

CIAIAC

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

Boletín Informativo

8/2006



MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

8/2006



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: 161-07-013-X
Depósito legal: M. 14.066-2002
Imprime: Diseño Gráfico AM2000

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

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

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

Índice

ABREVIATURAS	vi
--------------------	----

RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES

Referencia	Fecha	Matrícula	Aeronave	Lugar del suceso	
A-071/2002	25-09-2002	EC-EMH	Cessna 402-B	Aeropuerto de Málaga	1
A-013/2003	09-03-2003	EC-ICI	Socata Rallye 100ST	Pastrana (Guadalajara)	7
A-039/2004	04-07-2004	EC-CTG	Piper PA-31P «Navajo presurizada»	Chinchilla (Albacete)	15
(*) IN-049/2005	08-08-2005	EC-HFD	Bell 412 EP	En ruta Ceuta-Málaga	27
A-055/2005	10-09-2005	EC-IHZ	Air Tractor AT-802	Aeródromo de Castellón	39
A-004/2006	01-02-2006	EC-HTL	Cessna 172-RG	Aeropuerto de Badajoz	43
IN-009/2006	15-03-2006	EC-CYE	Piper PA-28-151	Aeródromo de Mutxamel (Alicante)	47
(*) A-030/2006	27-05-2006	D-KIDL EC-JPE	Glasser Dirks DG 500 Twin Astir III Grob	Aeródromo de Santa Cilia. Jaca	51
A-054/2006	11-09-2006	EC-DED	Cessna FR-172J	Almazora (Castellón)	57

ADENDA	63
--------------	----

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

Esta publicación se encuentra en Internet en la siguiente dirección:

<http://www.ciaiac.es>

Abreviaturas

00 °C	Grados centígrados
AIP	Publicación de información aeronáutica
ATC	Control de tránsito aéreo
CAVOK	Visibilidad, nubes y condiciones meteorológicas actuales mejores que los valores o condiciones prescritos
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
cm	Centímetro(s)
CPL(A)	Piloto comercial de avión
dd-mm-aaaa	Fecha en día, mes y año
FAA	Agencia Federal de Aviación de EE.UU.
FAR	Regulaciones de la Agencia Federal de Aviación de EE.UU.
ft	Pie(s)
gr	Gramo(s)
h	Hora(s)
hp	Caballo(s) de vapor
IAS	Velocidad indicada
IPC	Catálogo ilustrado de piezas
IFR	Reglas de vuelo instrumental
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
KSI	Miles de libras por pulgada cuadrada
kt	Nudo(s)
l	Litro(s)
lb	Libra(s)
m	Metro(s)
MHz	Megahercio(s)
min	Minuto(s)
mm	Milímetro(s)
MN	Milla(s) náutica(s)
MTOW	Máximo peso al despegue
MVA	Manual de vuelo de la aeronave
N/A	No afecta
Nw/mm	Newton(s)/milímetro(s)
P/N	Número de parte
psi	Libras por pulgada cuadrada
rpm	Revoluciones por minuto
TMA	Técnico de mantenimiento aeronáutico
VFR	Reglas de vuelo visual
VHF	Frecuencia muy alta
VOR	Radiofaro omnidireccional de VHF

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 25 de septiembre de 2002; 11:30 h local
Lugar	Aeropuerto de Málaga

AERONAVE

Matrícula	EC-EMH
Tipo y modelo	CESSNA 402-B
Explotador	Victor Echo

Motores

Tipo y modelo	TELEDYNE CONTINENTAL TSIO-520-ESB
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	26 años	36 años
Licencia	Piloto comercial de avión	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	818 h	1.100 h
Horas de vuelo en el tipo	250 h	200 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – No regular – Carga
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	20 de diciembre de 2006
---------------------	--------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave, procedente del Aeropuerto de Melilla, se disponía a aterrizar en el Aeropuerto de Málaga. Instantes después de producirse el contacto con la pista, el piloto observó que se apagaba la luz verde indicadora de tren abajo y bloqueado, correspondiente a la pata derecha del tren de aterrizaje principal, por lo que decidió abortar la maniobra, metiendo motor y ascendiendo.

Comunicó la incidencia a la torre de control, indicando, además, que procedía a la zona de Torremolinos para efectuar pruebas de tren. Realizaron varios ciclos, observando que no se encendía la luz verde de la pata derecha, por lo que optaron por bajar el tren por el procedimiento de emergencia, que no produjo mejores efectos, puesto que la luz de la pata derecha continuaba sin encenderse.

A causa de ello, decidieron hacer una pasada sobre la pista, con objeto de que el controlador pudiese ver la posición del tren de aterrizaje. Éste informó a la tripulación que el tren de aterrizaje se encontraba aparentemente desplegado.

Asimismo, el controlador avisó al servicio de extinción de incendios del aeropuerto, informando de los problemas que sufría la aeronave, ante lo cual decidieron posicionar dos vehículos en la puerta del parque, preparados para actuar.

Así pues, la tripulación decidió aterrizar. Nada más contactar con la pista, la pata derecha comenzó a plegarse, lo que propició que la hélice del motor derecho impactase contra el pavimento, y que la aeronave comenzara a desviarse hacia su derecha, ante lo que la tripulación decidió cortar motores.

Poco después se produjo el colapso de la pata izquierda. La aeronave continuó su desplazamiento apoyándose sobre el fuselaje, y se salió de la pista por el lado derecho, quedando detenida dentro de la franja, a unos 30 m del borde de pista.

Ambos ocupantes de la aeronave resultaron ilesos y pudieron abandonarla por sus propios medios.

Inmediatamente después llegaron los dos vehículos del servicio de extinción de incendios, que procedieron a cubrir con espuma la zona adyacente al fuselaje y la situada bajo los planos.

La aeronave sufrió daños en las dos patas del tren de aterrizaje principal, ambas hélices, fuselaje y flap derecho.

1.2. Descripción del tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje de esta aeronave es de tipo triciclo retráctil, accionado por un motor eléctrico que produce desplazamientos en un sistema de varillas, mediante el cual se consigue la extensión o retracción del tren.

En la figura 1 puede observarse una pata principal y su mecanismo asociado de extensión y retracción, así como el dispositivo de bloqueo. Partiendo de la posición extendida, la retracción se haría de la siguiente forma: al conectar el motor eléctrico se produciría el desplazamiento longitudinal del «push pull tube» (coloreado de verde en la figura) hacia la pata (trabajando a compresión), lo que provocaría que el «bellcrank» (coloreado en azul) pivotase alrededor de las orejetas que lo unen al «trunnion». A su vez, la parte inferior del «bellcrank» también giraría, arrastrando al «adjusting screw» (coloreado en rojo), que tiraría del brazo lateral (coloreado en naranja), produciendo su plegado, y, al estar unido a la pata, tiraría también de ella hacia adentro, produciendo su giro alrededor del punto 4, es decir, plegando la pata. El movimiento de extensión es precisamente el contrario que el descrito para la retracción, trabajando en este caso el «push pull tube» a tracción.

El bloqueo de la pata en la posición de tren extendido se consigue mediante la acción del brazo lateral, que tiene restringido su movimiento de forma que solamente puede girar dentro del sector indicado en la figura 2. El bloqueo se genera haciendo que el

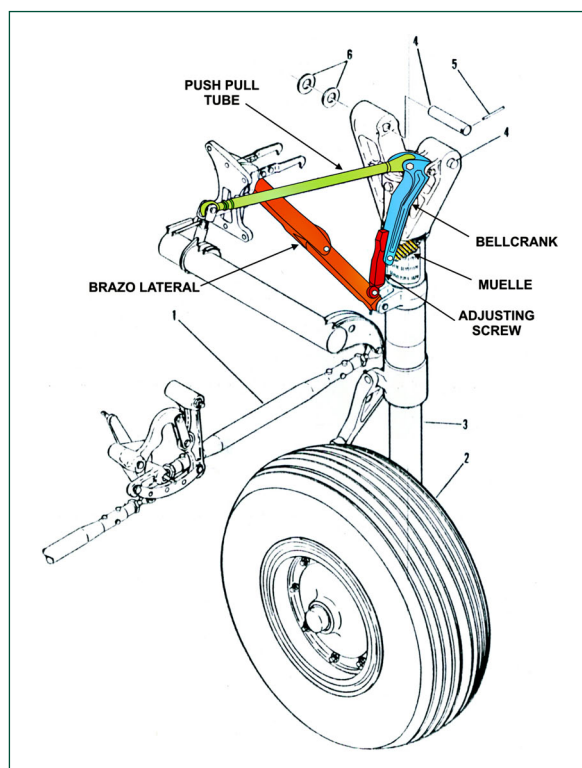


Figura 1. Esquema de la pata principal

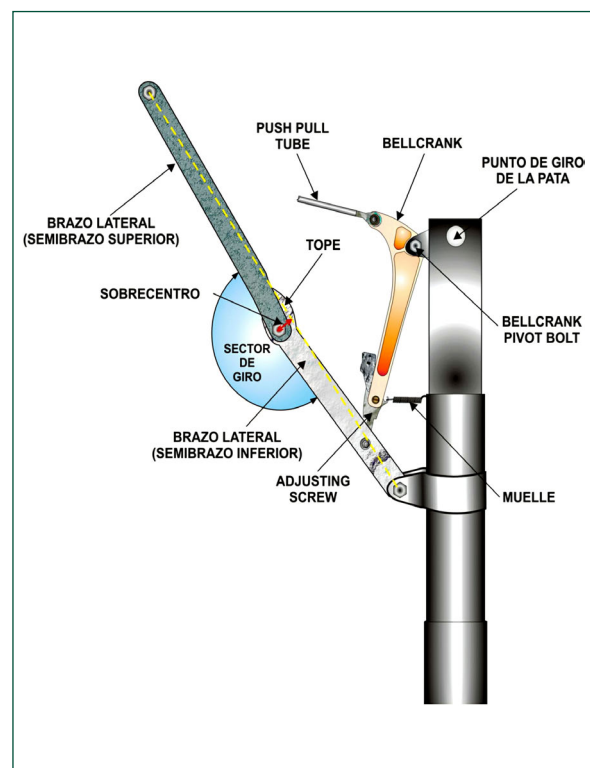


Figura 2. Esquema de detalle

punto de articulación central, que une los dos semibrazos que forman el brazo lateral, sobrepase ligeramente la línea imaginaria que une sus extremos, lo que se conoce como «sobrecentro», existiendo un tope físico que impide que gire más allá de ese punto. Por otra parte, hay un muelle que une el «adjusting screw» con la pata, que tiene como función generar una fuerza hacia abajo, que contribuye a mantener la articulación central del brazo lateral en su posición de «sobrecentro».

El ajuste del sistema se realiza mediante el «adjusting screw», que realmente está formado por dos elementos, estando el inferior roscado en el superior, lo que permite aumentar o disminuir la longitud del conjunto.

1.3. Inspección de los restos e investigaciones

1.3.1. Inspección de los restos

Se procedió a retirar la aeronave del lugar en el que había quedado mediante su izado con una grúa para, a continuación, depositarla sobre una góndola, sobre la que se transportó hasta un hangar, donde se dejó apoyada sobre gatos.

Se realizó una inspección visual en la que se observaron los siguientes daños en el tren:

— Pata derecha:

- El «bellcrank» se encontraba suelto en su unión a la pata debido a la rotura del tornillo de unión («bellcrank pivot bolt»), además de presentar una rotura en la parte del mismo que se une al sobrecentro.
- Se había roto una de las dos orejetas del «trunnion», que sujetan el «bellcrank».
- El «push-pull tube» presentaba la rotura del extremo que se une al «bellcrank».

— Pata izquierda:

- El «adjusting screw» se encontró roto.

Por otra parte, se procedió a levantar la tapa del registro que se encuentra sobre el plato actuador del tren de aterrizaje, lo que permitió observar que éste se encontraba en una posición intermedia entre las correspondientes a tren abajo y tren arriba.

1.3.2. Análisis del tornillo «bellcrank pivot bolt»

El tornillo que une el «bellcrank» al «trunnion», denominado «bellcrank pivot bolt», P/N: NAS 464P4-26, se partió en dos trozos: la cabeza y parte del cuello quedaron sueltos, en tanto que el resto del tornillo y la tuerca quedaron aprisionados, a causa de la defor-

mación, dentro del taladro del «bellcrank». Estos elementos fueron enviados a un laboratorio con objeto de determinar las causas de la rotura del tornillo y su grado de adecuación a las especificaciones de diseño.

El análisis fractográfico realizado en la superficie de fractura del tornillo reveló, a nivel macrofractográfico, una rotura estática asociada fundamentalmente a cargas de cortadura, lo que fue confirmado a nivel microfractográfico al detectarse la presencia de cúpulas representativas de fracturas asociadas a cargas de cortadura.

La composición química se correspondía con la requerida en la especificación de diseño del tornillo, NAS464, y la especificación técnica asociada, NAS498.

La especificación NAS464 establece que el nivel de resistencia debe estar comprendido entre 160 KSI y 180 KSI ($1 \text{ KSI} = 1000 \text{ lb/inch}^2$). Se determinó la resistencia del tornillo mediante medidas de dureza Vickers y Rockwell-C que arrojaron un valor medio de resistencia de 195 KSI, por encima del límite superior que marca la norma. Este exceso se considera normal teniendo en cuenta que la deformación plástica que sufrió el tornillo durante el proceso de rotura aumentó su acritud y, consecuentemente, su nivel de resistencia, que sería entonces mayor que la que tendría el tornillo antes de romperse.

Así mismo, como parte del tornillo quedó aprisionado en el interior del taladro del «bellcrank», se pudo determinar la dirección de las fuerzas que produjeron su cizalladura, y que básicamente se correspondían con la aplicación de una fuerza de compresión sobre el «adjusting screw» en su punto de unión con el brazo lateral.

2. ANÁLISIS

De la declaración de la tripulación se deduce que durante el primer aterrizaje, que resultó frustrado, se produjo alguna rotura en la pata derecha del tren de aterrizaje principal que ocasionó su desbloqueo y el consiguiente apagado de la luz verde correspondiente a esa pata.

El hecho de que las roturas que presentaban los elementos de la pata derecha fueran todas debidas a sobrecargas estáticas da pie a pensar que la causa del fallo podría encontrarse en la configuración geométrica del mecanismo de extensión-retracción y bloqueo del tren.

En el funcionamiento normal de la pata, los elementos que se encontraron rotos no están prácticamente sometidos a esfuerzos cuando la pata está correctamente desplegada y bloqueada, ya que en esa situación las cargas que recibe la pata durante el aterrizaje son soportadas por la propia pata y por el brazo lateral. Esta última pieza no sufrió daños apreciables en el incidente, llegándose a plegar normalmente, lo que indu-

ce a pensar que la geometría del tren en ese momento no era la adecuada como para permitir que eso ocurriera.

Si no se alcanza el sobrecentro del brazo lateral, una carga sobre la pata actuando en el aterrizaje en sentido extremo-raíz del ala produciría el plegado de la pata y explicaría las roturas producidas en el conjunto «adjusting screw – bellcrank» y la rotura por cizalladura, a la altura de una de las orejetas del «trunnion», del tornillo «bellcrank pivot bolt», al tratar de absorber esos elementos una carga destinada para ser soportada por el brazo lateral y para la que no están diseñados. Así pues, todo parece indicar que éste fue el mecanismo que produjo la rotura y el posterior colapso de la pata derecha.

Tuvo que ocurrir, por tanto que existiese un desajuste en el mecanismo de extensión-retracción y bloqueo de la pata, que en principio pudo tener dos orígenes: un incorrecto ajuste del mecanismo, o bien un desajuste paulatino del mismo, producido por el aumento de las holguras en el sistema de varillas.

A la vista de las circunstancias que concurren en este caso, la hipótesis más probable es que el ajuste del mecanismo se hiciera ligeramente fuera del sobrecentro, lo que le permitió funcionar satisfactoriamente durante cierto tiempo, aunque fuera a costa de que apareciesen cargas sobre el «bellcrank» que debieron producir deformaciones que contribuyeron al aumento del desajuste del sistema, que de esta manera iba siendo progresivamente más inestable, hasta que se produjo su fallo.

