para ello es preciso actuar manualmente sobre el propio gancho.

Con respecto al motivo por el que no se produjo la liberación de la eslinga del gancho, caben tres hipótesis:

Primera: que no se pulsara el botón de apertura o bien que no se oprimiera totalmente.

Segunda: el descubrimiento repentino del cable eléctrico hace que éste salga proyectado rápidamente hacia arriba, provocando, por tanto, la desaparición de la fuerza que ejercía sobre la eslinga. Este hecho a su vez produce un «encogimiento» de la eslinga, que se propaga en forma de onda desde su extremo inferior hasta el superior, que tiene como efecto la «flotación» de la eslinga, de modo que cuando la onda alcanza el gancho de carga del helicóptero, la eslinga no ejerce ninguna fuerza sobre él. Si el pulsado del botón de apertura se hubiera hecho en ese instante, el gancho no se habría abierto, al no haber ninguna fuerza que venciera el muelle «C». Si el botón se hubiera dejado de pulsar antes de que cesara el efecto de «flotación» sobre la eslinga, el gancho habría vuelto a quedar bloqueado.

Tercera: este tipo de gancho está especialmente diseñado para trabajar con cargas suspendidas en las que la fuerza que soporta el gancho está en la vertical o próxima a ella. Cuando la dirección de esta fuerza se aleja sensiblemente de la vertical, se puede dar la circunstancia de que aunque se produzca la apertura real del gancho, no se suelte la carga debido al ángulo con el que está aplicada. En este accidente, al descubrirse el cable se produjo una elevación del helicóptero y, posteriormente, un descenso y una guiñada posiblemente originada por una pérdida de potencia, y finalmente el alejamiento de la línea eléctrica. Posiblemente a consecuencia de estos desplazamientos se perdió la verticalidad de la eslinga. Si el pulsado del botón de apertura hubiera tenido lugar en esta situación, es posible que, a pesar de haberse abierto el gancho, no se hubiese soltado la eslinga.

No obstante, esta hipótesis se considera poco probable, debido a que los ángulos en los que no se produce la liberación de la carga se aproximan a la horizontal.

#### 2.1.4. *Pérdida parcial de potencia*

La temperatura ambiente del lugar era de 0 °C y la zona estaba cubierta con una capa de nieve de unos 130 cm de espesor. Aunque la nieve estuviera compacta en su superficie, el vuelo continuado en su superficie levanta copos de nieves que son movidos por el flujo del rotor creando un ambiente húmedo.

En el manual de vuelo se especifica que el interruptor «anti-ice» del motor debe conectarse con ambientes húmedos y temperaturas exteriores por debajo de 4,4 °C. En este caso, ese sistema no estaba conectado.

La pérdida de potencia parcial del grupo motor, sucedida tras las dos detonaciones que provenían de dicho grupo, pudo provenir de un engelamiento del aire en la entrada del compresor del motor, o por la entrada en pérdida del compresor originada por los cambios bruscos de solicitaciones o salida de par.

### 2.1.5. Operación

De la declaración del piloto al mando de la aeronave se infiere que éste no tenía asignada misión alguna durante el proceso de desenterramiento del cable, por lo que el piloto a los mandos debía ocuparse del control y posición de la carga externa, y del estado de los instrumentos y controles de cabina. Es decir, toda la carga de trabajo recaía sobre uno de los miembros de la tripulación, en tanto que el otro no tenía ninguna tarea.

Probablemente a causa de ello, cuando se produjo la primera desestabilización de la aeronave, el piloto a los mandos dedicó toda su atención a la recuperación del control de ésta, sin tener tiempo de realizar la comprobación del estado de la carga externa a través del espejo.

La gestión de recursos en cabina, conocida por sus siglas CRM, tiene como objeto optimizar el reparto de tareas en cabina, de forma que cada miembro de la tripulación conozca perfectamente cuándo y en qué momento debe efectuar cada una de las acciones. Esta necesidad se hace más acuciante en situaciones de emergencia.

En el presente accidente, la tripulación no había hecho previamente un briefing sobre la operación que iban a desarrollar, ni habían efectuado un reparto de tareas a bordo. Si lo hubieran realizado, es posible que uno de ellos se hubiera encargado de vigilar la carga externa, lo que le habría permitido comprobar que no se había producido la liberación de la eslinga, y por tanto, habría existido alguna posibilidad de evitar la segunda desestabilización de la aeronave, que acabó produciendo su impacto contra el terreno.

## 3. CONCLUSIÓN

### 3.1. Conclusiones

- El helicóptero había sido llamado en principio para realizar labores de traslado de personal y equipos. Una vez en el lugar, se le solicitó apoyo para desenterrar un cable eléctrico cubierto por la nieve.

- La operación de desenterrar cable eléctrico con helicóptero no estaba contemplada en el manual de operaciones del operador.
- El gancho de carga que equipaba al helicóptero era de un tipo que se emplea normalmente para traslado de cargas externas suspendidas.
- Para producir la apertura del gancho se requería, además de su desbloqueo por medios eléctricos o mecánicos, la aplicación de una fuerza externa que tirase del gancho y venciera la resistencia ofrecida por el muelle. En las condiciones normales de operación, el peso de la carga suspendida sobre el gancho era la fuerza que lo abría.
- El descubrimiento repentino del cable eléctrico originó el primer descontrol del helicóptero.
- El sistema antihielo del motor no estaba conectado.
- La pérdida de potencia que tuvo lugar inmediatamente después pudo deberse al engelamiento del aire en la entrada del compresor del motor, o bien a la entrada en pérdida de éste.
- No se encontraron evidencias de que la no liberación de la eslinga del gancho de carga fuera causada por un mal funcionamiento del sistema.
- No existe constancia de que la tripulación verificara visualmente si la eslinga se había soltado del gancho.
- La tripulación no realizó un briefing anterior al vuelo con objeto de distribuir tareas a bordo, en especial las relativas a la apertura en emergencia del gancho de carga.
- El segundo descontrol del helicóptero, que tuvo lugar durante el alejamiento del tendido eléctrico y que provocó su posterior impacto contra el terreno, fue originado por el tirón de la eslinga, ya que en ese momento permanecía aún unida al helicóptero y al cable.

### 3.2. Causa

Se considera que el accidente se produjo por una combinación de factores que comenzó cuando se solicitó a los pilotos que realizasen una labor distinta de la que originalmente se les había pedido y que no estaba contemplada en el manual de operaciones del operador.

Después, el desenterramiento repentino del cable provocó una súbita desestabilización del helicóptero que, aunque inicialmente pudo ser corregida, terminó provocando el accidente debido al hecho de que no se soltó la eslinga del gancho y a una posible pérdida parcial de potencia debida a que el sistema antihielo no estaba conectado o a una pérdida en el compresor.