Por otra parte, en lo que respecta a la pata izquierda, y de acuerdo con la declaración de la tripulación, se sabe que, después de varios intentos fallidos de despliegue del tren por el procedimiento normal, intentaron extenderlo por el procedimiento de emergencia. En la inspección realizada a la aeronave después del incidente se observó que el actuador del tren no había llegado hasta la posición abajo y bloqueado, de lo que se deduce que la tripulación no llegó a completar las vueltas necesarias en la palanca para producir la total extensión del tren, de forma que éste quedó a medio recorrido. Debido a ello, la pata izquierda no se encontraba bloqueada, y durante el último aterrizaje se produjo su colapso por este motivo.

3. CONCLUSIÓN

Se considera que este incidente fue causado por un incorrecto ajuste del mecanismo de extensión-retracción y bloqueo de la pata derecha del tren principal.

El fallo de la pata derecha del tren de aterrizaje principal se produjo durante la primera toma. El colapso de la pata izquierda durante el segundo aterrizaje se debió a que no se encontraba totalmente extendida por no haber completado la tripulación el procedimiento de extensión manual de emergencia.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 9 de marzo de 2003; 11:40 h local
Lugar	Pastrana (Guadalajara)

AERONAVE

Matrícula	EC-ICI
Tipo y modelo	SOCATA RALLYE 100ST
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	CONTINENTAL O-200-A
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	26 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	250 h
Horas de vuelo en el tipo	15 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Señal de tráfico

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – No comercial – Privado
Fase del vuelo	En ruta – Crucero

INFORME

Fecha de aprobación	20 de diciembre de 2006
---------------------	--------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave había despegado alrededor de las 9:30 h local del Aeropuerto de Cuatro Vientos con los depósitos de combustible llenos para realizar un vuelo local VFR de tres horas de duración.

Cuando habían transcurrido 2 h y 20 minutos de vuelo, y estando la aeronave en ese momento sobre el VOR de Castejón a 4.000 ft, se produjo una disminución de la potencia suministrada por el motor, cuyas revoluciones por minuto descendieron desde 2.400 hasta un valor de 2.200.

El piloto aplicó el procedimiento previsto en el manual de vuelo para el caso de fallo de motor poniendo mezcla rica, calefacción de carburador en OFF, bomba de combustible y haciendo el cambio de magnetos y de depósito de combustible. Con ello se logró recuperar el régimen inicial del motor de 2.400 rpm. Después de ello, el piloto puso rumbo al aeropuerto de origen.

Poco tiempo después se reprodujo el fallo de motor, por lo que el piloto aplicó nuevamente el procedimiento, consiguiendo de nuevo la recuperación de la potencia del motor.



Foto 1. Borde marginal del plano derecho

Instantes después volvió a producirse un tercer fallo de motor, aunque esta vez de forma más acusada, ya que el régimen del mismo descendió hasta un valor de 1.600 rpm. El piloto volvió a aplicar el procedimiento de fallo de motor, aunque esta vez no obtuvo ningún resultado. A causa de la reducción de potencia del motor, la aeronave comenzó a perder velocidad y altura, por lo que el piloto decidió buscar un terreno apto donde efectuar un aterrizaje de emergencia.

La zona en la que se encontraba tiene una orografía complicada, con grandes áreas arboladas, que ofrecen muy pocos lugares que reúnan las condiciones mínimas para aterrizar. El único lugar que el piloto consideró aceptable fue un tramo de la carretera comarcal CM-2007 que une los municipios de Valdeconcha y Pastrana.

Realizó un circuito verificando que no había ningún vehículo transitando por la carretera en ese momento. Al mismo tiempo, intentó contactar por radio con la torre de control de Cuatro Vientos con objeto de notificar su situación, aunque no pudo establecer contacto, posiblemente a causa de la escasa altura a la que se encontraba. Encendió el transponder en el código de emergencia 7700, y a través de la frecuencia de emergencia 121.5 MHz consiguió establecer contacto con una aeronave comercial que informó de la situación a los servicios ATC.

Durante la fase de aproximación final a la carretera se produjo la parada del motor, lo que no impidió que la aeronave tomase sobre ella. Durante el posterior recorrido de aterrizaje, el borde marginal del plano derecho impactó contra una señal de tráfico, que

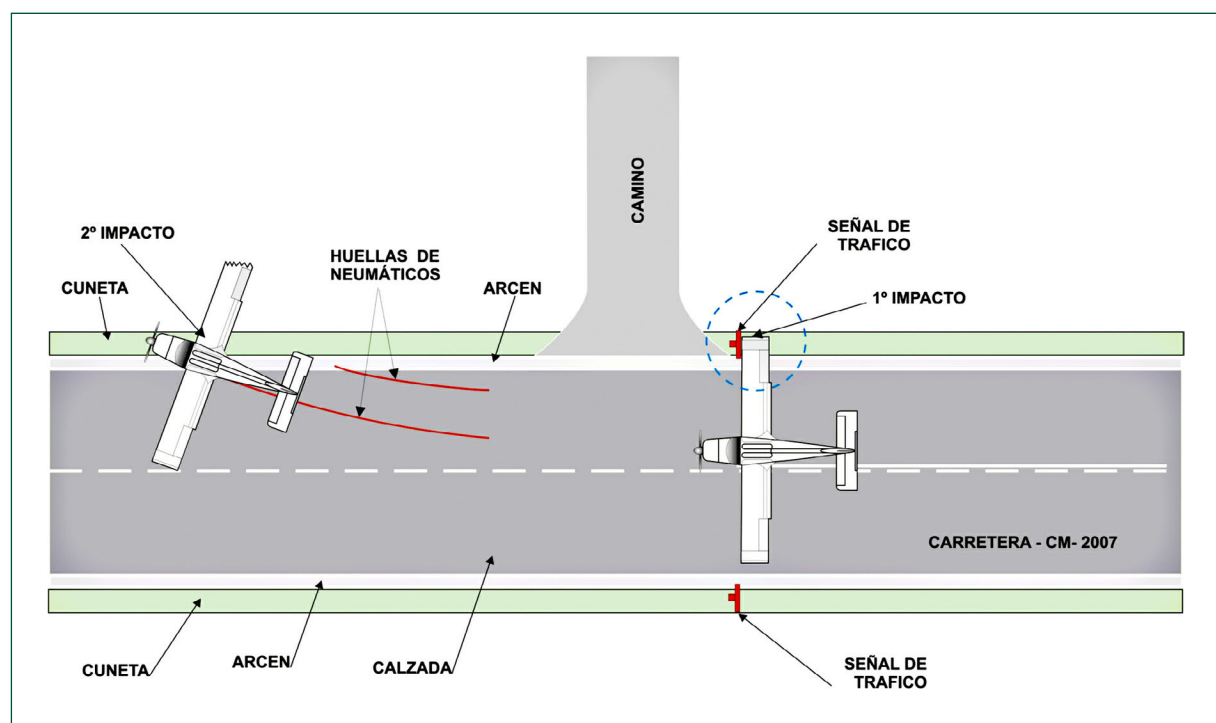


Figura 1. Croquis del recorrido de aterrizaje de la aeronave

arrancó, provocando un brusco giro de la aeronave hacia su derecha, que hizo que la rueda de morro se saliera de la carretera, cayera en la cuneta de hormigón que discurre paralela a la calzada, e impactara contra una de sus paredes laterales, quedando la aeronave detenida en ese punto.

Ambos ocupantes de la aeronave resultaron ilesos.

La aeronave sufrió daños en el motor, plano derecho, pata de morro y hélice.

1.2. Información de la aeronave

1.2.1. *Mantenimiento de la aeronave*

La aeronave había salido de la última revisión de mantenimiento, de 100 h, el día 7 de marzo de 2003, es decir, dos días antes de producirse el incidente. En ese momento la aeronave contaba con 4.266 h totales.

En dicha revisión se llevó a cabo, entre otras verificaciones, una comprobación de la compresión de los cilindros del motor, obteniéndose en todos ellos valores normales. Los resultados obtenidos fueron los siguientes:

- Cilindro n.º 1: 76/80 psi.
- Cilindro n.º 2: 76/80 psi.
- Cilindro n.º 3: 76/80 psi.
- Cilindro n.º 4: 74/80 psi.

El potencial del motor hasta la próxima revisión general era de 505 h.

1.3. Inspección de los restos e investigaciones

1.3.1. *Inspección en campo*

En el lugar donde se había efectuado el aterrizaje de emergencia se realizó una inspección exterior de la aeronave, observando que presentaba daños en el plano derecho, cuyo borde marginal había sido arrancado, pata de morro y hélice. Se retiraron los capots de motor y se extrajeron las bujías superiores de todos los cilindros, comprobándose que la correspondiente al cilindro n.º 3 mostraba claros indicios de haber sido golpeada. Seguidamente se desmontó la tapa de balancines de dicho cilindro, apreciándose que la válvula de escape no se encontraba en su sitio.

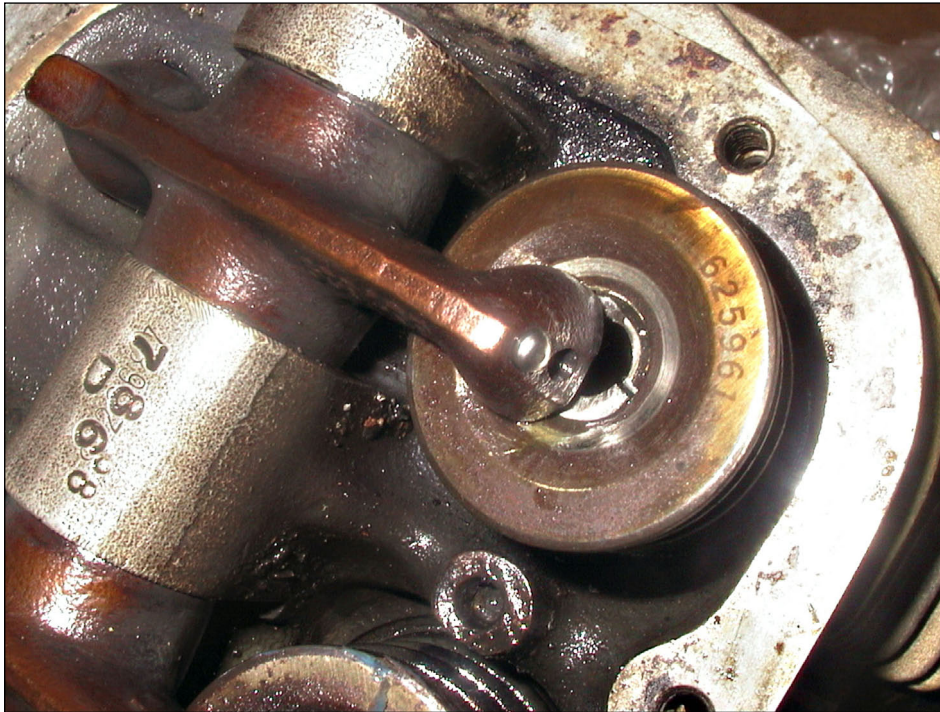


Foto 2. Balancín, semiconos y sombrerete de la válvula de escape

1.3.2. Inspección en taller

Se retiraron las cuatro bujías inferiores, encontrándose en todas ellas evidencias de contaminación por carbono, lo que constituye un signo evidente de mezcla excesivamente rica. Esta circunstancia es la que cabría esperar, a la vista de que el piloto había puesto mezcla rica durante las tres veces que aplicó el procedimiento de fallo de motor. Se corroboró que la bujía del cilindro n.º 3 tenía signos de haber sido golpeada.

A continuación se desmontó el cilindro n.º 3, extrayéndose de su interior fragmentos de segmento, válvula y pistón, que se había partido. En la camisa no se encontró deterioro alguno, tales como golpes, rayas, etc. La culata tenía huellas producidas por multitud de impactos, que llegaron a producir roturas en la cabeza de la válvula de admisión de ese cilindro. El vástago de la válvula de escape se halló en el tubo de escape.

En el cárter se encontraron más fragmentos de segmento, válvula y pistón.

Seguidamente se procedió a desmontar la válvula de admisión y los muelles y sombrerete de la válvula de escape del cilindro n.º 3. La válvula de admisión no mostraba más daños que los que se habían apreciado en su cabeza, y que fueron causados por los impactos de los fragmentos de la válvula de escape, segmentos y pistón.

No se encontraron deficiencias en los muelles y el sombrerete de la válvula de escape.

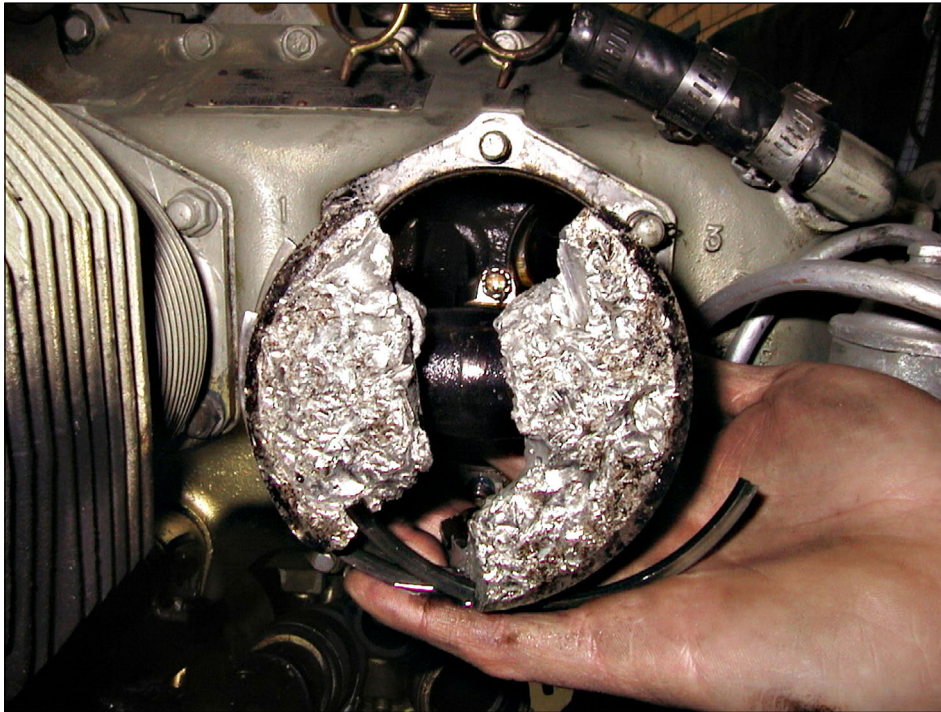


Foto 3. Estado en que quedó el pistón

Los semiconos de sujeción de la válvula de escape mostraban un fuerte deterioro del resalte que encaja en la hendidura del vástago de la válvula, proporcionando la sujeción de ésta.

El eje de balancines tenía una gran holgura en el apoyo exterior más próximo a la válvula de escape.

La varilla empujadora de escape mostraba deformaciones por pandeo.

1.3.3. *Análisis en laboratorio*

Los fragmentos de la válvula de escape y sus semiconos de sujeción fueron enviados a laboratorio a fin de que fuesen analizadas las roturas que presentaban, con objeto de poder determinar su causa.

El análisis efectuado reveló que en los fragmentos de la cabeza de la válvula existían grietas radiales de fatiga térmica, habiéndose desarrollado varias de las fracturas a través de alguna de estas grietas. El resto de roturas de la válvula eran de carácter dúctil y habían sido producidas, en todo su desarrollo, por sobrecarga estática, sin que hubiera intervenido ningún mecanismo de rotura progresiva por fatiga o corrosión general o local.

Los semiconos de sujeción de la válvula mostraban claras evidencias de haber estado sometidos a fricción, a consecuencia de la cual se había producido el deterioro del resalte que encaja en la hendidura del vástago de la válvula.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Salvo las fracturas de la cabeza de la válvula, el resto de roturas encontradas en la propia válvula y en los semiconos tenían carácter dúctil, no habiéndose apreciado la existencia de defectos previos en estos elementos, lo que evidencia que las fracturas se produjeron a consecuencia de sobrecargas estáticas.