Los siguientes factores pudieron contribuir a que no se soltara la carga del gancho:

- El empleo de un gancho no específicamente diseñado para ese tipo de trabajo aéreo.

- La ausencia de briefing prevuelo para repartir las tareas durante la operación, que provocó que no se asignara ninguna misión a bordo al piloto que no se encontraba a los mandos, por lo que éste no verificó visualmente que la eslinga se había soltado, ni actuó sobre la apertura mecánica del gancho. El piloto que se encontraba a los mandos tampoco llevó a cabo dichas acciones, a causa, probablemente, de tener toda su atención dedicada a recuperar el desequilibrio inicial de la aeronave, circunstancia que además se vio agravada con la posible pérdida parcial de potencia.

**RESUMEN DE DATOS**

**LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	<b>Jueves, 5 de febrero de 2004; 12:45 horas</b>
Lugar	<b>Aeropuerto de Salamanca (Salamanca)</b>

**AERONAVE**

Matrícula	<b>EC-CDH</b>
Tipo y modelo	<b>BEEHCRAFT BE55</b>
Explotador	<b>Adventia</b>

**Motores**

Tipo y modelo	<b>TELEDYNE CONTINENTAL MOTORS IO-470-L</b>
Número	<b>2</b>

**TRIPULACIÓN**

**Piloto al mando**

Edad	<b>28 años</b>
Licencia	<b>Piloto comercial de avión</b>
Total horas de vuelo	<b>2.048 horas</b>
Horas de vuelo en el tipo	<b>188 horas</b>

**LESIONES**

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			<b>3</b>
Pasajeros			
Otras personas			

**DAÑOS**

Aeronave	<b>Menores</b>
Otros daños	<b>Ninguno</b>

**DATOS DEL VUELO**

Tipo de operación	<b>Aviación general – Instrucción – Doble mando</b>
Fase del vuelo	<b>Aterrizaje</b>

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Reseña del vuelo

La aeronave despegó a las 10:00 hora local del Aeropuerto de Salamanca con un instructor y dos alumnos a bordo. El objetivo del vuelo era realizar un vuelo instrumental de entrenamiento de acuerdo con el programa contenido en el manual de instrucción de la escuela de vuelo a la que pertenecían.

Concluida la práctica del primer alumno como piloto a los mandos (PF) se efectuó el cambio con su compañero que iba detrás.

De regreso al aeropuerto de origen, se ejecutó una aproximación instrumental a la pista 21 en la que, según manifestación del instructor, se leyó la «lista de final». En el momento de la recogida para la toma de tierra y cuando se cortaban gases, sonó la bocina de tren inseguro, por lo que el instructor tomó el control de los mandos y realizó una maniobra de motor y al aire.

Finalmente, se repitió la maniobra de aterrizaje sin mayor incidencia.

### 1.2. Lesiones a personas

Los tres ocupantes de la aeronave resultaron ilesos.

### 1.3. Daños sufridos por la aeronave

Como resultado de la fallida toma de tierra, las dos hélices de la aeronave resultaron dañadas en sus puntas.

### 1.4. Declaración del instructor

A continuación se transcribe parte de la declaración hecha por el instructor: «... Iniciamos una aproximación directa IFR, con autorización a la pista 21. Una vez interceptado el localizador y la senda de planeo y, realizados los ítems de aproximación final, el PF ordenó la lectura de la "lista final", llevada a cabo por el segundo alumno que iba a bordo ("assistant pilot") y comprobada, tanto por el PF, como el PNF y "assistant pilot", tal como se recoge en la "check list philosophy" de la escuela. En la fase final del ILS el alumno se fue quedando alto con respecto a la senda de planeo instrumental, por lo que le tuve que corregir verbalmente en varias ocasiones, sin necesidad de hacerme cargo de los mandos al ser la magnitud de los desvíos normales en esta fase del curso y, además, seguía correctamente mis instrucciones. La recogida para la toma de tierra tuvo

lugar pasada la zona de toma de contacto con la pista, y en el momento en que cortó potencia para la toma de tierra, sonó la bocina avisadora de tren INSEGURO, por lo que a la voz de "I HAVE CONTROL" decido hacerme con los mandos del avión y realizar un "GO AROUND" ...».

## 1.5. Información adicional

### 1.5.1. Procedimiento de la escuela de vuelo

La escuela de vuelo dispone de un «Flight Crew Operating Manual» donde se especifican los deberes de cada tripulante. Se contemplan las figuras del «pilot flying» que es el alumno a los mandos de la aeronave (PF), el «flight instructor» que actúa como piloto no a los mandos (PNF), y el «assisting pilot», que hace de asistente al PF y cuya labor era realizada por el otro alumno piloto que iba a bordo en el vuelo del incidente. En la maniobra de aproximación los nombrados en primer y último lugar son los encargados de leer la lista final.

La lista de chequeo que realizó la tripulación, denominada «landing», contiene las siguientes instrucciones:

— Seat belt and shoulder harnesses:	Secured
— Landing gear:	Down (3 green lights)
— Landing light:	On
— Flaps:	Set for landing
— Propeller:	Full forward
— Mixture:	Full rich
— Clearance:	Obtain
— Cowl flaps:	Open

### 1.5.2. Manual de vuelo

La sección VII del manual de vuelo de la aeronave indica que si alguna de las palancas de potencia es retrasada lo suficiente para sustentar con dos motores en vuelo y el tren de aterrizaje está retraído, una bocina de alarma sonará intermitentemente. Durante la operación, la bocina puede ser silenciada avanzando la palanca de potencia.

## 2. ANÁLISIS

En su descripción del suceso la tripulación afirmó que realizó la lectura de la lista de comprobación, pero en el momento de ir a realizar la toma de contacto sonó el aviso del tren al no estar asegurado. En estas circunstancias cabe contemplar las siguientes posibilidades:

- La lectura de la lista de chequeo se inició una vez interceptados el localizador y senda. Durante el descenso el alumno debió realizar correcciones en la trayectoria con objeto de ceñirse a la nominal. Al compaginar el control de la trayectoria con la comprobación de la «lista de final» pudo pasarse por alto alguno de sus puntos, en concreto el del tren.
- Que la comprobación de la «lista de final» se hiciera de memoria y se olvidara verificar el punto del tren de aterrizaje.
- Que se accionara el mando para el despliegue del tren demasiado tarde y que éste estuviera en tránsito hacia su bloqueo en el momento de retrasar las palancas de potencia para el aterrizaje. No se hace mención en las declaraciones del instructor a que se comprobara el estado de las luces indicadoras de tren bloqueado.

### 3. CONCLUSIÓN

Al considerar que la aeronave aterrizó normalmente en la segunda ocasión que lo intentó, se puede descartar un mal funcionamiento del sistema de tren. Por tanto, cabe atribuir la causa del incidente a un error de la tripulación durante la ejecución de las acciones del procedimiento para configurar al avión para el aterrizaje, que impidió que el tren se hubiera desplegado totalmente cuando la hélice impactó con la pista.