Las fracturas de la cabeza de la válvula se habían producido a consecuencia de la propagación de las grietas radiales de fatiga térmica, hasta que éstas alcanzaron un tamaño crítico y provocaron la rotura total de la cabeza de la válvula.

Estas grietas radiales de fatiga están causadas, usualmente, por las grandes diferencias de temperaturas que se dan entre la zona del asiento y la parte central de la cabeza.

A la vista de estas evidencias, parece que la secuencia de fallos que produjo la parada del motor fue la siguiente:

- En primer lugar se produjo la fractura en varios fragmentos de la cabeza de la válvula, que cayeron dentro de la cámara de combustión.
- Posteriormente, y durante un movimiento ascendente del pistón, uno de los fragmentos desprendidos de la válvula fue empujado por el pistón, golpeando contra ésta, que en ese momento estaba haciendo el movimiento de cierre. Este impacto provocó un desplazamiento violento de la válvula, que permitió que los semiconos se salieran del sombrerete.
- Una vez fuera de su alojamiento, el resalte de los semiconos se fue deteriorando rápidamente, hasta su total desaparición, lo que produjo la liberación del vástago de la válvula.
- A continuación se produjo la caída de la válvula a la cámara de combustión, lo que propició que interfiriera entre el pistón y la culata, produciendo la rotura del primero y el fallo del motor.

Por tanto, el fallo del motor de la aeronave en vuelo se produjo a consecuencia de la rotura de la cabeza de la válvula de escape del cilindro número 3 por un mecanismo de fatiga térmica.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 4 de julio de 2004; 18:55 h local
Lugar	Chinchilla (Albacete)

AERONAVE

Matrícula	EC-CTG
Tipo y modelo	PIPER PA-31P «Navajo presurizada»
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING TIGO-541-E1A
Número	2

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	27 años
Licencia	Piloto comercial de avión CPL(A)
Total horas de vuelo	2.700 h
Horas de vuelo en el tipo	300 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			5
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – No comercial – Placer
Fase del vuelo	En ruta – Nivel de crucero

INFORME

Fecha de aprobación	29 de noviembre de 2006
---------------------	--------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave despegó a las 16:29 h del Aeropuerto de Biscarrosse (Francia), con un piloto y cinco pasajeros (dos adultos y tres niños) a bordo, y destino el Aeropuerto de Alicante (España). De acuerdo con los datos que figuraban en el plan de vuelo, la duración prevista del vuelo era de 2:35 h y la aeronave disponía de autonomía para 5 h.



Figura 1. Trayectoria de la aeronave.

El vuelo se inició según las reglas de vuelo visual (VFR) y, a partir de San Sebastián, continuó según las reglas de vuelo instrumental (IFR), al nivel de vuelo 100 y con una velocidad de 160 kt.

Aproximadamente a las 18:40 h, el piloto pidió autorización para proceder directo al Aeropuerto de Alicante porque los indicadores de combustible habían bajado de golpe e indicaban que les quedaba poca cantidad; se le instruyó para proceder directo al VOR de Alicante. Apenas dos minutos más tarde, comunicó que se había encendido el indicador de cero combustible y pidió vectores para el Aeropuerto de Albacete, que estaba a 35 MN, frente a 43 MN del Aeropuerto de Valencia y 56 MN del de Alicante.

En contacto con la torre de control del Aeropuerto de Albacete, a las 18:46 h fue autorizado para proceder a la pista 09. Cuatro minutos más tarde comunicó tener fallo de motores y, a las 18:53 h, cuando se encontraba a 8 MN del aeropuerto y con una altitud de 3.000 ft, informó de que no llegaba al aeropuerto y que haría una toma de emergencia.

La aeronave tomó tierra dos minutos más tarde en terrenos del campo militar de maniobras de Chinchilla, sufriendo daños importantes y resultando ilesos sus seis ocupantes.

1.2. Información sobre la aeronave

Marca:	Piper
Modelo:	PA-31P
Matrícula:	EC-CTG
MTOW	3.548 kg
Horas de vuelo:	2.490 h ¹

Motores

Marca:	Lycoming
Modelo:	TIGO-541 E1A
Potencia:	425 hp
Última revisión:	02-12-2003

¹ La información más actualizada disponible de la aeronave data del 2 de diciembre de 2003, fecha de su última revisión anual.

Certificado de aeronavegabilidad

Clase: Normal
Categoría: Privado
Prestación técnica: Normal. Aeronave idónea para el vuelo en cualquier condición ambiental
Fecha de caducidad: 23-12-2004

Según consta en el certificado de aptitud para el servicio correspondiente a la última revisión efectuada, de fecha 02-12-2003, se habían cumplimentado varias directivas de aeronavegabilidad y se habían sustituido algunos componentes, entre ellos, los depósitos de combustible situados en el ala derecha (interior y exterior), y el situado en la barquilla del motor izquierdo.

1.3. Daños a la aeronave e información sobre el lugar del accidente

La aeronave resultó con daños importantes. Sufrió roturas estructurales en las alas y el fuselaje, del tren de aterrizaje se desprendió la pata de morro y se plegó hacia atrás la pata izquierda del tren principal, los motores sufrieron impactos con el terreno y las palas de las hélices presentaban deformaciones características de haber entrado en contacto con el terreno sin potencia aplicada.

El terreno en el que se produjo el aterrizaje forzoso era un descampado rústico sin cultivar bastante llano y sin árboles, dedicado a campo militar de entrenamiento y maniobras, situado a unos 4 km de Chinchilla y próximo a la carretera que une esta localidad y la pedanía de La Felipa. Se encuentra a unos 15 km del Aeropuerto de Albacete.

1.4. Información meteorológica

De acuerdo con la declaración del piloto, recibió información meteorológica antes y durante el vuelo. En la zona en que ocurrió el accidente las condiciones meteorológicas eran buenas, sin ráfagas de viento ni nubes y sin restricciones de visibilidad.

1.5. Comunicaciones

Las comunicaciones mantenidas por el piloto de la aeronave con las dependencias de control de la ruta que seguía, comenzaron a las 17:02 h, pidiendo pasar de vuelo visual a instrumental y subir a nivel 100, siendo autorizado para ello.

A las 17:25 h informó de que se encontraba a unos 25 minutos del punto Barahona y preguntó si a partir de ahí podía dirigirse directamente a Alicante, recibiendo la respuesta de que debía seguir la ruta del plan de vuelo.

A partir de este momento, las comunicaciones fueron las habituales en el tipo de vuelo que se efectuaba hasta que, a las 18:39 h, informó que los indicadores de combustible habían bajado de golpe, transmitiendo: «estamos ya bastante cercanos a tener poco» y pidiendo ir directo a Alicante y aterrizar lo antes posible.

A las 18:41 h comunicó que se le había encendido el indicador de cero combustible, preguntando si estaba más cerca Valencia. La dependencia de control le informó de las distancias a que estaba de Albacete, Alicante y Valencia, recomendándole Albacete como más próximo.

A las 18:43 h comunicó que iba a Albacete y pidió vectores de radar, que le fueron dados. La dependencia de control también le informó de que en Almansa, prácticamente en la posición en que se encontraba, había un aeródromo privado.

A las 18:44 h decidió ir a Albacete, y desde la torre de este aeropuerto le dieron la distancia, el tiempo estimado y el rumbo para ello.

A las 18:50 h declaró emergencia por fallo de los motores; se encontraba a 5.400 ft de altura y a unas 11 millas del aeropuerto.

A las 18:53 h notificó que estaba a 3.000 ft de altura y que no llegaba al aeropuerto, por lo que tomaría tierra en un campo. Los servicios ATC le informaron de que, según la pantalla radar, se encontraba 10 millas al Este de Albacete. Después de esta respuesta, se perdió el contacto radiofónico.

Aproximadamente a las 19:05 h el piloto de la aeronave comunicó a través de su teléfono móvil que había tomado tierra en un campo, del que facilitó las coordenadas, encontrándose todos los ocupantes sin novedad.

1.6. Ensayos e investigación

1.6.1. *Declaración del piloto*

De acuerdo con la declaración del piloto, los depósitos de la aeronave, con excepción del situado en la barquilla del motor derecho por tener fugas, se habían llenado en el Aeropuerto de Pamplona, en el vuelo de ida a Biscarrosse; se repostaron 162 galones USA. La duración del vuelo entre los dos aeropuertos fue de 20 minutos, aproximadamente.

Antes de salir del Aeropuerto de Biscarrosse había comprobado visualmente la cantidad de combustible que había en los depósitos verificando que estaban prácticamente llenos. Los indicadores en cabina confirmaban esta apreciación.

En cuanto al consumo de combustible se refiere, había detectado previamente que la aeronave consumía más de lo establecido en el manual de vuelo. A partir de un determinado momento, los indicadores comenzaron a bajar tan rápidamente que parecía que estaba perdiendo combustible. A la altura de Barahona pasó de los depósitos interiores a los exteriores, los cuales estaban llenos. El paso por dicho punto se produjo a las 17:51 h, según se desprende de la traza radar.

Los indicadores de cantidad de combustible en los depósitos parecieron funcionar bien hasta que, a la altura de Castejón, la indicación pasó directamente de un cuarto a cero. Debido a esto, pidió a la dependencia de control que le diera vectores radar al aeropuerto más cercano.

Cuando cambió el rumbo para dirigirse al Aeropuerto de Albacete, los indicadores volvieron a marcar un cuarto, pero dos minutos más tarde volvieron a bajar de golpe a cero y se apagaron los dos motores. En consecuencia, comunicó a las dependencias de control su intención de realizar un aterrizaje de emergencia cuando se encontraba, según sus datos, a 5 millas al Este de la pista.

Antes de que se pararan los motores había bajado el tren de aterrizaje para amortiguar el impacto y, después de detenerse éstos, abanderó las hélices para conseguir una mayor distancia de planeo. Logró tomar tierra en un campo y se evacuó rápidamente la aeronave, resultando ilesos todos los ocupantes.

1.6.2. Información sobre el sistema de combustible de la aeronave

El sistema de combustible de la Piper PA-31P dispone de seis depósitos con una capacidad total de 242 galones USA, de los cuales 236 son utilizables.

Cada ala contiene un depósito interior con una capacidad de 56 galones y otro exterior con una capacidad de 40 galones, que pueden alimentar directamente al motor del mismo lado. Además, alojado en la barquilla de cada motor, hay un tercer depósito con capacidad para 25 galones.

El sistema dispone de un circuito de alimentación cruzada que, de acuerdo con lo establecido en el manual de vuelo de la aeronave, debe ser utilizado solamente para aumentar la autonomía si se tiene necesidad de volar con un solo motor.

El piloto tiene conocimiento en todo momento del estado del sistema mediante indicadores de cantidad y presión de combustible, y luces de aviso que le informan de cualquier anomalía que se produzca.

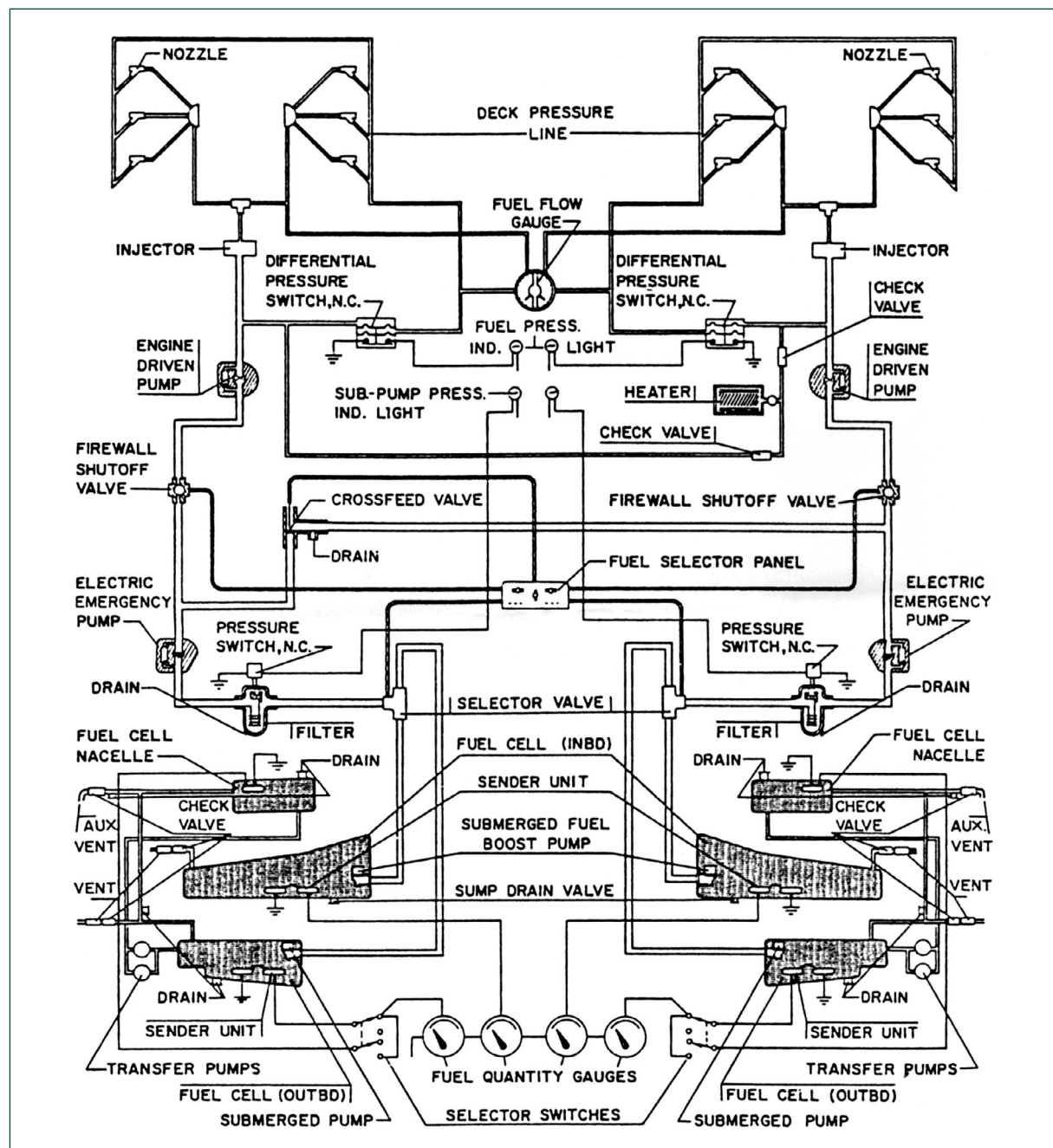


Figura 2. Esquema del sistema de combustible

Los depósitos interiores deben ser utilizados en los despegues y aterrizajes. Es esencial que se tenga en cuenta esto con el fin de que quede en estos depósitos una cantidad razonable de combustible en previsión de posibles esperas en un aterrizaje normal. También pueden utilizarse en cualquier otra fase del vuelo.

Los depósitos exteriores pueden emplearse en subida, crucero o descenso, siempre que los interiores contengan más de la mitad de su capacidad. Si ésta queda en la mitad o menos, los depósitos exteriores solamente se podrán utilizar para vuelo a nivel.

El combustible contenido en los depósitos de las barquillas solamente puede ser transferido a los depósitos exteriores mediante una bomba mandada por el piloto, y siempre que la cantidad de combustible que quede en estos últimos sea inferior a 10 galones. Los depósitos de las barquillas no pueden alimentar directamente a los motores.

De acuerdo con los gráficos y tablas de prestaciones que figuran en el manual de vuelo de la aeronave, se estima un consumo aproximado de combustible, para una altitud de 10.000 ft y velocidad de 180 kt, de 34 galones por hora, correspondiente a un régimen de crucero de largo alcance.

1.6.3. Perfil del vuelo realizado

A partir de los datos radar se han obtenido la evolución de la velocidad y el nivel de vuelo.