**RESUMEN DE DATOS**

**LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	<b>Viernes, 4 de junio de 2004; 11:40 horas UTC</b>
Lugar	<b>En ruta Málaga-Ceuta</b>

**AERONAVE**

Matrícula	<b>EC-GPA</b>
Tipo y modelo	<b>BELL 412, s/n 36071</b>
Explotador	<b>Helisureste</b>

**Motores**

Tipo y modelo	<b>PRATT &amp; WHITNEY PT6T-3B</b>
Número	<b>2</b>

**TRIPULACIÓN**

**Piloto al mando**

Edad	<b>37 años</b>
Licencia	<b>Piloto de transporte de línea aérea (helicóptero)</b>
Total horas de vuelo	<b>4.332 horas</b>
Horas de vuelo en el tipo	<b>2.846 horas</b>

**LESIONES**

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			<b>2</b>
Pasajeros			<b>7</b>
Otras personas			

**DAÑOS**

Aeronave	<b>Menores</b>
Otros daños	<b>Ninguno</b>

**DATOS DEL VUELO**

Tipo de operación	<b>Tte. aéreo cial. – Regular – Interior de pasajeros</b>
Fase del vuelo	<b>En ruta – Ascenso a altitud de crucero</b>

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Reseña del vuelo

El miércoles 2 de junio de 2004 el helicóptero realizaba un vuelo regular con 11 pasajeros y dos pilotos entre Ceuta y Málaga y un pasajero observó cómo se abría un poco la parte trasera de la ventanilla de emergencia delantera derecha.

Según su declaración, se lo comentó a uno de los pilotos y éste respondió que no había peligro.

En el Aeropuerto de Málaga, un técnico de mantenimiento procedió a reparar la sujeción de la ventanilla, para lo cual aplicó un kit preparado que incluía todas las gomas de la junta ventanilla-marco, y volvió a instalar la misma ventanilla.

En el siguiente vuelo a Ceuta, la ventanilla volvió a desprenderse un poco, por lo que tras el aterrizaje se procedió a su sustitución por otra ventanilla. Después hubo varios vuelos de ida y vuelta entre Ceuta y Málaga que transcurrieron con normalidad en lo que respecta a la ventanilla.

En el vuelo Málaga-Ceuta del viernes 4 de junio de 2004, con 7 pasajeros y dos pilotos a bordo y hora prevista de despegue sobre las 12:00 h UTC<sup>1</sup>, la tripulación era la misma que la del vuelo del día 2, y el pasajero que aquel día observó que la ventanilla se abría ocupaba ahora el mismo asiento lateral frente a la ventanilla delantera derecha.

Al cabo de unos 15 min de vuelo, cuando el helicóptero estaba a unos 1.000 ft de altitud con 125 KIAS de velocidad, varios pasajeros notaron un fuerte golpe a la derecha. El pasajero sentado frente a la ventanilla notó un golpe en la cara, que le hizo perder las gafas. Según su declaración, se tapó la cara con las manos y cuando miró vio que la ventanilla de emergencia delantera derecha había desaparecido, dejando «restos de cristales» en el interior del helicóptero. Notó que sangraba ligeramente por la nariz. El pasajero sentado junto a él le intentó ayudar y también vio «trozos de plástico» de la ventanilla dentro del helicóptero. Ese pasajero declaró que no observó ningún comportamiento extraño de ningún ocupante antes del desprendimiento, ni escenas de pánico después del mismo.

Los pilotos se percataron de la situación y redujeron la velocidad a unos 80 KIAS. El vuelo continuó sin más novedad hasta aterrizar en Ceuta.

Se procedió a instalar una nueva ventanilla y el helicóptero volvió al servicio, sin que hasta finales de octubre de 2004 la CIAIAC haya tenido noticias de nuevas incidencias con ella.

<sup>1</sup> Todas las horas de este informe están expresadas en hora UTC excepto donde se indique expresamente. Es necesario sumar dos horas para obtener la hora local.

## 1.2. Sucesos similares en la flota Bell 412

La CIAIAC recibió notificación de un suceso similar en el Bell 412 EC-HFD ocurrido el 16-2-2002. En aquella ocasión, la causa más probable del desprendimiento de la ventanilla trasera izquierda fue la manipulación intencionada de la misma por uno o dos pasajeros que habían mostrado un comportamiento extraño durante el vuelo (véase informe IN-008/2002).

El operador informó que no tenía constancia de ningún otro desprendimiento de ventanilla en su flota de Bell 412.

El fabricante de la aeronave informó que tenía constancia de tres desprendimientos de ventanilla de emergencia de la puerta corredera en la flota Bell 412 que habían golpeado otras partes del helicóptero. En dos de los casos la ventanilla golpeó el timón de profundidad y/o el estabilizador vertical. El daño fue muy pequeño y no afectó las actuaciones del helicóptero. En ambos casos se determinó, según informaciones del fabricante, que no se habían seguido procedimientos correctos de instalación.

En el tercer desprendimiento la ventanilla golpeó las palas del rotor principal y del rotor de cola. Las palas no resultaron dañadas y las actuaciones tampoco fueron afectadas. La razón de este desprendimiento no pudo ser determinado, aunque se sospechó que ciertos equipos habían caído contra la ventanilla.

El fabricante revisó sus registros de incidencias de otros helicópteros medios civiles y encontró que se habían producido tres separaciones de ventanillas en los últimos 20 años.

## 1.3. Descripción de la ventanilla de emergencia

El helicóptero tiene a cada lado del fuselaje dos ventanillas de forma aproximadamente rectangular y de material acrílico («clear acrylic material») que se pueden marcar en sus esquinas inferiores con pegatinas de «EMERGENCIA. EMPUJAR» para ser usadas como salidas de emergencia a efectos de evacuación de los ocupantes.

Cada ventanilla pesa unos 1.360 g y unas dimensiones de 700 × 575 mm. Su grosor mínimo debe ser 3,02 mm (0,119 pulgadas). Puede abrirse tanto desde dentro como desde fuera de la aeronave presionando a la vez las dos esquinas inferiores, con lo que su borde inferior sale de la goma de sellado y la ventanilla cae por su propio peso. Según información facilitada por el fabricante, hay que ejercer una fuerza de entre 40 y 50 lb (entre 20 y 28 kg) sobre las esquinas de la ventanilla para conseguir desprenderla.

El manual de mantenimiento de la aeronave indica que no se recomienda la remoción de la ventanilla a menos que haya daño en la misma o en su junta. Se proporcionan

instrucciones detalladas para su inspección, desmontaje e instalación. Cada vez que se desmonte la ventanilla de su junta, la propia junta («retainer», parte 6 de la figura 1) y el sello («filler», parte 3 de la figura 1) deben ser reemplazados. Ambos componentes no admiten reparación. La junta está pegada a ambos lados del marco en todo su contorno excepto en la zona curvada de las esquinas inferiores, para permitir su apertura empujando en ellas.

El manual de mantenimiento indica que cada 300 h se debe realizar una inspección de la junta para detectar posibles zonas despegadas, y se debe comprobar que tanto la junta como el sello están libres de daños, cortes, hinchazones, mellas, etc.

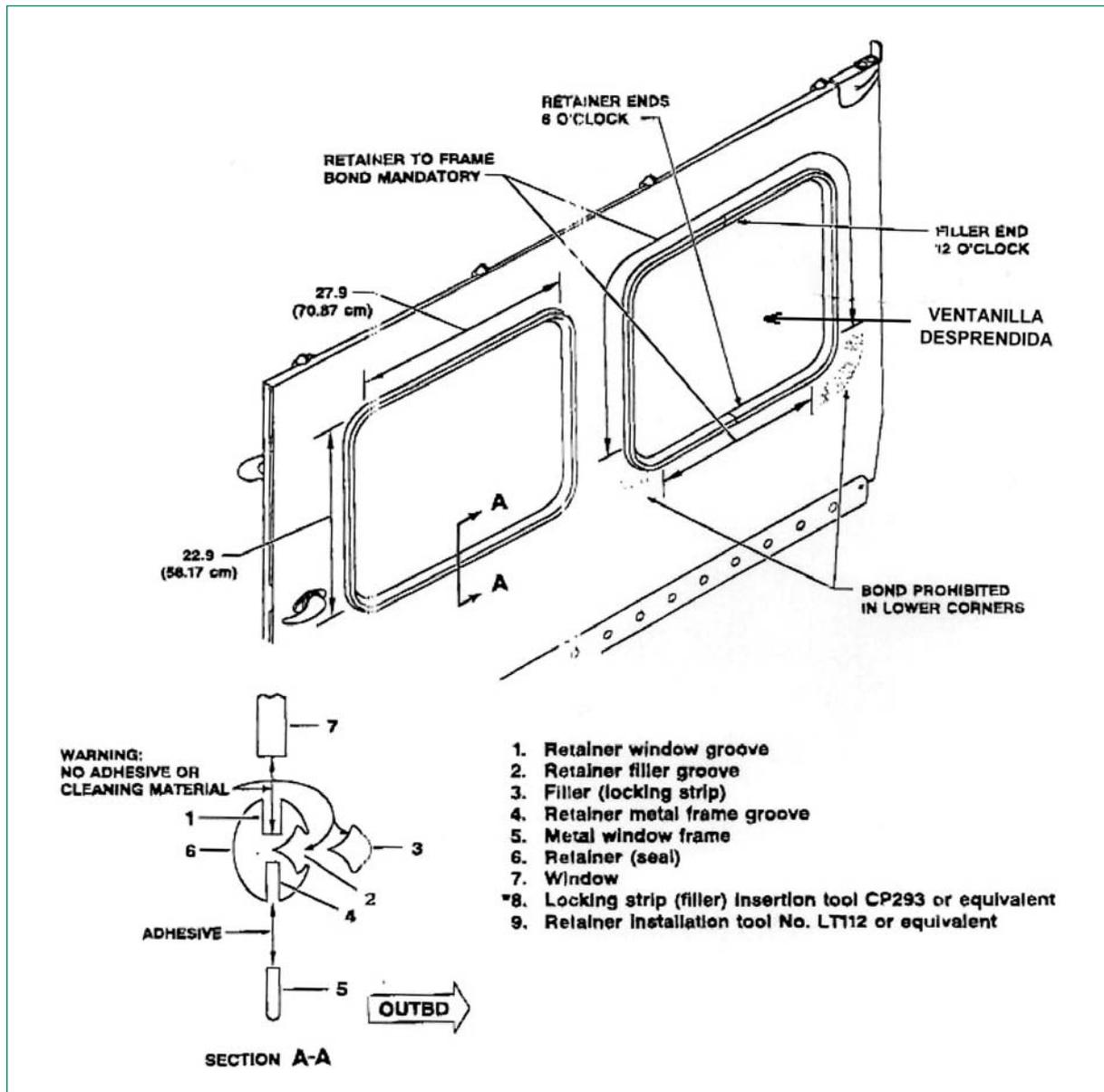


Figura 1. Esquema de las dos ventanillas de la puerta de pasajeros izquierda

El apartado de «instalación» de las ventanillas de las puertas de pasajeros proporciona instrucciones para que se instalen a la vez nuevas juntas y una ventanilla, es decir, no se contempla el caso de que se instale una ventanilla sobre juntas usadas.

La instalación requiere que se observen los siguientes dos períodos de tiempo:

1. Antes de una hora de haber aplicado el adhesivo para la junta («retainer») se debe colocar la ventanilla la ranura de dicha junta y luego se debe colocar la goma pequeña de sellado («filler»).
2. El helicóptero no debe ser puesto en vuelo hasta que el adhesivo no se haya curado durante un mínimo de 24 h a 24 °C. Después, se colocan las pegatinas de «EMERGENCIA. EMPUJAR».

#### 1.4. Mantenimiento realizado a la ventanilla

Entre el 2-6-2004 y el 4-6-2004 la aeronave realizó, entre otros, los siguientes vuelos (expresados en horas UTC; C indica Ceuta y M indica Málaga):

Fecha	Vuelo	Hora salida	Hora llegada	Observaciones
02-06-2004	207, C-M	15:21	15:50	Un pasajero observó que la ventanilla delantera derecha se había abierto un poco.
02-06-2004	208, M-C	17:29	18:00	
03-06-2004	201, C-M	04:58	05:33	MANTENIMIENTO. Se cambian juntas y se deja la misma ventanilla
03-06-2004	202, M-C	07:38	08:10	MANTENIMIENTO. Se instala ventanilla nueva sobre las mismas juntas.
03-06-2004	205, C-M	10:25	10:58	
03-06-2004	206, M-C	12:00	12:30	
03-06-2004	207, C-M	15:25	16:00	
03-06-2004	208, M-C	17:25	18:00	
04-06-2004	201, C-M	05:00	05:30	
04-06-2004	206, M-C	11:25	11:57	Se desprende la ventanilla en vuelo. MANTENIMIENTO. Se instalan nueva ventanilla y nuevas juntas
04-06-2004	207, C-M	15:22	15:55	
04-06-2004	208, M-C	17:30	18:05	

Entre los días 2 y 4 de junio de 2004 se produjeron las siguientes discrepancias en relación con la ventanilla delantera derecha del helicóptero EC-GPA:

Fecha	Vuelo	Discrepancia	Tratamiento de la discrepancia
02-06-2004	Ceuta-Málaga	Un pasajero observa que la esquina inferior trasera de la ventanilla está salida.	En Málaga, un técnico de célula procede a desmontar la ventanilla, limpiar restos de silicona del marco, colocar goma nueva en el marco, aplicar silicona en el cerco de la puerta, colocar la goma pequeña, y volver a instalar la misma ventanilla. La labor se dio como finalizada el 03-06-2004.
03-06-2004	Málaga-Ceuta	La ventanilla aparece de nuevo salida.	En Ceuta, el 03-06-2004, se procede a cambiar la ventanilla por una nueva (las juntas son las mismas que había).
04-06-2004	Málaga-Ceuta	En vuelo de ascenso a crucero, se desprenden la ventanilla y sus juntas.	En Ceuta se procede a instalar nuevas juntas y una nueva ventanilla.
Hasta finales de 10-2004, no se han reportado nuevas incidencias			La misma ventanilla instalada el 04-06-2004 continúa en servicio a finales de octubre de 2004.