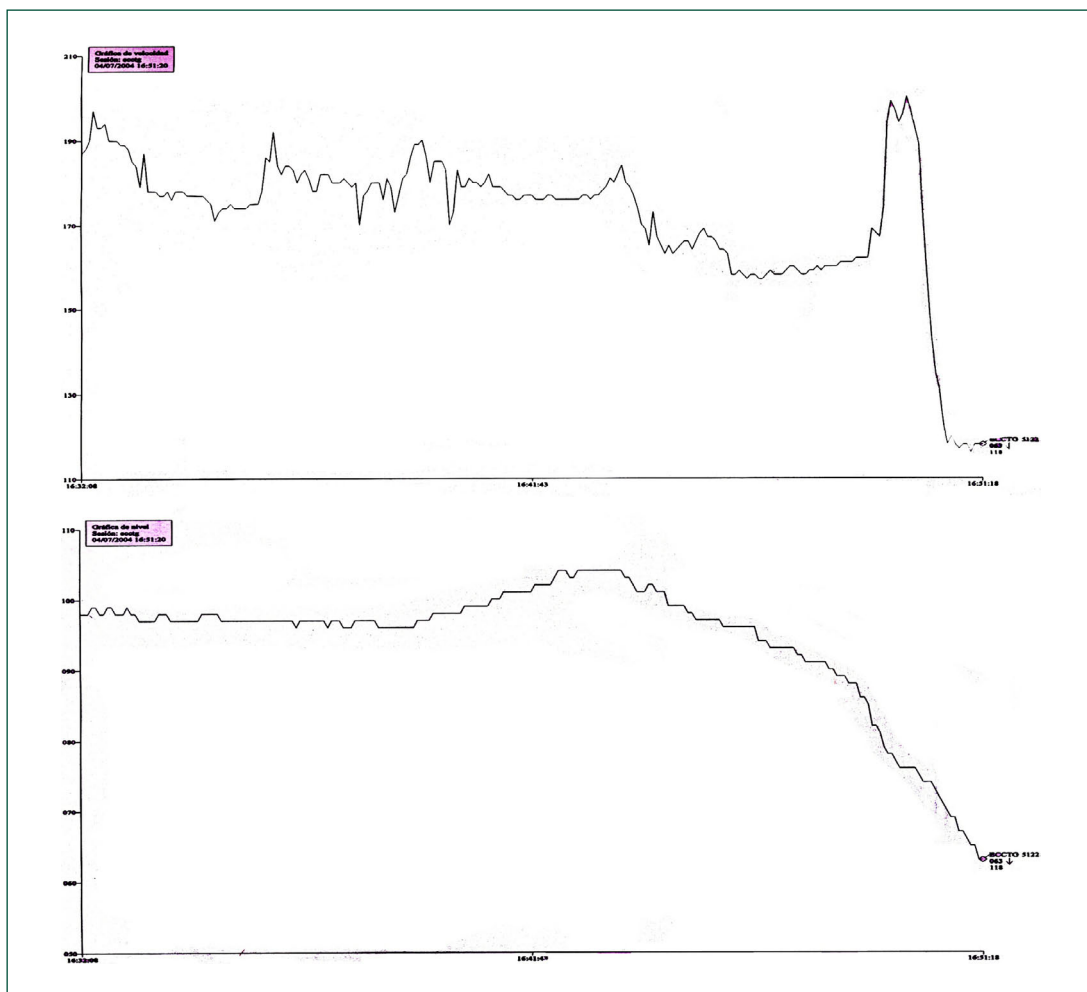


Figura 3. Gráficas de velocidad y nivel de vuelo

Desde las 18:32 h hasta las 18:38 h se observa un desarrollo normal, manteniéndose nivel de vuelo 100 y variaciones de la velocidad entre 160 y 180 kt. A partir de esta hora se inicia un ascenso que dura unos 5 minutos, con velocidad próxima a los 180 kt, alcanzando los 10.400 ft a las 18:43 h, momento en que comienza un primer tramo de descenso que lleva a la aeronave a los 9.000 ft en unos 4:30 minutos, es decir, a las 18:47:30 h, disminuyendo la velocidad a unos 160 kt. Entre esta última hora y las 18:50 h el descenso es más pronunciado, bajando hasta los 7.300 ft. Durante este tiempo se produce un aumento muy rápido de velocidad, llegando casi a los 200 kt, para caer en menos de un minuto hasta los 118 kt. Esta última velocidad se mantiene hasta que la señal del radar se pierde a las 18:51:18 h a una altitud de 6.300 ft.

2. ANÁLISIS

2.1. Análisis de la trayectoria

El análisis de la trayectoria de los últimos minutos de vuelo permite obtener la conclusión de que los motores no se pararon al mismo tiempo, lo cual parece lógico, ya que, al estar alimentados por sistemas independientes, resultaría prácticamente imposible que el consumo y el contenido de los depósitos hubieran sido exactamente iguales en todo momento.

En el transcurso del ascenso entre las 18:38 h y 18:43 h, a las 18:41 h, el piloto comunicó que se había encendido el aviso de cero combustible y probablemente a continuación ocurrió la parada de uno de los motores, puesto que la velocidad disminuyó, de acuerdo con los datos radar, y se inició el descenso a una velocidad en torno a los 160 kt. Después de 4:30 minutos hubo un aumento de velocidad hasta casi hasta los 200 kt, con un descenso más pronunciado que no justifica una velocidad tan elevada, por lo que se supone que en este tramo el piloto empleó la potencia del motor que seguía encendido para recorrer la máxima distancia posible y tratar de alcanzar el aeropuerto. Después, siguiendo la secuencia de acontecimientos, el piloto declaró emergencia por la parada probablemente del único motor que aún funcionaba, e inició el planeo buscando aterrizar en las mejores condiciones posibles.

2.2. Combustible a bordo de la aeronave

De acuerdo con la declaración del piloto, los depósitos de la aeronave, con excepción del situado en la barquilla del motor derecho por tener fugas, se habían llenado en el Aeropuerto de Pamplona, en el vuelo de ida a Biscarrosse; esto significa que la aeronave salió de Pamplona con 217 galones USA de combustible a bordo.

Considerando un consumo de 40 galones/hora, la aeronave gastaría alrededor de 13 galones en el trayecto de 20 minutos hasta Biscarrosse. Esto significa que dispondría de

algo más de 200 galones de combustible a bordo cuando salió del Aeropuerto de Biscarrosse con destino al de Alicante.

Por otra parte, en el plan de vuelo se indicó que la aeronave disponía de autonomía para 5 h, lo que significa una estimación de 40 galones/hora de consumo a lo largo del vuelo. Esta estimación supone un consumo superior en algo menos del 20% al que correspondería, de acuerdo con el manual de vuelo de la aeronave, a las condiciones en que se realizó el mismo y confirma que el piloto había detectado previamente que la aeronave consumía más de lo indicado en el manual y así lo había previsto.

Asimismo, cambiando de los depósitos interiores a los exteriores a la altura de Barahona, habrían transcurrido, aproximadamente, 1:20 h y, en consecuencia, se habrían consumido alrededor de 54 galones y estarían los depósitos interiores al 50% de su capacidad, permitiendo el uso de los exteriores en cualquier fase del vuelo, excepto el aterrizaje.

En el resto del vuelo hasta Alicante, 1:15 h aproximadamente, se consumirían alrededor de 50 galones, quedando los depósitos exteriores al 40% de su capacidad al final del vuelo. Además, el depósito situado en la barquilla del motor izquierdo estaría aún lleno.

En la práctica, desde el despegue de Biscarrosse hasta que la aeronave comunicó que tenía fallo de motores transcurrieron 2:20 h. Añadiéndole los 20 minutos correspondientes al salto de Pamplona a Biscarrosse y teniendo en cuenta que la aeronave había agotado todo el combustible a bordo cuando tomó tierra, se obtiene un consumo promedio de 78 galones/hora, superior en un 130% al establecido en el manual de vuelo.

Por otra parte, de la propia declaración del piloto y de las comunicaciones que mantuvo con las distintas dependencias de control no se desprende que hubiera alguna anomalía en el comportamiento del sistema de combustible hasta que las indicaciones correspondientes bajaron bruscamente de un cuarto a cero y, a las 18:39 h, comunicó que los indicadores de combustible habían bajado de golpe. De esto se desprende que, si hubiera habido un fallo, éste se habría producido en los dos lados por igual.

Como ya se ha valorado previamente, puesto que las dos partes del sistema de combustible son independientes, si se hubiese producido una fuga durante el vuelo es muy poco probable que ésta fuera simultánea e igual en ambas alas, por lo que la indicación sería distinta en cada instrumento. Considerando que en la declaración del piloto y en las comunicaciones que mantuvo con distintas dependencias de control no hay evidencias del descenso en la indicación de los instrumentos de un lado más rápidamente que en los del otro, y teniendo en cuenta que en la última revisión de la aeronave se habían cambiado tres depósitos de combustible, entre ellos el interior y el exterior de un mismo lado, se puede descartar la existencia de fugas de combustible en el sistema.

Aunque es posible que el consumo de los motores durante el vuelo fuera incrementado por encima de lo calculado por causas que se desconocen, como pudiera ser un ajuste de los motores inadecuado para las características del vuelo que se estaba realizando, no se han puesto de manifiesto circunstancias que pudieran justificar un consumo tan elevado de combustible y, menos aún, de manera uniforme en los dos motores.

3. CONCLUSIONES

El accidente se produjo por la parada sucesiva de los dos motores de la aeronave debido a la falta de combustible y esta falta de combustible se debió, probablemente, a una estimación incorrecta de la cantidad de combustible a bordo de la aeronave en el inicio del vuelo, que pudo estar agravada por un consumo de combustible superior al previsto provocado por causas que no han llegado a determinarse.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 8 de agosto de 2005; 16:50 h local¹
Lugar	En ruta Ceuta-Málaga

AERONAVE

Matrícula	EC-HFD
Tipo y modelo	BELL 412 EP
Explotador	Helisureste

Motores

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

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	31 años
Licencia	Piloto de transporte de línea aérea. Helicóptero
Total horas de vuelo	3.174 h
Horas de vuelo en el tipo	2.099 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			7
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – Regular – Interior de pasajeros
Fase del vuelo	En ruta

INFORME

Fecha de aprobación	20 de diciembre de 2006
---------------------	--------------------------------

¹ 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. Descripción del suceso

El helicóptero realizaba un vuelo regular entre Ceuta y Málaga con dos pilotos y siete pasajeros. A las 16:50 h (hora local), cuando se encontraban a 5.000 ft de altitud, se desprendió la ventanilla de emergencia trasera izquierda (véase Figura 1) debido al golpe inadvertido de uno de los pasajeros, un niño menor de edad que iba acompañado de su padre. Al percatarse de la situación y de que la ventanilla no había golpeado la estructura del helicóptero ni había causado daños, la tripulación redujo la altitud y la velocidad y tranquilizó a los pasajeros. Más tarde aterrizó sin novedad en el Aeropuerto de Málaga.



Foto 1. Vista general del helicóptero

Ningún pasajero ni miembro de la tripulación resultaron heridos.

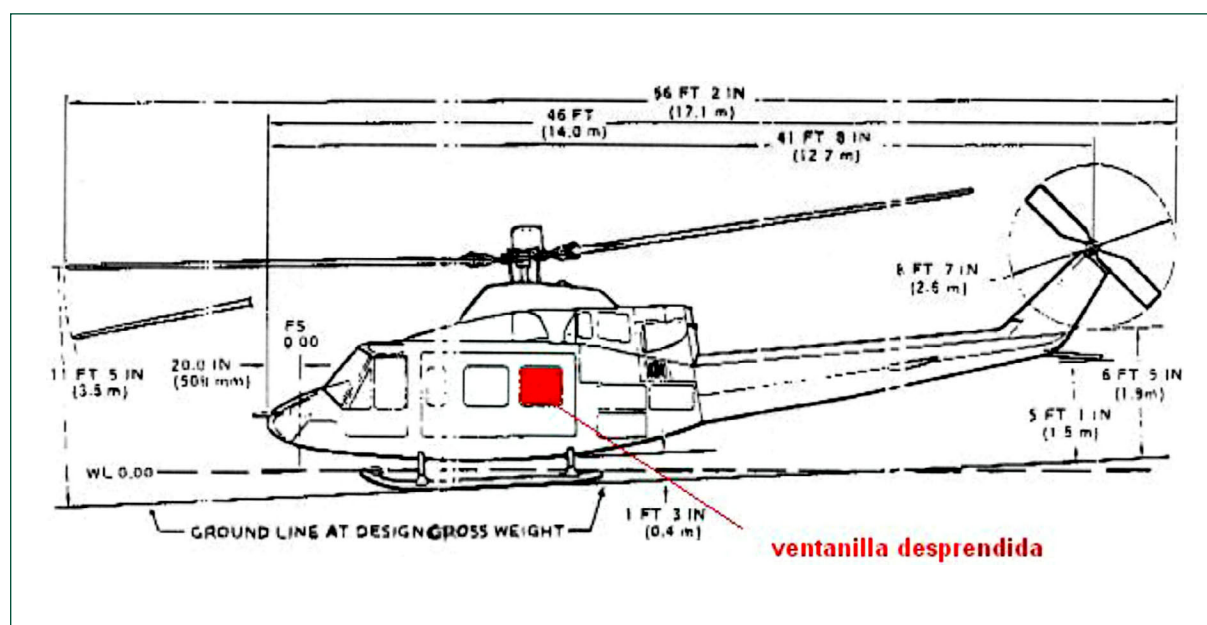


Figura 1. Posición de la ventanilla de emergencia desprendida durante el vuelo

1.2. Información sobre la tripulación

El piloto al mando disponía de una licencia de piloto de transporte de línea aérea de helicóptero en vigor, y contaba con las siguientes habilitaciones: certificado restringido de operador radiotelefonista de a bordo (internacional), IFR, agroforestal sólo incendios, A109, 109K, 109P, Bell 206, Bell 206L, Bell 212 y Bell 412. Tenía un total de 3.174:15 h, 2.099 de ellas en el tipo.

1.3. Información sobre la aeronave. Datos técnicos e información general

Modelo:	Bell 412 EP
Número de serie:	36183
Año de fabricación:	1997
Motores (2):	Pratt and Whitney PT6T-3D
Números de serie:	TH 0195 y TH 0194

La aeronave contaba con certificado de matrícula expedido el 13 de diciembre de 1999, y certificado de aeronavegabilidad válido (según prórroga extendida en base a la Instrucción Circular 11-19B por la Delegación de Seguridad en Vuelo n.º 3) hasta el día 29 de septiembre de 2005.

1.4. Información sobre las ventanillas de emergencia

1.4.1. Disposición de asientos, situación y descripción de las ventanillas de emergencia

Según los datos del fabricante, el helicóptero tiene una capacidad de hasta trece pasajeros (véase Figura 2), los cuales pueden acceder al interior mediante dos puertas correderas situadas una a cada lado del fuselaje. Todos los asientos se sitúan en el sentido de avance del helicóptero excepto los cuatro de la parte trasera dispuestos de forma lateral. Cada una de las puertas de acceso tiene dos ventanillas de emergencia, de forma aproximadamente rectangular y de material acrílico transparente. La ventanilla trasera de emergencia tiene la peculiaridad de que los dos asientos son los descritos anteriormente como laterales, por lo que los pasajeros van sentados frente a ella.

El objeto de las ventanillas de emergencia es el de facilitar la evacuación en tierra de los ocupantes del helicóptero en caso de emergencia. Con este propósito el sistema de apertura consiste en empujar una de las esquinas inferiores de la ventanilla y ésta se desprende automáticamente. Para informar al pasajero en este aspecto existen dos pegatinas situadas en las esquinas inferiores de cada ventanilla con el mensaje: «EMERGENCIA, EMPUJAR» («EMERGENCY, PUSH HERE») (véase Figura 3).