El 03-06-2004, el helicóptero y sus motores tenían 4.159 h de servicio.

El día 03-06-2004, cuando se procedió a la primera reparación después de que se observase que una esquina de la ventanilla estaba salida, la junta pequeña de sellado («filler», véase ítem 3 en la figura 1) no se había desprendido, y no se encontraron signos de que la propia junta de sellado («retainer» o «seal»; véase ítem 6 en la figura 1) hubiese empezado a desprenderse en esa esquina. Se eliminaron los restos de silicona del marco y se lijó, según información proporcionada por el técnico que hizo la reparación. Las juntas se sustituyeron utilizando el correspondiente kit de reparación original (P/N 412-669-100), proporcionado por el centro de suministros oficial de Bell en Ámsterdam. Después de la reparación, los adhesivos de «EMERGENCIA. EMPUJAR» continuaban instalados.

El día 3-6-04, en Ceuta, se instaló la nueva ventanilla que también era un repuesto original de Bell como parte del kit 412-669-100. Los sellos no se reemplazaron en esa ocasión (acababan de ser instalados en Málaga). Los adhesivos de información a los pasajeros estaban instalados en la nueva ventanilla.

## 2. ANÁLISIS

### 2.1. Consideraciones sobre el mantenimiento

De la información recogida se desprenden las siguientes conclusiones:

- La sustitución de las juntas de la ventanilla el día 03-06-2004 se llevó a cabo utilizando repuestos originales, y la realizó un técnico con experiencia en esas labores que se había desplazado a Málaga para esa labor. El técnico disponía de la información de mantenimiento y declaró que había seguido los correspondientes procedimientos. Anotó las labores realizadas en la correspondiente orden de trabajo.
- Sin embargo, en el siguiente vuelo a Ceuta volvió a separarse ligeramente la misma ventanilla en una de sus esquinas, por lo que en Ceuta se procedió a la sustitución de dicha ventanilla utilizando las mismas juntas.
- En el vuelo del incidente no se observaron comportamientos extraños ni manipulaciones de la ventanilla por parte de ningún pasajero. Por lo tanto, se considera que el desprendimiento no se produjo por apertura intencionada.

De los registros de mantenimiento revisados se deduce que es posible que no se esperase un mínimo de 24 h antes de devolver el helicóptero al servicio tras la sustitución de las juntas de sellado en Málaga. En esas condiciones, es posible que la ventanilla se volviese a abrir un poco en una esquina debido a las vibraciones en vuelo. Pese a que no hay detalles sobre el período de curación utilizado para el adhesivo, la propia junta no se encontró despegada tras ese aterrizaje.

Después, en Ceuta se instaló una ventanilla nueva sobre las mismas juntas colocadas en Málaga.

No existían procedimientos específicos para esa labor en el manual de mantenimiento, ya que el apartado de «instalación» de una ventanilla incluye el paso previo de sustituir las juntas y, antes de una hora de la aplicación de adhesivo, colocar la ventanilla. El párrafo «52-84 Desmontaje» del manual de mantenimiento decía «Tirar el sello... Tirar la junta» cada vez que se cambiara la ventanilla. El párrafo «52-85 Inspección» establecía que «Se cambiarán las juntas y sellos cada vez que se desmonte la ventanilla de la junta».

La nueva ventanilla instalada no tuvo incidencia en varios vuelos posteriores y hasta que se produjo el incidente, y tanto la ventanilla como la junta se desprendieron y cayeron a tierra.

La información recogida de los pasajeros indica que la ventanilla se desprendió de un modo repentino y cayó hacia fuera al tiempo que se rompía, de modo que algunos trozos de material acrílico quedaron dentro de la cabina de pasajeros tras golpear en la cara al pasajero sentado junto a la puerta. Es posible, sobre todo si el desprendimiento comenzó en la esquina inferior delantera, que al caer hacia fuera la ventanilla, la propia corriente de aire la rompiera de inmediato provocando el «gran estruendo» citado por un pasajero.

Tras el incidente y el aterrizaje de la aeronave sin daños adicionales, se instalaron a la vez juntas y ventanilla y no se han vuelto a reportar problemas con la misma. Cabe rese-

ñar que tras la instalación de esas nuevas ventanilla y juntas tras el vuelo núm. 206 (Málaga-Ceuta, que aterrizó a las 11:57 h) en el que ocurrió el incidente, el helicóptero volvió a despegar a las 15:22 h y todavía realizó otros dos vuelos ese día 4 de junio. Por tanto, no se esperaron veinticuatro horas para curación del adhesivo tampoco en este caso, y sin embargo no aparecieron nuevos problemas con la ventanilla de los que se tenga noticia.

## 2.2. Daños a la aeronave en caso de desprendimiento

Se intentó analizar de nuevo la probabilidad de impacto de la ventanilla, una vez desprendida en vuelo, con otras partes de helicóptero. Pese a que pueda parecer que esta probabilidad es pequeña debido al flujo en general descendente generado por el rotor principal, el fabricante informó que tenía noticia de tres impactos en la flota Bell 412. También indicó que conocía otros tres desprendimientos en otros modelos de helicópteros civiles de tipo medio, aunque en estos casos se desconoce si las ventanillas llegaron a contactar otras partes de las aeronaves implicadas.

Los impactos en Bell 412 no tuvieron incidencia en las actuaciones del helicóptero y no produjeron daños importantes en los estabilizadores ni en las palas. La opinión de técnicos de mantenimiento y pilotos consultados también coincide en que el daño producido por esta ventanilla de material ligero sería pequeño en el caso de chocar en vuelo con otras partes del helicóptero. En el caso del EC-HFD (16-2-2002) no hay noticias de que la ventanilla golpear los rotores. En el presente caso del EC-GPA, la ventanilla se rompió en pedazos nada más desprenderse, por lo que la probabilidad de producir daños en otras partes de la aeronave era menor.