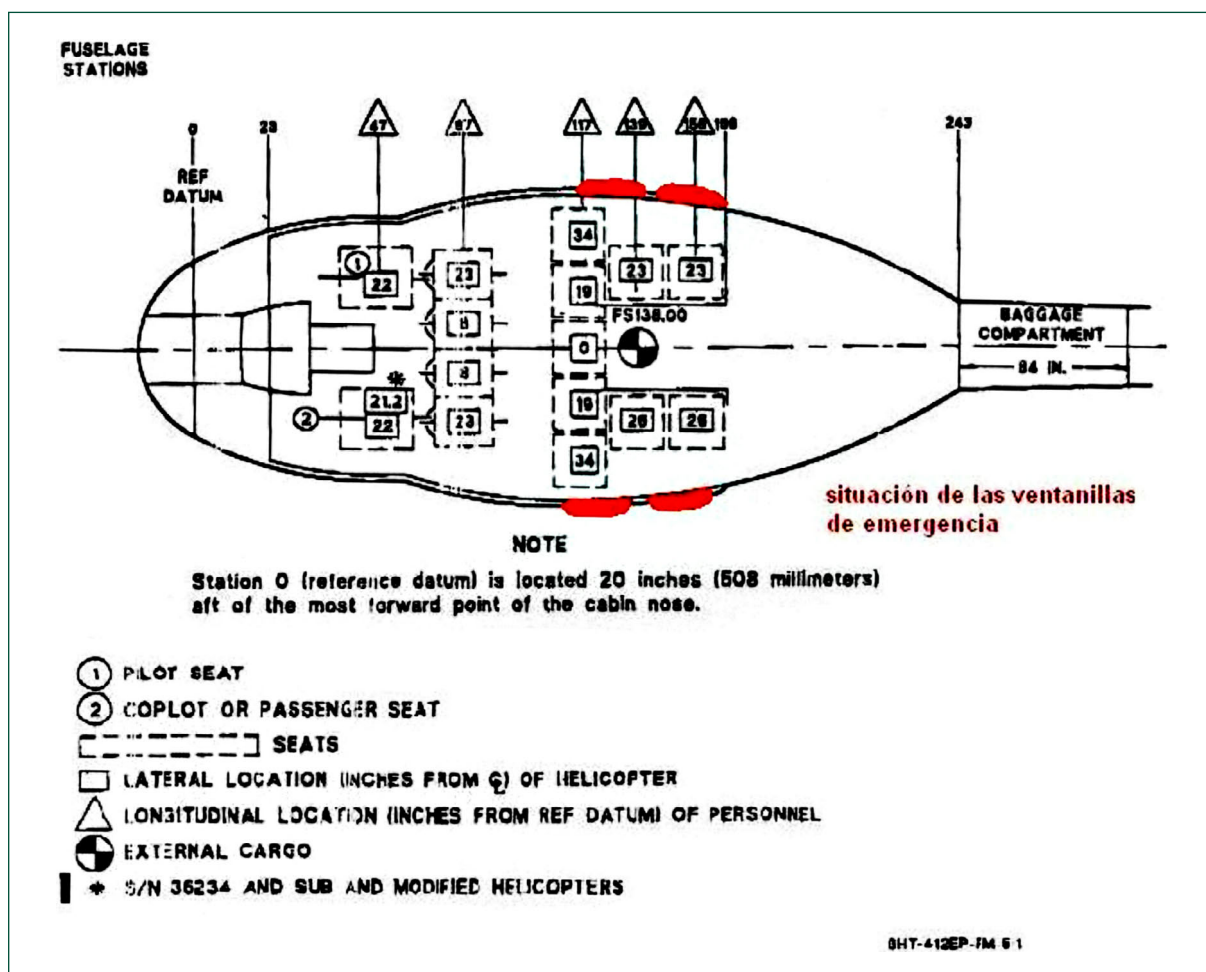


Figura 2. Disposición de asientos y situación de ventanillas de emergencia



Figura 3. Pegatinas situadas en las esquinas inferiores de las ventanillas de emergencia

Según el manual de mantenimiento de la aeronave, el hueco de cada ventanilla tiene unas dimensiones de 708,7 x 581,7 mm. Su grosor mínimo debe ser de 3,02 mm. El operador facilitó en sucesos anteriormente investigados el dato de que la ventanilla medía 700 x 575 mm y que tenía un peso de 1.360 gr. La fijación de estas ventanillas al marco metálico de la estructura del helicóptero se realiza mediante una junta («retainer») que va unida con un adhesivo por todo el perímetro de este marco metálico excepto en las dos esquinas inferiores. Para que la junta mantenga sujeta la ventanilla, se ejerce presión sobre ésta insertando una goma de sellado («filler») sobre una ranura que viene realizada en ella (véase Figura 4).

La ventanilla puede abrirse presionando una de las dos esquinas inferiores (las cuales carecen del adhesivo con el marco), por 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 unas 50 lb (28 kg) sobre cualquiera de las esquinas de la ventanilla para conseguir desprenderla.

1.4.2. Aspectos relativos al mantenimiento de las ventanillas de emergencia

Según el manual de mantenimiento del helicóptero, la sustitución de la ventanilla no está recomendada a no ser que se aprecien daños en la ventanilla o en la junta. Si se da esta condición, entonces, tanto la junta como el sello deben ser desechados y reemplazados por un juego nuevo. No se admiten reparaciones en estos dos componentes.

Las inspecciones de mantenimiento de las ventanillas se deben realizar cada 300 horas. Esta inspección consiste en una comprobación visual de la junta para detectar posibles zonas despegadas, y se debe verificar que tanto la junta como el sello están libres de daños, cortes, hinchazones y mellas.

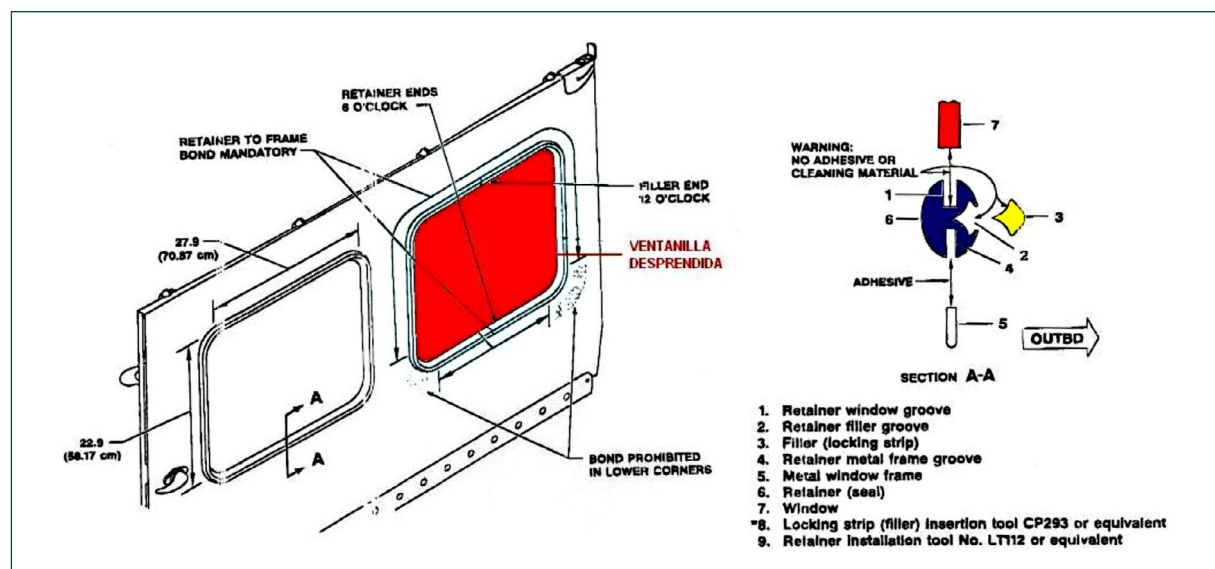


Figura 4. Esquema de las dos ventanillas de emergencia de la puerta de pasajeros

1.4.3. *Antecedentes de desprendimiento de ventanilla en el Bell 412*

La CIAIAC tiene constancia de dos sucesos similares acaecidos con la flota Bell 412:

El primero ocurrió con la misma aeronave y ventanilla el 16-02-2002. En aquella ocasión, la causa más probable del desprendimiento de la ventanilla 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).

En el segundo suceso, ocurrido el 04-06-2004, a los 15 minutos de vuelo y unos 1.000 ft de altitud, la ventanilla de emergencia delantera derecha se desprendió y estalló produciendo heridas leves en la cara a un pasajero. En este caso, se había sustituido la ventanilla el día anterior al detectarse que comenzaba a desprenderse. Se determinó que la causa más probable fue que el pegado de la junta durante la sustitución de la ventanilla no hubiese sido el óptimo, al no haberse esperado las 24 h de curación que requería el adhesivo.

1.5. Información del operador

1.5.1. *Procedimientos utilizados para informar al pasaje sobre seguridad*

Los procedimientos utilizados para informar al pasaje en cuanto a seguridad consisten en:

- La proyección de un DVD de la compañía, tanto en español como en inglés, una vez el pasaje está acomodado y antes de proceder al encendido de los motores puesto que posteriormente no hay energía para el funcionamiento de este DVD.
- Tarjetas de seguridad colocadas en la parte delantera de los asientos sobre normas de seguridad del helicóptero.
- En particular, los pasajeros situados en los cuatro asientos laterales frente a las ventanillas de emergencia, una vez acomodados, son informados en el momento del cerrado de las puertas correderas, bien por los técnicos de mantenimiento o por los propios pilotos, de que no se apoyen en las ventanillas.

1.5.2. *Tareas de mantenimiento de las ventanillas de emergencia*

El operador aportó la información relativa a las instrucciones y órdenes de trabajo emitidas en relación con la inspección de las ventanillas de emergencia.

Hay tres tipos de inspección:

- Inspección visual pre y postvuelo efectuadas por los pilotos/técnicos de mantenimiento.

- Inspección de 25 h/30 días.
- E inspección de 300 h.

En los tres tipos de inspección se consideran los mismos aspectos pero en diferente grado. Estos aspectos incluyen el estado de las ventanillas (grietas, microgrietas o transparencia reducida), y que tanto la junta como el sello estén libres de grietas, cortes o signos de deterioro, además de comprobar la correcta adherencia de la junta al marco de la ventanilla, excepto en las esquinas inferiores.

También se tiene constancia del informe emitido por la compañía a los técnicos de mantenimiento aeronáuticos (TMA) respecto a la obligación de ajustarse estrictamente a los procedimientos del manual de mantenimiento al realizar la sustitución de las ventanillas. Este informe se realizó a raíz de la Recomendación de Seguridad emitida por esta Comisión al concluir la investigación del informe IN-038/2004 (REC 49/04).

1.5.3. *Historial de mantenimiento de la ventanilla de emergencia*

El operador informó de que, al no ser la ventanilla una pieza con vida límite, no se mantenía un historial propio, pero por el historial de mantenimiento del helicóptero se sabía que la ventanilla se había sustituido en febrero de 2002 (sustitución consecuencia del desprendimiento intencionado descrito en el IN-008/2002).

1.6. Información del fabricante y de la autoridad certificadora (FAA)

La cantidad y frecuencia de los casos de desprendimiento de ventanilla en vuelo ha despertado la preocupación de esta Comisión ante la reducción de las condiciones de aeronavegabilidad y seguridad del helicóptero, sobre todo teniendo en cuenta que en todos los casos ocurridos en España se realizaba transporte regular de pasajeros.

Por ello, y con objeto de identificar posibles deficiencias en el diseño/mantenimiento de la ventanilla, se trasladaron las diferentes inquietudes surgidas, tanto al fabricante del helicóptero como a la autoridad responsable de la certificación de los diferentes componentes en relación con la aeronavegabilidad.

En principio, no está contemplada la posibilidad de que la ventanilla de emergencia se desprenda en vuelo. Según el requisito 29.809 de la norma FAR, en concreto el punto *d*, se debe cumplir con lo siguiente: «Debe haber medios para bloquear cada salida de emergencia y para evitar que se abran de manera inadvertida en vuelo o como resultado de un fallo mecánico».

En el caso de que la ventanilla se desprendiera, la probabilidad de que ésta impactara contra las palas del rotor principal o el de cola provocando daños estructurales al heli-

cóptero dependería de muchos factores, entre ellos el estado de la ventanilla después del desprendimiento (puede estallar o mantenerse intacta), la forma aerodinámica que ésta pudiera adoptar ante el flujo de aire, el movimiento del helicóptero (acelerando, descendiendo, etc.).

Se preguntó al fabricante (Bell Helicopter) y a la FAA sobre los siguientes aspectos:

- Estudios y ensayos realizados durante el proceso de certificación del diseño de la ventanilla de emergencia sobre la probabilidad de que, una vez desprendida, ésta impactara contra otras partes del helicóptero, así como los resultados obtenidos.
- Posibles consecuencias del impacto de la ventanilla o parte de ella sobre los rotores (principal y/o de cola).
- Medios para evitar el desprendimiento en vuelo de forma inadvertida de la ventanilla y posibilidad de incluir algún tipo de unión que en caso de desprendimiento permitiera a la ventanilla seguir unida a la estructura del helicóptero.

El fabricante respondió a las preguntas planteadas por la Comisión en base a las estadísticas extraídas de los catorce casos de desprendimiento de la ventanilla en vuelo conocidos desde el año 1981. En tres de ellos las ventanillas habían impactado con otras partes del helicóptero:

- Una impactó con el estabilizador horizontal izquierdo causando una pequeña abolladura.
- La segunda impactó con el estabilizador vertical y con el horizontal causando daños superficiales.
- La última impactó con las cuatro palas del rotor de cola causando pequeños daños.

Teniendo en cuenta el historial de desprendimiento de ventanillas en vuelo, el fabricante consideraba que el diseño y configuración actual de las ventanillas era satisfactorio siempre que la instalación y el mantenimiento fueran los apropiados, las pegatinas de advertencia estuvieran en su sitio y los pasajeros fueran debidamente informados.

La FAA respondió que las ventanillas de emergencia estaban diseñadas, cuando estaban correctamente instaladas, para soportar una fuerza de empuje de 50 lb, así como las vibraciones y fuerzas generadas por el entorno aerodinámico durante el desarrollo del vuelo. De los catorce casos reportados según sus bases de datos, cuatro se atribuyeron al empuje de la ventanilla de forma inadvertida por pasajeros o carga, mientras que los siete restantes no tenían causa determinada. En ninguno de los casos el desprendimiento había producido como resultado daños importantes al helicóptero.

Como conclusión, la FAA consideró que no se habían encontrado indicios o causas suficientes como para tomar acciones correctivas en cuanto a normativa, aunque informó de que se había abierto un «Service Difficulty Report» (SDR N.º 2006022807) para mantener la atención en la evolución de este tema.

1.7. Declaraciones

1.7.1. *Declaración del piloto*

El piloto declaró que no vio el movimiento que pudo realizar el pasajero para que se desprendiera la ventanilla, notó un cambio de presión y de sonido dentro de la cabina y un pasajero le dijo que la ventanilla había saltado ayudándose de gestos con la mano. El piloto advirtió al pasajero sentado frente a la ventanilla de que no tocara nada, y una vez comprobado que la ventanilla no había causado daños, redujo la velocidad y altura y tranquilizó al pasaje. La cabina no va presurizada, por lo que, en este aspecto, no hubo peligro para el pasaje al desprenderse la ventanilla. No existe ningún procedimiento a realizar en esta situación, puesto que el desprendimiento de la ventanilla no está previsto que ocurra en vuelo, pero considerando que la velocidad media de cruce-ro en estos viajes es de unos 120 kt, se redujo a unos 80 kt para mejorar las condiciones de vuelo y la comodidad del pasaje.

La inspección prevuelo consiste en una inspección visual en cuanto al estado físico de las juntas y de la ventanilla, para comprobar que no tienen grietas ni presentan signos de deterioro. El piloto añadió que, en el caso particular del EC-HFD, las pegatinas situadas en las ventanillas de emergencia venían también en portugués porque el helicóptero había estado operando un tiempo en Portugal.

No existe numeración ni asignación previa de asientos en la emisión de billetes. Los asientos son elegidos en principio por los propios pasajeros, aunque sí se tiene en cuenta la complexión, altura y edad de éstos durante el embarque y se intenta evitar que se coloquen en los asientos laterales.

1.7.2. *Declaración de los pasajeros situados frente a la ventanilla desprendida*

Una vez aterrizó el helicóptero, la Guardia Civil, informada del incidente por la compañía, tomó declaración de los pasajeros que iban sentados frente a la ventanilla de emergencia desprendida. Los pasajeros eran padre e hijo, este último de 14 años, ambos de nacionalidad marroquí que no hablaban español. El padre declaró que su hijo, de forma accidental y debido al reducido habitáculo, al cruzar la pierna le dio levemente al cristal y éste salió desprendido, añadiendo que el cristal tenía que estar mal porque el golpe había sido muy leve.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Del análisis de la información proporcionada se pueden realizar las siguientes consideraciones:

- La última sustitución de la ventanilla se produjo en febrero de 2002 como consecuencia del desprendimiento debido al golpe intencionado de dos pasajeros en el incidente IN-008/2002. Por lo tanto, no se habían realizado tareas de mantenimiento sobre la ventanilla que pudieran dar lugar a deficiencias en el montaje de una nueva ventanilla.
- El técnico de mantenimiento que sustituyó por una nueva la ventanilla del incidente que se describe en este informe confirmó que sólo se desprendió la ventanilla, y que tanto la junta como el sello estaban presentes, por lo que no hay indicios de que la adherencia de la junta al marco de la estructura del helicóptero fuera deficiente o que el sello estuviera deteriorado. La ventanilla se desprendió según lo previsto en su diseño (golpe en una de las esquinas inferiores y desprendimiento total de la ventanilla).
- No se ha identificado con claridad cuál es el medio de bloqueo de la ventanilla que impide su apertura no intencionada durante el vuelo, tal y como indica el punto *d* del párrafo 29.809 de la norma FAR.
- El servicio que se presta por el operador es habitualmente el de transporte de pasajeros Ceuta-Málaga-Ceuta, por lo que el perfil del pasajero es generalmente el de nacionalidad española o marroquí. El habla más común es el español, el árabe o el francés.
- Los pasajeros sentados en los asientos laterales son advertidos por los técnicos de mantenimiento o por la tripulación sobre el peligro de tocar las ventanillas de emergencia. Esta tarea se realiza con las puertas correderas totalmente abiertas. Se ha comprobado que en esta posición los pasajeros son incapaces de ver las ventanillas ni las pegatinas de advertencia, por lo que, en caso de no entender el idioma, la explicación tendría una utilidad limitada.
- Las tarjetas de seguridad disponibles para los pasajeros están orientadas a la información de personal con cierto conocimiento del helicóptero y que trabaje habitualmente con él (cuadrillas de bomberos, trabajos aéreos, etc.), y no a información sobre normas de seguridad o en caso de emergencia en transporte aéreo de pasajeros.
- El vídeo de seguridad que se proyecta cuando el pasaje está embarcado y antes de comenzar el vuelo sólo muestra aspectos generales de seguridad y no hace referencia explícita a la forma de apertura de las ventanillas de emergencia ni al peligro que supone golpearlas ni a los procedimientos a seguir en caso de emergencia.

Como conclusión, se ha determinado que el desprendimiento de la ventanilla durante el vuelo fue producido por el golpe inadvertido del menor al cambiar su pierna de posición, existiendo un espacio reducido entre el pasajero y la ventanilla. Se ha comprobado que un pasajero se puede llegar a apoyar en la ventanilla con cinturón de seguridad puesto, por lo que se debería proporcionar un sistema de cierre adicional que impida la apertura inadvertida de la ventanilla en vuelo y mecanismos que eviten que, si se produce el desprendimiento, golpee las superficies aerodinámicas del helicóptero o cause daños a los pasajeros. Por otra parte, hay que evitar en lo posible que el pasajero golpee inadvertidamente la ventanilla, informándole adecuadamente y cerciorándose de que ha entendido el peligro que conlleva esta acción en cuanto a la seguridad del helicóptero.

3. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

REC 38/06. Se recomienda al fabricante que evalúe la posibilidad de incluir una modificación en el diseño de la ventanilla de emergencia añadiendo algún dispositivo de cierre de ésta que evite su apertura inadvertida en vuelo para reasegurar el cumplimiento con el requisito d) de la norma FAR 29.809 y que, una vez ésta se ha desprendido, se impida el posible impacto con las superficies aerodinámicas del helicóptero.

REC 39/06. Se recomienda al operador que realice la adecuación de las tarjetas y DVD de seguridad al tipo de operación que se realiza (transporte de pasajeros) en español y en inglés y considere la inclusión del francés para adaptarse al perfil del pasajero que habitualmente utiliza sus servicios, así como asegurar que la explicación oral proporcionada a los pasajeros que se sitúan en los asientos laterales durante el cierre de puertas ha sido entendida por completo.

El operador ha informado que ha tomado medidas en relación con esta recomendación y las tarjetas de seguridad ya han sido modificadas. El vídeo de seguridad está siendo modificado a la fecha de aprobación de este informe.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 10 de septiembre de 2005; 16:00 h local
Lugar	Aeródromo de Castellón

AERONAVE

Matrícula	EC-IHZ
Tipo y modelo	AIR TRACTOR AT-802
Explotador	Avialsa, S. L.

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY CANADA PT6A-67AG
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	54 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	12.000 h
Horas de vuelo en el tipo	83:35 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

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

INFORME

Fecha de aprobación	29 de noviembre de 2006
---------------------	--------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El incidente ocurrió en la pista 36 del Aeródromo de Castellón al efectuar la aeronave un aterrizaje muy duro tras haber tenido un desplome en la maniobra de recogida (en inglés, «flare») en la aproximación final.

La aeronave matrícula EC-IHZ regresaba de realizar un vuelo de vigilancia de incendios de una hora de duración, cuyo despegue se había realizado desde el mismo aeródromo.

En el aterrizaje, la aeronave cayó principalmente sobre el tren izquierdo, cuya ballesta rompió y, a su vez, provocó que la aeronave girase en ese sentido, se saliese de la pista, resbalase sobre el terreno y, finalmente, quedase su eje formando un ángulo de unos 60° con la eje de la pista, prácticamente, con el viento en cola.

La aeronave resultó con daños importantes. Además del indicado en el tren izquierdo, cuatro de las cinco palas de la hélice resultaron dobladas y se dañaron el tren derecho, la parte inferior del fuselaje y algunos revestimientos y elementos estructurales de la aeronave. El piloto, único ocupante de la aeronave, resultó ileso.

Las condiciones meteorológicas eran CAVOK, con temperatura de 24 °C y viento de dirección 60° y 10/12 kt de intensidad. Según el piloto, existía ligera turbulencia a baja altura.

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

Al haber ocurrido el incidente en la pista del Aeródromo de Castellón, la aeronave fue localizada y asistida de forma, prácticamente, inmediata.



Foto 1. Restos de la aeronave

La foto 1 muestra la situación final de los restos de la aeronave con respecto a la pista de aterrizaje, que es la zona asfaltada que se ve en la zona central derecha de la imagen. La aeronave se deslizó prácticamente paralela a la pista, desplazándose apoyada en el revestimiento inferior del fuselaje central. La punta del ala izquierda debió impactar con el terreno y resultaron deformados algunos de sus revestimientos. Durante este desplazamiento, la

aeronave mantuvo la dirección y, en su posición final, su eje formaba un ángulo de 60° con la pista 36. En el impacto contra el suelo se rompió la ballesta del tren izquierdo.

El tren principal derecho quedó bajo el fuselaje, con la ballesta y la rueda dobladas indicando el sentido de desplazamiento en el suelo, casi perpendicular al plano de la rueda.

La hélice presentaba deformaciones que indicaban que durante el recorrido en tierra había estado parada o había girado a velocidad muy baja, ya que sólo se habían doblado cuatro de sus cinco palas. El sentido de estas deformaciones se correspondía con el de giro del motor, aunque parecía más probable que se hubieran producido por apoyarse las palas en el terreno mientras resbalaba la aeronave en el suelo.

En la inspección visual de los restos se comprobó, además, que la aeronave tenía los flaps accionados.

1.3. Declaración del piloto

El piloto declaró que estaba realizando la aproximación final a la pista 36 del Aeródromo de Castellón y que existía viento cruzado de la derecha de, aproximadamente, 60° y 10 kt. Durante la aproximación, estuvo efectuando las correcciones adecuadas al viento, y al efectuar la recogida, la aeronave «se hundió», según sus palabras. Esta circunstancia, unida al viento cruzado, hizo que perdiese el control y que la aeronave hiciese una toma muy dura y que, finalmente, se saliese de la pista.

1.4. Información adicional

1.4.1. *Instrucciones del manual de vuelo de la aeronave (MVA) para el descenso y aproximación*

Para el descenso y aproximación, el manual de vuelo del avión indica las posiciones en las que deben estar las palancas de control del motor:

- Hélice adelante a tope.
- Palanca de arranque en FLIGHT.
- Potencia ajustada al régimen de descenso deseado.

En cuanto a la posición de los flaps, el manual señala que se coloquen a discreción del piloto.

Para la aproximación final, el MVA:

- Indica que la velocidad máxima de viento cruzado demostrada es de 17 kt, y

- Recomienda que, para flaps completamente extendidos, la velocidad indicada (IAS) sea:
- 93 kt para un peso de 5.670 kg, y
 - 105 kt para el peso de 7.250 kg.

2. ANÁLISIS

La investigación realizada confirma que el incidente ocurrió cuando la aeronave matrícula EC-IHZ realizaba la aproximación final a la pista 36 del Aeródromo de Castellón de regreso de un vuelo de vigilancia de incendios, de una hora de duración.

El tiempo era el normal de la época del año con condiciones CAVOK, buena visibilidad y temperatura de 24° C. Existían ligeras turbulencias y había viento cruzado, de dirección 060° y 10/12 kt de intensidad.

La maniobra de aproximación se desarrollaba normalmente, con el piloto corrigiendo el viento cruzado, hasta que inició la recogida, justo antes del contacto con el suelo, y alineó el eje longitudinal de la aeronave con la pista. En ese momento, la aeronave se desplomó, perdiendo altura rápidamente. El piloto no tuvo tiempo para corregir este desplome y, como la altura a la que se encontraba la aeronave debía ser aún de varios metros sobre la pista, cayó sobre ella realizando una toma muy dura.

En condiciones de viento cruzado y ligera turbulencia puede producirse un desplome en la recogida si es baja la velocidad de la aproximación. El cambio de dirección en la trayectoria al tirar de la palanca de control hace que la velocidad de la aeronave se reduzca hasta situarse próxima a la de pérdida e incluso puede llegar a ser inferior. La existencia de ambos agentes meteorológicos hacía recomendable mantener un margen alto de velocidad para el aterrizaje con mayor seguridad. Este aumento era posible dado que, además, no había problemas de longitud de pista ni de presencia de otros tráficos.

Como se indica en el manual de vuelo de la aeronave, la velocidad de referencia recomendada para la aproximación final, con flaps totalmente extendidos, varía entre 93 y 105 kt, según el peso de la aeronave.

3. CONCLUSIÓN

El incidente ocurrió por desplome de la aeronave al iniciar la maniobra de recogida en el tramo de aproximación final. El desplome se produjo al no disponer de suficiente margen de velocidad sobre la de referencia de aterrizaje, requerido, especialmente, por la existencia de viento cruzado.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 1 de febrero de 2006; 15:15 h local
Lugar	Aeropuerto de Badajoz

AERONAVE

Matrícula	EC-HTL
Tipo y modelo	CESSNA 172-RG
Explotador	American Flyers España

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360-F1A6
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	23 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	900 h
Horas de vuelo en el tipo	700 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			3
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Doble mando
Fase del vuelo	Aterrizaje – Aterrizaje de emergencia

INFORME

Fecha de aprobación	29 de noviembre de 2006
---------------------	--------------------------------

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

La aeronave despegó del Aeropuerto de Cuatro Vientos con destino al Aeropuerto de Badajoz y vuelta a Cuatro Vientos, con un instructor y dos alumnos a bordo, para realizar un vuelo de entrenamiento.

En la aproximación final al Aeropuerto de Badajoz se observó que al bajar el tren se quedaba encendida la luz de tren inseguro. Se realizó una pasada a baja altura para que la torre de control verificara la posición del tren y desde ella se confirmó que la pata de morro no estaba desplegada.

La tripulación realizó el procedimiento de fallo de extensión del tren, pero siguió sin extenderse la pata de morro. Después de realizar varios intentos, se decidió declarar emergencia y, tras movilizar a los equipos de emergencia del aeropuerto, se procedió a realizar la toma.

Los tres ocupantes de la aeronave resultaron ilesos y pudieron evacuarla sin novedad.

La aeronave sufrió daños en motor, hélice y parte inferior delantera del fuselaje.

1.2. Investigación realizada

1.2.1. *Inspección de los restos de la aeronave y datos del mantenimiento*

En la inspección de la aeronave realizada en el propio lugar del incidente se constató que, al iniciarse el movimiento del actuador de la pata de morro, uno de los elementos del mecanismo de extensión de la pata se había enganchado con una de las bisagras de la compuerta derecha del vano del tren. Este hecho había producido la deformación de la bisagra introduciendo la compuerta en el vano de la rueda con el consiguiente bloqueo de la compuerta, impidiendo que la pata se pudiera desplegar.

Se vio también que las compuertas, en las partes en las que no estaban dañadas por el rozamiento con el suelo durante el aterrizaje, estaban muy deformadas por golpes contra las chapas del revestimiento inferior de la aeronave, que parecían haber sido producidos en repetidas ocasiones en el funcionamiento normal de esas compuertas al abatirse para cerrar, por no guardarse las distancias que se establecen en el manual de servicio de la aeronave.

La inspección visual reveló que las holguras del mecanismo de extensión eran significativas. Se comprobó que el manual de mantenimiento no establecía tolerancias dimen-

sionales para los elementos del mecanismo; sólo proporcionaba unas indicaciones generales de cuál debe ser el funcionamiento correcto del sistema. Debido a las deformaciones tampoco se pudo evaluar las separaciones que los diferentes elementos del sistema debían guardar entre sí en el curso de sus movimientos.

Con base en la documentación consultada, la aeronave era mantenida de acuerdo con su programa de mantenimiento autorizado. La última revisión programada, de 200 h, se había terminado el 16 de enero de 2006 y desde entonces la aeronave había realizado dos vuelos con un total de 3 horas 50 minutos. Por otra parte, el manual de servicio de la aeronave indica que cada 5 años se debe llevar a cabo una revisión general («overhaul») de todo el sistema de retracción de tren que consiste básicamente en el desmontaje e inspección del sistema hidráulico y frenos. Esta revisión se había realizado el día 3 de diciembre de 2003.

1.2.2. *Inspección en taller de elementos del tren*

Se desmontaron para su comprobación en taller los dos muelles que gobiernan la apertura de las compuertas.

En el catálogo de componentes de la aeronave (IPC) figuran las siguientes características de diseño de esos muelles:

Diámetro	9,5 mm
Carga máxima	57,82 Newton
Longitud en reposo	114,3 mm
Constante elástica	0,56 Nw/mm
Carga inicial	6,67 Newton

Se realizó una inspección de los dos muelles para determinar sus características reales. El aspecto general de ambos era bueno. Si bien algo sucios de grasa, no se apreciaba una separación irregular entre las espiras de los muelles. Se determinó su constante elástica mediante ensayos de carga. En reposo ambos se encontraban alargados unos 6 mm respecto a su longitud nominal. Se realizaron 7 pruebas con cargas crecientes, resultando una constante elástica media en ambos muelles de 0,11 Nw/mm.

2. ANÁLISIS

En las pruebas realizadas sobre los muelles encargados de regular la apertura de las compuertas del tren delantero se vio que, aunque a simple vista presentaban un buen aspecto, tenían una longitud de unos 6 mm mayor de la nominal y su constante elás-

tica resultó ser apenas el 20% de la nominal. No parece, por tanto, atribuible a un posible deterioro en sus propiedades esas diferencias entre los valores reales y los especificados por el diseño, por lo que se piensa que los muelles instalados no eran los indicados en el catálogo de componentes de la aeronave. Siendo capaces de ejercer una fuerza menor (sólo el 20%), es de esperar que indujeran una apertura de las compuertas más lenta y, consecuentemente, contribuyeran al desarrollo del incidente.