Pese a ello, un enfoque conservativo desde el punto de vista de la seguridad obliga a considerar la posibilidad de que un pequeño daño en las palas del rotor principal o de cola pueda producir un desequilibrio que, aun siendo pequeño, mantenido durante largo tiempo en vuelo de crucero pueda generar un peligro para la integridad de los rotores.

Esta consideración lleva a la conclusión de que se debería minimizar la probabilidad tanto de que la ventanilla se desprenda en vuelo de modo intencionado (caso del EC-HFD) o inintencionado (caso del EC-GPA), como de que golpee otras partes de la aeronave una vez desprendida.

Para el caso de desprendimiento inintencionado, se considera conveniente incidir en los procedimientos de mantenimiento a aplicar en el caso de sustitución de la ventanilla, recalcando el hecho de que conviene sustituir siempre las juntas y asegurarse de que se cumplen los períodos adecuados de curado del adhesivo.

Para la minimización de choque con otras partes del helicóptero, la adición de algún sistema de sujeción que mantuviese la ventanilla junto al fuselaje tras su apertura podría

aportar alguna mejora, aunque no es una modificación sencilla dado el diseño actual de las salidas de emergencia.

### 3. CONCLUSIONES

No se ha podido determinar con total certeza el motivo por el que se desprendió en vuelo la ventanilla delantera derecha y su junta, aunque es posible que no se hubiese obtenido un pegado óptimo de dicha junta durante su instalación en Málaga el día 03-06-2004 al no haberse esperado 24 h para curación del adhesivo antes de poner el helicóptero de nuevo en servicio.

### 4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

**REC 49/04.** Se recomienda al operador de la aeronave que se distribuya a sus técnicos instrucciones apropiadas para remarcar la necesidad de ajustarse estrictamente a los procedimientos del manual de mantenimiento cuando se sustituyan las ventanillas de las puertas de pasajeros del Bell 412.

# ADDENDA

<u>Reference</u>	<u>Date</u>	<u>Registration</u>	<u>Aircraft</u>	<u>Place of the event</u>	
IN-038/2004	04-06-2004	EC-GPA	Bell 412, s/n 36071	En route Málaga-Ceuta .....	89

**Foreword**

These reports are technical documents that reflect the point of view of the Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission (CIAIAC) regarding the circumstances in which happened the events being investigated, with their causes and their consequences.

In accordance with the provisions of Law 21/2003 and Annex 13 to the Convention on International Civil Aviation, the investigation has exclusively a technical nature, without having been targeted at the declaration or assignment of blame or liability. The investigations have been carried out without having necessarily used legal evidence procedures and with no other basic aim than preventing future accidents.

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

These reports have originally been issued in Spanish language. The English translations are provided for information purposes only.

## **Abbreviations**

°C	Degrees Celsius
°F	Degrees Fahrenheit
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
h	Hour(s)
kg	Kilogram(s)
KIAS	Knots of indicated airspeed
mm	Milimeter
P/N	Part number
s/n	Serial number
UTC	Universal Time Coordinated

**DATA SUMMARY**

**LOCATION**

Date and time	<b>Friday, 4 June 2004; 11:40 h UTC</b>
Site	<b>En route Málaga-Ceuta</b>

**AIRCRAFT**

Registration	<b>EC-GPA</b>
Type and model	<b>BELL 412, s/n 36071</b>
Operator	<b>Helisureste</b>

**Engines**

Type and model	<b>PRATT &amp; WHITNEY PT6T-3B</b>
Number	<b>2</b>

**CREW**

**Pilot in command**

Age	<b>37 years</b>
Licence	<b>Airline Transport Pilot (Helicopter)</b>
Total flight hours	<b>4,332 hours</b>
Flight hours on the type	<b>2,846 hours</b>

**INJURIES**

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			<b>2</b>
Passengers			<b>7</b>
Third persons			

**DAMAGES**

Aircraft	<b>Minor</b>
Third parties	<b>None</b>

**FLIGHT DATA**

Operation	<b>Cial. air trans. – Scheduled – Passengers – Domestic</b>
Phase of flight	<b>En route – Climb to cruise altitude</b>

## 1. FACTUAL INFORMATION

### 1.1. History of the flight

On Wednesday June 2nd, 2004, the helicopter was carrying a scheduled flight with 11 passengers and two pilots on board between Ceuta and Málaga, and a passenger observed that the right hand forward window was slightly open at its rear part.

According to his statement, after landing he commented the fact one of the pilots and he answered that there was no hazard.

At Málaga Airport, a maintenance technician repaired the fixing of the window, for which purpose he applied a kit that included all the necessary materials, including a new retainer and new filler, and installed again the same window.

During the next flight to Ceuta, the window opened a little bit again, and after the landing it was replaced by a new window. Afterwards, there were several flights Ceuta-Málaga and return that were carried out without any report of further malfunctions of the window.

During the flight Málaga-Ceuta on 4 June 2004, with 7 passengers and two pilots on board and scheduled departing time 12:00 h UTC<sup>1</sup>, the flight crew was the same of day 2 of June, and the passenger that then observed that the window opened, was now occupying the same lateral seat in front of the right hand forward window.

After some 15 min of flight, when the helicopter was at approximately 1,000 ft and 125 KIAS, several passengers noted a strong hit on the right. The passenger seated in front of the window noted a blow in the face that made him to lose the glasses. According to his statement, he covered his face with the hands and when he looked again the right forward emergency window had disappeared, leaving some «pieces of glass» inside the helicopter. He noticed that his nose was slightly bleeding. The passenger seated besides him tried to help him and also saw «plastic pieces» inside the helicopter. That passenger stated that he did not notice any strange behavior of any occupant before the detachment of the window, nor scenes of panic after it happened.

The pilots realized the situation and reduced the speed to about 80 KIAS. The flight continued without further incidences and it landed in Ceuta.

Another window was installed and the helicopter returned to service, and no further reports of malfunctions of this component have been received by the CIAIAC by the end of October 2004.

---

<sup>1</sup> All the times of this report are given in UTC time except when specifically noted. It is needed to add 2 h to obtain local time.

## 1.2. Similar events in the Bell 412 fleet

The CIAIAC was notified of a similar event in the Bell 412 EC-HFD happened on 16 February 2002. In that occasion, the most probable cause of the detachment of the left hand rear window was considered to be intentional manipulation of it by one or two passengers that showed strange behavior during the flight (see report IN-008/2002).

The operator stated that they did not have notice of any other detachment of windows in their fleet of Bell 412.

The manufacturer of the aircraft informed that they were aware of 3 instances for the 412 fleet where an emergency exit window from the sliding door separated in flight and then struck the helicopter. In two of those cases, the window hit the elevator and/or the vertical fin. Damage was very minor and the performance of the aircraft was not affected. It was determined, according to the information provided by the manufacturer that in these two cases correct window installation procedures was not followed.

In the third detachment the window stroke the main rotor blades and the tail rotor blades. The blades were not damaged and again the performance of the aircraft was not affected. The reason for this detachment could not be determined, although it was believed that equipment had fallen against the window.