Según la documentación disponible, en la revisión anterior al incidente se había cumplimentado el punto de comprobación del estado de todos los muelles, incluido en el manual de servicio de la aeronave en la parte referida al tren de morro. No se especificaba explícitamente en las instrucciones del manual que hubiera que verificar las propiedades de los muelles en esa comprobación. El hecho es que no se sustituyeron los muelles en esa última revisión ni en ninguna de las anteriores a las que se ha tenido acceso documental, y por ello es imposible determinar cuánto tiempo llevaban instalados esos muelles.

El desgaste de las compuertas del tren de morro se considera que tuvo un papel importante en el desarrollo del incidente, pues al estar debilitadas facilitaron que el enganche con el mecanismo de actuación introdujera la compuerta en el vano de la rueda.

Este desgaste se había producido posiblemente por múltiples impactos entre las compuertas y la parte inferior del fuselaje que rodea el vano de la rueda al producirse la retracción de la pata durante las maniobras en las que se actúa el tren. El manual de servicio de la aeronave establece que debe comprobarse en cada revisión de 100 horas la holgura, para la que se fijan tolerancias, entre las compuertas y el fuselaje. Según la documentación consultada, se había completado este punto en la última revisión. Dado el estado en que quedaron las compuertas no se pudo establecer cuál era esa holgura antes del incidente.

Las tolerancias dimensionales entre los distintos elementos del sistema de extensión y retracción de la pata de morro pudieron tener un efecto menor en el desarrollo del incidente que además es difícil de evaluar, pero la inspección de esos elementos en este caso reveló el estado de desgaste general de todo el sistema. Ese desgaste se considera hasta cierto punto esperable por el número de horas de la aeronave (6.410 h) y por el alto porcentaje de las mismas dedicadas a la actividad de escuela de vuelo.

3. CONCLUSIONES

Se considera que la causa más probable del incidente fue el bloqueo de las compuertas del tren de morro debido a la combinación de un funcionamiento anómalo de los muelles de apertura por la reducción de características que presentaban respecto a las establecidas en el diseño para esas piezas, junto con un desgaste excesivo del conjunto de extensión y retracción del tren.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 15 de marzo de 2006; 12:30 h local
Lugar	Aeródromo de Mutxamel (Alicante)

AERONAVE

Matrícula	EC-CYE
Tipo y modelo	PIPER PA-28-151
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-320-E3D
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	74 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	450 h
Horas de vuelo en el tipo	150 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			3
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – No comercial – Placer
Fase del vuelo	Crucero

INFORME

Fecha de aprobación	29 de noviembre de 2006
---------------------	--------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Antecedentes del vuelo

La aeronave Piper PA-28, de matrícula EC-CYE, había despegado del Aeródromo de Mutxamel alrededor de las 11:30 h para realizar un vuelo local con el piloto y tres pasajeros a bordo.

Tras poco más de una hora de vuelo, de regreso al aeródromo, cuando se encontraba a una distancia de 5 NM y a 1.000 ft sobre el terreno, el motor comenzó a perder revoluciones hasta pararse, según el piloto, lo que le obligó a realizar un aterrizaje de emergencia.

Los ocupantes resultaron ilesos, y el avión sufrió daños menores.

1.1.1. *Declaración del piloto*

Había iniciado el vuelo seleccionando el depósito de combustible del ala derecha, y después de aproximadamente 45 minutos cambió al depósito izquierdo. Cuando el motor comenzó a fallar habían transcurrido una hora y diez minutos de vuelo en total. Procedió entonces a encender la bomba de combustible y la calefacción al carburador. El motor se recuperó de inmediato y pasó a funcionar suavemente. Pasado tan solo un minuto, el motor comenzó a funcionar de forma discontinua de nuevo, con lo que volvió a encender la bomba, y esta vez también cambió de depósito de combustible, seleccionando el de la derecha. En esos momentos el motor se paró.

El piloto indicó que tras declarar emergencia fue autorizado a una aproximación directa a la pista 30. En esos momentos se estaba aproximando ya a la ciudad de Mutxamel y debía decidirse entre intentar arrancar el motor o concentrar sus esfuerzos en conseguir aterrizar. El régimen de descenso con cuatro personas a bordo era importante, y en ese momento la altura sobre el terreno era de sólo 400 m, por lo que pensó que la posibilidad de alcanzar el aeródromo era escasa. Decidió entonces aterrizar rápidamente, ya que de lo contrario podría llegar a caer sobre la propia ciudad.

Para la toma el piloto seleccionó el único campo que creyó apropiado, y se preparó para realizar un aterrizaje corto. Tras desconectar el sistema eléctrico tomó tierra. El campo resultó ser bastante escabroso, con vegetación elevada, entre 50 y 60 cm, y con depósitos de escombros entre la maleza. La pata derecha del tren de aterrizaje fue directamente a impactar contra una pila de ladrillos bajo la hierba, y posteriormente la rueda de morro colapsó. El avión se paró después de una carrera de 150 m y girado 90° con respecto a la dirección de aterrizaje.



Figura 1. Estado general de la aeronave

1.2. Inspección de los restos de la aeronave

En la inspección de los restos se observó que el depósito que estaba seleccionado era el derecho.

Se procedió a realizar una medición de la cantidad de combustible existente en los diferentes depósitos, obteniéndose los siguientes datos:

- Depósito combustible ala derecha: 60 l.
- Depósito combustible ala izquierda: 1 l.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

La inspección de los restos confirma la declaración del piloto en cuanto a que el último depósito de combustible que había seleccionado era el derecho. Por tanto, siguiendo la secuencia hacia atrás, se puede deducir que en el momento del fallo del motor el depó-

sito de combustible que estaba seleccionado era el izquierdo, en el que se pudo comprobar tras el suceso que apenas contenía un litro de combustible.

Se considera, por tanto, como causa probable del fallo del motor la falta de suministro de combustible, provocado por el agotamiento del contenido del depósito izquierdo, y por la actuación tardía del piloto a la hora de seleccionar el cambio al depósito derecho.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 27 de mayo de 2006; 19:00 h local
Lugar	Aeródromo de Santa Cilia. Jaca (Huesca)

AERONAVE

Aeronave n.º 1

Aeronave n.º 2

Matrícula	D-KIDL	EC-JPE
Tipo y modelo	Glaser Dirks DG 500 M	Twin Astir III Grob
Explotador	Privado	Privado

Motores

Tipo y modelo	ROTAX 535 C	N/A
Número	1	N/A

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	39 años	48 años
Licencia	Piloto de velero	Piloto de velero
Total horas de vuelo	Sin datos	70 h
Horas de vuelo en el tipo	Sin datos	70 h

LESIONES

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

DAÑOS

Aeronave	Importantes	Menores
Otros daños	N/A	N/A

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – No comercial – Privado
Fase del vuelo	Recorrido de aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	29 de noviembre de 2006
---------------------	--------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El día 27 de mayo, en torno a las 19:00 h, aterrizaron en el Aeródromo de Santa Cilia dos aeronaves: un velero Twin Astir, con matrícula EC-JPE, lo hizo en la zona de hierba aneja a la pista de grava, y un motovelero Glasser Dirks, de matrícula D-KIDL, en la pista 27R de asfalto. En su recorrido de aterrizaje, el velero alemán se cruzó en la trayectoria del velero español y éste impactó con su ala izquierda en la parte trasera del velero alemán, cortándole el empenaje de cola y dañando también la antena de VHF y su cableado en este último.

A bordo de cada una de las dos aeronaves iban el piloto y un pasajero. Todos resultaron ilesos.

Las condiciones meteorológicas eran buenas: luz diurna, buena visibilidad y ausencia de nubosidad y de ráfagas de viento.

1.2. Declaraciones de los pilotos y de los testigos

1.2.1. *Piloto del velero D-KIDL*

El piloto indicó que procedían del Aeródromo de Monflorite en Huesca, y que desde el norte del Aeródromo de Santa Cilia, sobre las montañas, observaron el movimiento de aviones, viendo que aterrizaban planeadores en la pista de asfalto. Más adelante, cuando se encontraban a 300 o 400 m de altura sobre el terreno y a 1 km al Oeste de la pista 09, sin ver ningún tráfico que les afectase, iniciaron el tramo de viento en cola derecha para la pista 27, notificando en inglés: «D-KIDL viento en cola para la 27» y posteriormente: «DL final 27».

Continuó diciendo que no notificaron que iban a tomar en asfalto, y que no se dieron cuenta de que había tres pistas, aunque sí que vieron que se encontraban por lo menos cuatro veleros parados en la pista de hierba. Aterrizaron y abandonaron la pista por la izquierda una vez que el velero aminoró la velocidad, aproximadamente en el segundo tercio de su longitud. Tampoco notificaron por radio el abandono de pista. Segundos después sintieron un golpe muy fuerte, que el piloto creyó que había sido producido por haber rodado sobre una piedra u otro obstáculo, hasta que más tarde se dio cuenta de que había impactado con otro planeador.

Señaló que era la primera vez que aterrizaba en Santa Cilia, y que cuando realizó las notificaciones en inglés escuchó voces en castellano que no entendió y, por tanto, no pudo reconocer si iban dirigidas a él.

Disponía de una carta de navegación donde aparecía remarcada la pista de asfalto y por eso supuso que era la utilizada para aterrizar. Como además vio que en la pista de hierba aneja a la de asfalto había aparcados otros veleros, entendió que debía aterrizar en asfalto y parar en hierba.

Insistió en que en ningún momento ni él ni su acompañante observaron maniobras de otra aeronave en el circuito de tráfico que pudiera entrar en conflicto con ellos.

1.2.2. *Piloto del velero EC-JPE*

En su declaración, el piloto indicó que antes de notificar viento en cola observó los tráficos del aeródromo, viendo otros veleros en las inmediaciones, pero no en el circuito de aterrizaje. Según sus palabras notificó: «viento en cola para la pista 27, hierba, tren fijo», y el jefe de pista le dio el acuse de recibo a la vez que le informaba de la dirección e intensidad estimada del viento. Continuó realizando el tramo sin tener a la vista aeronave alguna, comprobando que en la pista de tierra en la que iba a aterrizar no hubiese ningún planeador, a la vez que observó que en la pista de grava había veleros estacionados. Tras realizar el tramo base viró a final comprobando una vez más que la pista de hierba seguía libre, pero se sorprendió al ver que en la de asfalto estaba tomando otro velero, del que no tenía información alguna. Ajustó su toma para hacerla en el punto acostumbrado y aterrizó pasado el punto de taxi de la pista de hierba. Apenas unos segundos después de haber tomado tierra, vio cómo el otro velero que rodaba adelantado por el asfalto de pronto viró hacia la izquierda dirigiéndose hacia él. Ante la imposibilidad de irse hacia la izquierda, dada la existencia de veleros aparcados en la pista de grava, optó por virar a la derecha, y dado el poco margen de maniobra del que disponía, no pudo evitar impactar con el borde de ataque de su plano izquierdo contra el empenaje de cola del otro velero.

1.2.3. *Jefe de pista*

El jefe de pista, que se encontraba situado en la cabecera de la pista de asfalto 27R, recibió una comunicación por radio alrededor de las 19:00 h en la frecuencia 123.5 MHz del velero EC-JPE que le notificaba: «viento en cola para la 27, hierba, tren fijo». Él acusó recibo y comprobó la iniciación correcta de la maniobra. Alrededor de un minuto más tarde, retomó el contacto visual con el velero EC-JPE en la fase de final, y observó además la presencia de un velero desconocido, que resultaba ser el motovelero D-KIDL, en la fase de aproximación final a la pista 27R de asfalto y ligeramente adelantado unos 150 m con respecto al otro.

Ambos veleros continuaron con su aterrizaje, tocando tierra primero el D-KIDL en el asfalto y unos 5 o 10 sg después el EC-JPE en la hierba. Cuando el D-KIDL había consumido los dos tercios de la longitud de pista, cambió bruscamente su trayectoria des-



Figura 1. Daños en la aeronave D-KIDL



Figura 2. Daños en la aeronave EC-JPE

viándose hacia la izquierda, abandonando la pista de asfalto a gran velocidad e invadiendo la de hierba, interceptando por delante la trayectoria del EC-JPE. Éste no pudo más que maniobrar ligeramente hacia la derecha intentando evitar el impacto, puesto que a su altura en la pista de grava había otros dos veleros aparcados.

El jefe de pista comentó que el velero D-KIDL no había realizado en ningún momento comunicación radio ni con él ni con otras dos aeronaves que se encontraban volando en los alrededores del aeródromo. Dijo conocer el idioma inglés, ya que lo había usado para el desarrollo de su anterior actividad profesional como controlador aéreo militar.

La pista de asfalto, según indicó el jefe de vuelos, preferentemente se usa para los vuelos con motor, con lo que ya incluye el propio remolcado de los veleros. En cuanto a las tomas, éstos usan preferentemente la pista secundaria de grava, aunque utilizan generalmente como una tercera pista la franja de terreno de hierba comprendida entre la pista de asfalto y la de grava, ya que, por las características del terreno, sufren menos, tanto a la hora de tomar como durante el rodaje.

1.3. Información sobre el aeródromo

El Aeródromo de Santa Cilia de Jaca pertenece a la Dirección General de Turismo de la Diputación General de Aragón. Se trata de un aeródromo no controlado donde se realizan actividades de vuelo a vela, vuelo con motor, ultraligeros, paracaidismo, acrobacia y aeromodelismo.

En la AIP España se incluye información de las características físicas y dimensiones de las pistas. Empresas especializadas¹ también tienen editada cartografía aeronáutica de información de dicho aeródromo.

¹ Se ha comprobado que al menos la compañía Jeppesen Sanderson, Inc., comercializa información sobre el Aeródromo de Santa Cilia.

El aeródromo cuenta con dos pistas:

- Pista de asfalto señalizada de 850 m × 30 m y de orientación 09/27.
- Pista de grava no señalizada de 680 m × 26 m con orientación 09/27.

Entre ambas pistas existe una franja de separación de 55 m de terreno duro con hierba, lo que hace que los veleros la usen habitualmente como pista para los aterrizajes.

Además, dispone de calle de rodaje asfaltada y señalizada, y de plataforma de estacionamiento con anclajes de amarre al suelo (véase figura 3).

Editadas por la Federación Aragonesa de los Deportes Aéreos, y con el fin de lograr la coexistencia de aeronaves de distintas modalidades de una forma segura, existen unas reglas de uso del aeródromo. En esas instrucciones se establece un área de 5 millas de radio, desde el aeródromo, en la que el uso de la frecuencia de radio es obligatoria, con puntos de notificación en Jaca, Berdún, Bailo y el monte Canet. Se indica que las aeronaves deberán estar equipadas con equipo capaz de establecer doble comunicación y seguirán los procedimientos de informe de posición, siempre en español. Se definen funciones del jefe de vuelos o persona en quien delegue, bien en tierra o a bordo de un avión en su defecto, que coordinará e informará sobre los datos del aeródromo y tráficos entrantes y salientes. La frecuencia de radio del aeródromo será de 123.5 MHz.

En cuanto a los procedimientos, se recoge que las aeronaves sin motor harán obligatoriamente los siguientes informes de posición:

- Aeronaves volviendo para aterrizar:
 - Reportar intenciones y posición.
 - Reportar entrando viento en cola.