The manufacturer revised their records of incidences with other medium civil helicopters and found three window separations during the last 20 years.

## 1.3. Description of the emergency window

The helicopter has two almost rectangular windows of clear acrylic material on each side of the helicopter that may be fixed at their lower corners with decals with the text «EMERGENCY PUSH HERE» to be used as emergency exits for evacuation of the occupants.

Every window weighs about 1,360 grams and its size is 700 × 575 mm. Its minimum thick must be 3.02 mm (0,119 in). It may be opened from inside and from outside the helicopter pushing at the same time both lower corners to extract the lower end from the seal and to allow the window to fall because of its weight. According to the information provided by the manufacturer, it is necessary to apply a force between 40 and 50 lb (between 20 and 28 kg) to the lower corners of the window to remove it.

The maintenance manual of the aircraft states that it is not recommended to remove the window unless required by window of retainer damage. Detailed instructions are

provided for inspection, removal and installation. Every time the window is removed from the retainer, the «retainer» (part 6 of Figure 1) and the «filler» (part 3 of Figure 1) shall be replaced. No repairs are allowed on both components. The retainer is bonded to both sides of the window frame all along its contour except in the curved area of the lower corners, to allow its opening by pushing those areas.

The maintenance manual states that every 300 h an inspection of the retainer must be carried out to detect lack of adherence to window frame, and it must be checked that both the retainer and the filler are free of damage, nicks, cuts and deterioration (swelling), etc.

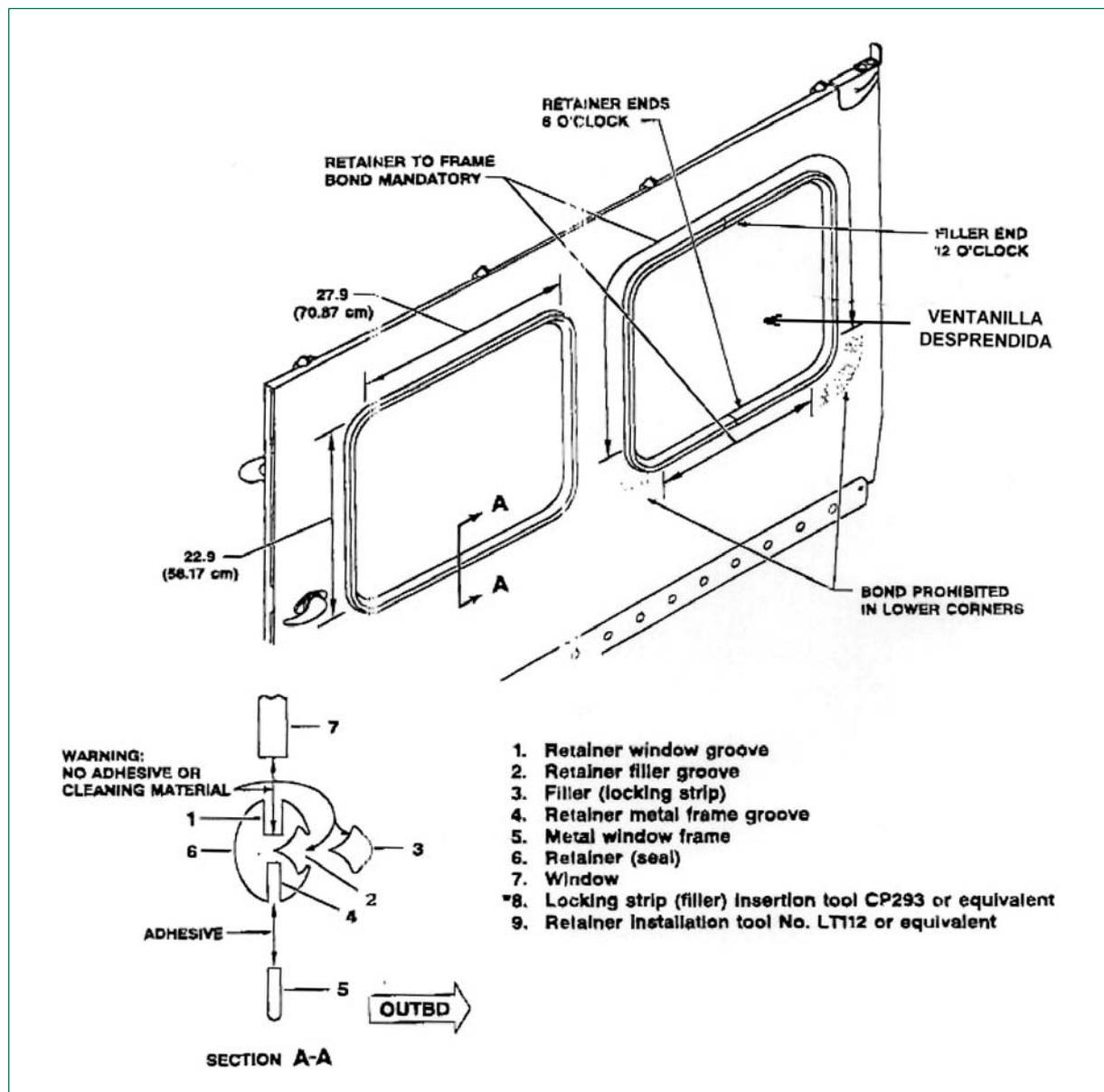


Figure 1. Drawing of the two windows of the left hand rear passenger door

The paragraph «installation» of the windows of the passenger doors gives instructions to install new retainer and window at the same time, that is, the case of installation of a new window on the previously used retainer is not included.

The installation requires the following periods of time to be applied:

1. Within one hour of applying adhesive to the retainer it is required to place the window in the retainer window groove and install the filler.
2. The helicopter must not be released for flight until the adhesive has cured for a minimum of 24 h at 24 °C (75 °F). Afterwards, the decals «EMERGENCY PUSH HERE» are installed.

#### 1.4. Maintenance carried out on the window

Between 2 and 4 June 2004 the aircraft carried out, among others, the following flights (UTC times; C means Ceuta and M means Málaga):

Date	Flight	Departure time	Arrival time	Remarks
02-06-2004	207, C-M	15:21	15:50	A passenger saw that the RH forward window was slightly open.
02-06-2004	208, M-C	17:29	18:00	
03-06-2004	201, C-M	04:58	05:33	MAINTENANCE. Retainer and filler changed; the same window is installed again.
03-06-2004	202, M-C	07:38	08:10	Window again slightly open. MAINTENANCE. A new window is installed. The retainer and filler are the same.
03-06-2004	205, C-M	10:25	10:58	
03-06-2004	206, M-C	12:00	12:30	
03-06-2004	207, C-M	15:25	16:00	
03-06-2004	208, M-C	17:25	18:00	
04-06-2004	201, C-M	05:00	05:30	
04-06-2004	206, M-C	11:25	11:57	Detachment of the window in flight. MAINTENANCE. New window and retainer are installed.
04-06-2004	207, C-M	15:22	15:55	
04-06-2004	208, M-C	17:30	18:05	

Between 2 and 4 June 2004 the following squawks were noted relating the RH forward window of the helicopter EC-GPA:

Date	Flight	Squawk	Correction applied
02-06-2004	Ceuta-Málaga	A passenger observes that the lower rear corner of the window is open.	In Málaga, an airframe technician removed the window, cleaned the rest of adhesive from the frame, installed new retainer, applied adhesive to the frame, installed filler and installed back the same window. The task was recorded as finished on 03-06-2004.
03-06-2004	Málaga-Ceuta	The window in found again to be open.	In Ceuta, on 03-06-2004, the window is replaced by a new one (the same retainer is kept on the aircraft).
04-06-2004	Málaga-Ceuta	In climb to cruise altitude, the window and the retainer detach.	In Ceuta new retainer and window are installed.
By the end of 10-2004, no new reports of malfunctions have been received			The same window installed on 04-06-2004 remains in service by the end of October 2004.

On 03-06-2004 the helicopter and its engines had 4,159 h of service.

On 03-06-2004, when the first repair was carried out after a corner of the window was found open, the filler (see item 3 in Figure 1) was still in place, and there were no signs that the retainer or seal (see item 6 in Figure 1) had started to detach in that corner. The rests of silicone of the frame were removed and sandpaper was applied, according to the information provided by the technician that carried out the repair. The retainer was replaced using the corresponding original repair kit (P/N 412-669-100), provided by the official Bell supplier in Amsterdam. After the repair, the decals of «EMERGENCY PUSH HERE» continued installed.

On 3 June 2004, in Ceuta, a new window was installed and it was also an original Bell spare part included in the kit 412-669-100. The retainer was not replaced at that time (they were recently installed in Málaga). The information decals were installed in the new window.

## 2. ANALYSIS

### 2.1. Previous maintenance

According to the information gathered, the following conclusions may be reached:

- The replacement of the retainer of the window on 3-6-04 was carried out using original spare parts, and by a technician with experience on these kinds of tasks that

traveled to Málaga for this purpose. The technician had the relevant maintenance information and stated that the corresponding procedures had been followed. The tasks were recorded in the work order.

- However, after the next flight to Ceuta the same window was found again slightly separated from the frame in one of the corners, and in Ceuta the window was replaced using the same retainer.
- In the incident flight, no strange behavior or manipulation of the window by any passenger was observed. Therefore, it is considered that the detachment was not due to intentional opening.

From the maintenance records reviewed, it is concluded that it is possible that there was not a period of 24 h before releasing the helicopter back to service after the retainer was replaced in Málaga. Under those conditions, it is possible that the window slightly opened again in a corner due to the flight vibration. Although there are no details about the period used to cure the adhesive, the retainer was not found unstuck after that landing.

Then in Ceuta a new window was installed on the same retainer and filler that had been installed in Málaga.

There were no specific procedures for that task in the Maintenance Manual, because the paragraph «installation» of a window included the previous step of replacing the filler and, within one hour of applying the adhesive, the window was required to be put in place. The paragraph «52-84 Removal» of the Maintenance Manual stated «Discard filler... Discard retainer» every time the window was removed. Paragraph «52-85 Inspection» stated that «Retainers and fillers shall be replaced when the window is removed from retainer».

The new window did not suffer any incidence during several flights until the incident happened and both the window and the retainer detached and fell to the ground.

The information provided by the passengers show that the window detached suddenly and fell outside while it was breaking, in such a way that pieces of acrylic material remained inside the passenger cabin after hitting in the face of the passenger seated in front of the window. It is possible, especially if the detachment started at the forward lower corner that the air stream broke the window almost immediately, producing the «loud bang» mentioned by a passenger.

After the incident and the landing of the aircraft without further damage, a new window and retainer were installed at the same time and no additional reports of window malfunctions have been received. It has to be highlighted that after this installation, following the incident flight nº 206 (Málaga-Ceuta, landed at 11:57 h) the helicopter took off again at 15:22 h and it still carried out other two flights in the rest of that day 4 of June. Therefore, again in this case there was no 24 h period to cure the adhesive

before releasing the aircraft to flight and, however, there were no further reports of problems with the window.

In the maintenance carried out before the incident, apart from the period to cure the adhesive

## 2.2. Damage to the aircraft in the event of detachment

It was intended again to analyze the probability of impact of the window, after detachment, with other parts of the helicopter. Even if it seems that this probability is small because the generally descending flow caused by the main rotor, the manufacturer informed that they knew about three impacts in the fleet Bell 412. They also mentioned that were aware of other three detachments in other models of medium civil helicopters although, in these cases, it is unknown whether the windows came into contact with other parts of the aircraft.

The impacts in Bell 412 had no influence in the performance of the aircraft and did not produced important damages to the stabilizers or the blades. The opinion of maintenance technicians and pilots consulted about this issue was also that the damage produced by this window made of light-weight material would be very minor in the event of impacting in flight against other parts of the helicopter. In the case of the incident of helicopter EC-HFD (16 February 2002), there are no information that the window had hit the rotors. In the current case of EC-GPA, the window broke into pieces shortly after detachment, and therefore the probability of producing damages in other parts of the airframe would be even lower.

Despite this fact, a conservative approach from the point of view of safety makes necessary to consider the possibility that a small damage to the blades of the main or tail rotors could produce an unbalance that, if maintained during a long period during the cruise phase of flight could impose a hazard to the integrity of the rotors.

This approach leads to the conclusion that it would be convenient to minimize both the probability of detachment of the window due to intentional manipulation (case of the EC-HFD) or unintentional opening (case of EC-GPA), and the probability of the window hitting after detachment other parts of the helicopter.

For the case of unintentional detachment, it is considered convenient to act over the maintenance procedures to apply in the event of window replacement, to remark the fact that it is always convenient to replace the retainer and to assure that relevant periods to cure the adhesive are used.

To minimize the probability of impact against other parts of the helicopter, the addition of some means to keep the window besides de fuselage after its opening could provi-

de some improvement, although it is not an easy modification in view of the current design of the emergency exits.

### 3. CONCLUSIONS

It could not be determined with total certainty the reason why the right hand forward window and its retainer detached in flight, although it is possible that an optimum bonding of such a retainer was not achieved during its installation in Málaga on 3 June 2004 because the helicopter was released to service without waiting 24 h to cure the adhesive.

### 4. SAFETY RECOMMENDATIONS

**REC 49/04.** It is recommended to the operator of the aircraft that appropriate instructions are distributed to their technicians to remark the need to strictly adhere to the maintenance manual procedures when replacing the windows of the passenger door of Bell 412.