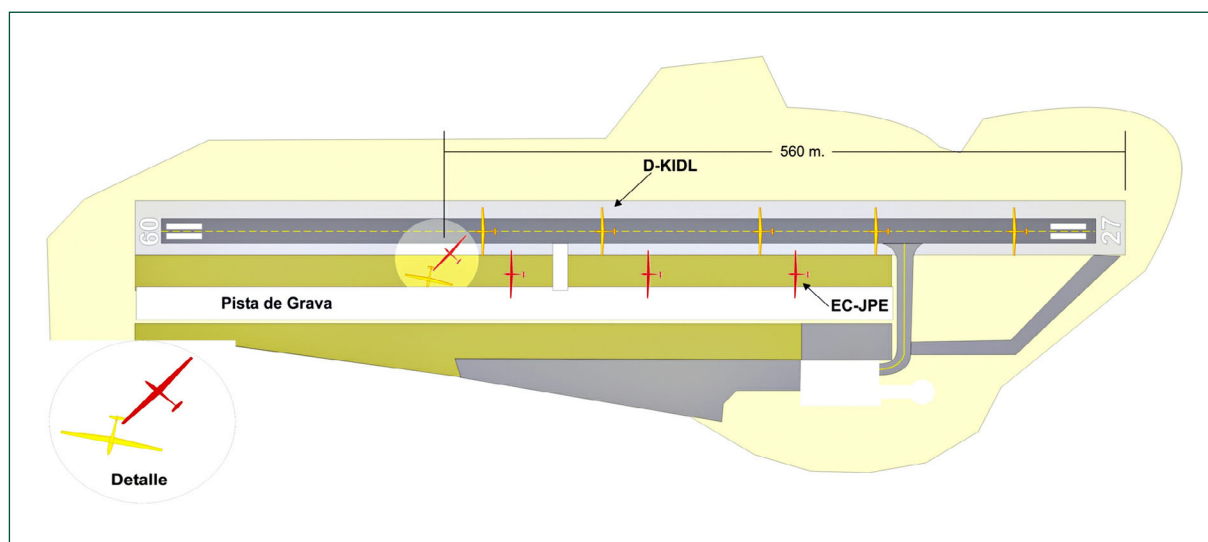


Figura 3. Gráfico del aeródromo y croquis de situación

La pista de asfalto se comparte con los aviones a motor. Por ello las reglas de la federación para el aeródromo indican que no se bloqueará con planeadores la cabecera de la pista asfaltada para permitir el despegue y aterrizaje de aviones.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

De la declaración del piloto alemán se desprende que la radio recibía correctamente y que se encontraba en la frecuencia del aeródromo. No se pudo comprobar posteriormente si la radio emitía de forma correcta, dado que en el accidente se dañó tanto la antena como el cableado de la instalación, pero no hay razones que hagan pensar en la existencia de algún fallo en el funcionamiento de la radio. En estas circunstancias, no queda claro que el piloto alemán notificara sus intenciones, que, como afirma él, se transmitirían en inglés. El jefe de pista dijo no escuchar esa comunicación y se refirió a otros dos pilotos que volaban en los alrededores y que tampoco la escucharon. Tratándose éste de un punto de gran importancia en el análisis del incidente, no es posible derivar conclusiones puesto que las versiones de los testigos son contradictorias. En todo caso, si se hubieran producido esas transmisiones, las dificultades relacionadas con el uso de idiomas distintos por parte de los implicados hubiera constituido una fuente potencial de conflicto.

Dejando al margen, por tanto, el factor de las comunicaciones, la separación entre las aeronaves quedaría garantizada solamente por la vigilancia visual de los pilotos y del jefe de pista en el entorno del aeródromo. En este caso, los datos revelan que la presencia y situación de las aeronaves no fueron completamente advertidas por el jefe de pista y por el piloto de la EC-JPE hasta que ambas estuvieron en corta final. Parece que el piloto de la D-KIDL no fue consciente de la existencia de conflicto en ningún momento puesto que mantenía una posición adelantada en la secuencia de aterrizaje. Realmente, el hecho de que ambas aeronaves aterrizaran casi simultáneamente en pistas paralelas no debió suponer un riesgo significativo. Solamente cuando el piloto del D-KIDL desvió su trayectoria para abandonar la pista de aterrizaje se produjo el suceso. El piloto alemán indicó que era la primera vez que visitaba el Aeródromo de Santa Cilia y que no se había informado previamente sobre los procedimientos, factores que contribuyeron al accidente.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 11 de septiembre de 2006; 12:05 h local
Lugar	Almazora (Castellón)

AERONAVE

Matrícula	EC-DED
Tipo y modelo	CESSNA FR-172J
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	TELEDYNE CONTINENTAL IO-360-J
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	61 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	2.600 h
Horas de vuelo en el tipo	145 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			3
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – No comercial – Placer
Fase del vuelo	En ruta – Nivel de crucero

INFORME

Fecha de aprobación	29 de noviembre de 2006
---------------------	--------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave despegó del Aeródromo de Castellón a las 10:00 h con el piloto y tres pasajeros a bordo para realizar un vuelo local.

Cuando habían transcurrido dos horas de vuelo y la aeronave sobrevolaba la desembocadura del río Mijares, a una altitud de 1.500 ft, se produjo una primera parada del motor. El piloto notificó por radio al Aeródromo de Castellón el suceso e informó de que iba a intentar aterrizar en el cauce seco de río Mijares.

El piloto realizó un giro a la izquierda e inició el descenso, durante el cual intentó arrancar de nuevo el motor conectando la bomba auxiliar, seleccionando mezcla rica, paso fino de hélice y gases a 1/2 del recorrido de la palanca. El piloto verificó que la llave selectora de combustible estaba puesta en posición de «ambos» (en inglés, «both»). La operación tuvo éxito, por lo que comunicó al aeródromo que había logrado arrancar el motor y que regresaba al campo. Una vez nivelado el avión se volvió a repetir la parada del motor, notificando de nuevo el piloto al aeródromo la emergencia.

En esos momentos, y como se encontraba encima de una explanada, el piloto decidió realizar un aterrizaje de emergencia directamente, asegurando que volaba a unos 70 kt. Al advertir la presencia de un pequeño obstáculo al final de la explanada (un pequeño terraplén de tierra dura de poco más de 1 m de altura), intento reducir la velocidad lo más rápido posible sacando flaps a tope. El primer contacto con el suelo se produjo a 85 m del punto donde quedaría detenida finalmente la aeronave y el avión rodó en el suelo dejando una marca de unos 6 m sobre el terreno para luego elevarse, contactando de nuevo con el suelo y dejando una segunda huella de 5 m de largo, volverse a elevar y haciendo un tercer contacto a lo largo de 9 m hasta que se detuvo contra el terraplén. Durante la maniobra de aterrizaje el piloto puso la llave de magnetos en «OFF», la palanca de gases atrás y la llave selectora de combustible en posición cerrada.



Los ocupantes pudieron evacuar la aeronave sin daños personales.

En los dos casos el motor se detuvo sin avisos previos, no hubo funcionamiento discontinuo ni explosiones, según el piloto, produciéndose en ambos casos una caída súbita de vueltas.

1.2. Inspección de los restos en el lugar del suceso

Se realizaron las siguientes comprobaciones.

Verificación de la posición de los mandos en cabina

- Mando de gases: completamente atrás.
- Mando de mezcla: rica.
- Mando de paso de la hélice: en fino.
- Llave selectora de combustible: en posición cerrada.
- Llave de corte de combustible: abierta.
- Mando de flaps: en FULL.
- Llave de magnetos: en OFF y sin llave.
- Bomba auxiliar de combustible: en OFF.

Verificación de la cantidad de combustible y del sistema de combustible

La aeronave quedó posicionada con una inclinación de las alas en torno a 10° hacia la izquierda. Una primera inspección visual constató que por la sonda de ventilación del depósito izquierdo goteaba combustible. Cuando se conectó la batería los indicadores de combustible mostraron que únicamente había combustible en el depósito izquierdo.

Se revisó el sistema de alimentación de combustible, en el que no se encontraron daños ni fugas. Las líneas de combustible estaban prácticamente secas.

Asimismo, se verificó que a la bomba principal de combustible solamente llegaba combustible si se activaba la bomba auxiliar estando la llave selectora de combustible en posición de tanque izquierdo, ya que por gravedad el flujo era insuficiente para alimentar al motor. Se comprobó que seleccionando alimentación del tanque derecho no llegaba combustible a la bomba principal.

Las cantidades de combustible obtenidas de cada depósito fueron:

- Izquierdo: 52 l.
- Derecho: 0 l.

No se pudo apreciar una cantidad significativa de agua en el combustible recuperado.

Verificación del estado general del motor y hélice

Las comprobaciones realizadas no indicaron señales de mal funcionamiento en estos elementos.

Se comprobó el libre recorrido de las palancas de mezcla, potencia y paso, no apreciándose ninguna dureza.

Verificación del sistema eléctrico

Se realizó una inspección visual del cableado eléctrico desde magnetos hasta bujías, y se comprobó el estado de las tuberías de combustible hasta inyectores, no encontrando hallazgos significativos.

1.3. Acciones llevadas a cabo en taller

El motor contaba con un total de 252 h de vuelo. Su última revisión programada había sido realizada con 248 h y se había completado seis días antes del accidente.

Las pruebas realizadas de alimentación de combustible al motor por gravedad y con bomba auxiliar, en cualquiera de las posiciones de la llave selectora, fueron satisfactorias.

Se comprobó que en la llave de las magnetos no hubiese una derivación a masa que hubiese inutilizado las dos magnetos, y también se comprobó su funcionamiento en las posiciones 1, 2 y «ambos». Todas las pruebas fueron correctas.

Se comprobó el funcionamiento del encendido en cuanto a orden de encendido y calidad de la chispa, siendo en todo momento satisfactorio.

Se comprobó el funcionamiento del interruptor de la bomba auxiliar, siendo correcto.

En el sistema de admisión de aire no existían obstrucciones en los conductos de admisión o en el filtro de aire.

Finalmente, se realizó la puesta en marcha del motor a través de su propio sistema de alimentación de combustible y la respuesta de éste a los mandos. El resultado fue satisfactorio.

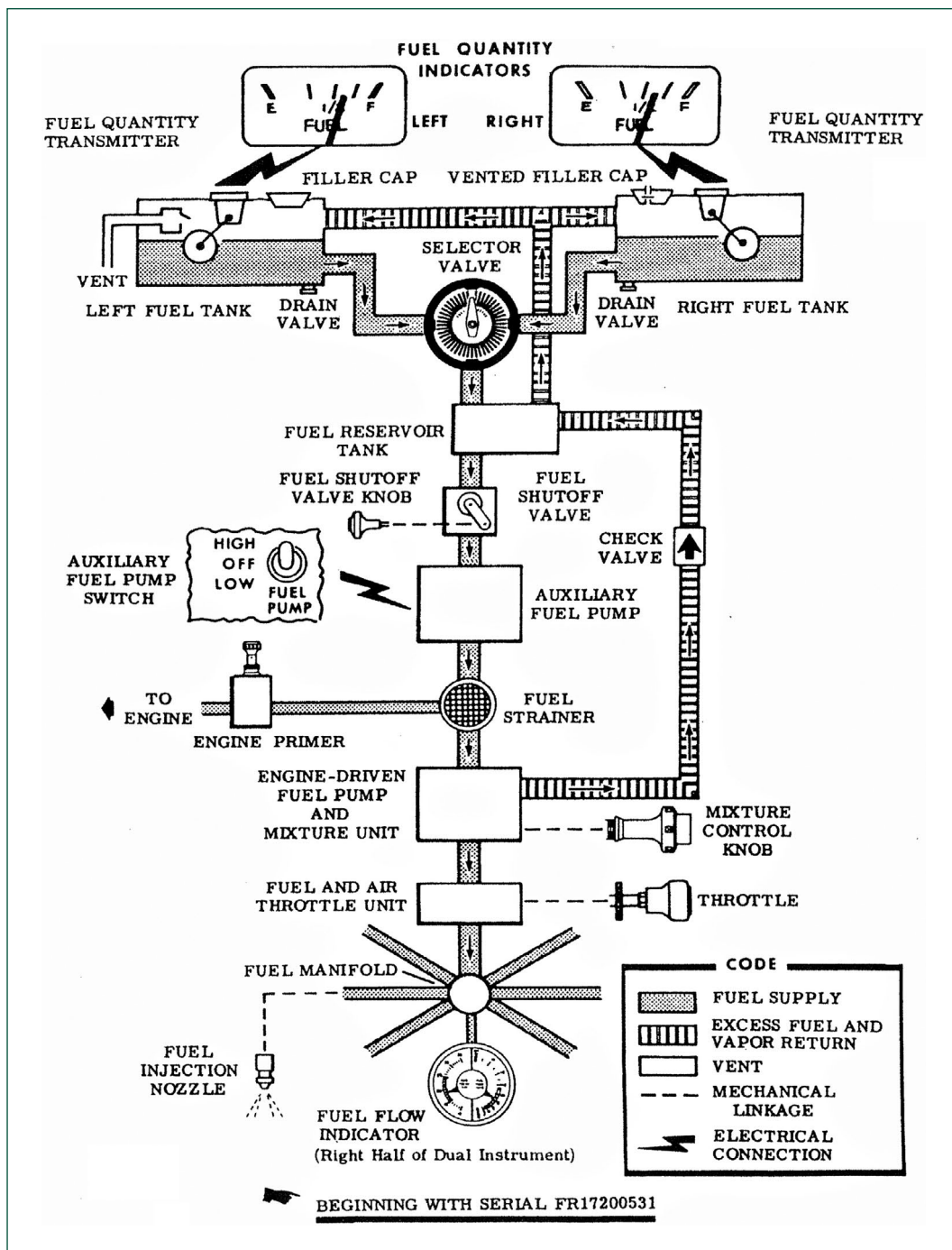


Figura 1. Esquema del sistema de combustible

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIÓN

De acuerdo con las evidencias encontradas, no hay ningún indicio que permita deducir que el motivo de la parada del motor sea un fallo del mismo o cualquiera de sus sistemas.

Había cantidad suficiente de combustible a bordo (más de 50 l en el depósito del plano izquierdo), y estando la llave selectora de combustible en «ambos», la llegada de combustible al motor estaría asegurada. Por tanto, si la llave selectora funcionaba correctamente, tal como resultó de las pruebas efectuadas, el motor no tendría que haberse parado por falta de combustible.

Partiendo del hecho de que el tanque derecho estaba vacío, las posibles causas de las paradas de motor se consideran que fueron la selección de dicho tanque en la llave de carburante desde el inicio del vuelo o bien que la llave se encontrara en una posición intermedia, entre tanque derecho y «ambos», que el piloto no detectó y que realmente estuviera permitiendo el paso de combustible al motor desde el tanque derecho, lo que llevó al agotamiento de combustible y a la interrupción de la alimentación al motor

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
IN-049/2005	08-08-2005	EC-HFD	Bell 412 EP	En route Ceuta-Malaga	67
A-030/2006	27-05-2006	D-KIDL EC-JPE	Glasser Dirks DG 500 Twin Astir III Grob	Santa Cilia Aerodrome. Jaca (Huesca)	79

Foreword

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

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

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

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

Abbreviations

AMT	Aviation Maintenance Technicians
CPL(A)	Commercial Pilot License Aeroplane
DGAC	Civil Aviation Authority
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulation
gr	Gramme(s)
h	Hour(s)
IFR	Instrument flight rules
kg	Kilogram(s)
lb	Pound(s)
m	Metre(s)
mm	Milimetre(s)
N/A	Not affected
UTC	Coordinated universal time
VHF	Very high frequency

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Monday, August 8, 2005; 16:50 local time¹
Site	En route Ceuta-Malaga

AIRCRAFT

Registration	EC-HFD
Type and model	BELL 412 EP
Operator	Helisureste

Engines

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

Crew

Pilot in command

Age	31 years
Licence	Airline Transport Pilot – Rotorcraft-Helicopter
Total flight hours	3,174 h
Flight hours on the type	2,099 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			2
Passengers			7
Third persons			

DAMAGES

Aircraft	Minor
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Comm. Air Transport – Scheduled – Domestic Passenger
Phase of flight	En route

REPORT

Date of approval	20 December 2006
------------------	-------------------------

¹ Unless otherwise noted, all times in this report are local time.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

The helicopter was making a regularly scheduled flight between Ceuta and Malaga with 2 pilots and 7 passengers. At 16:50 (local time), at an altitude of 5,000 feet, the left rear emergency window became detached (see Figure 1) due to an inadvertent bump from one of the passengers, a minor who was traveling with his father. On noticing the situation and that the window had not impacted the helicopter's structure and had velocity and calmed the passengers. The helicopter landed at Malaga Airport.



Foto 1. Helicopter general view

No passengers or crew members were injured.

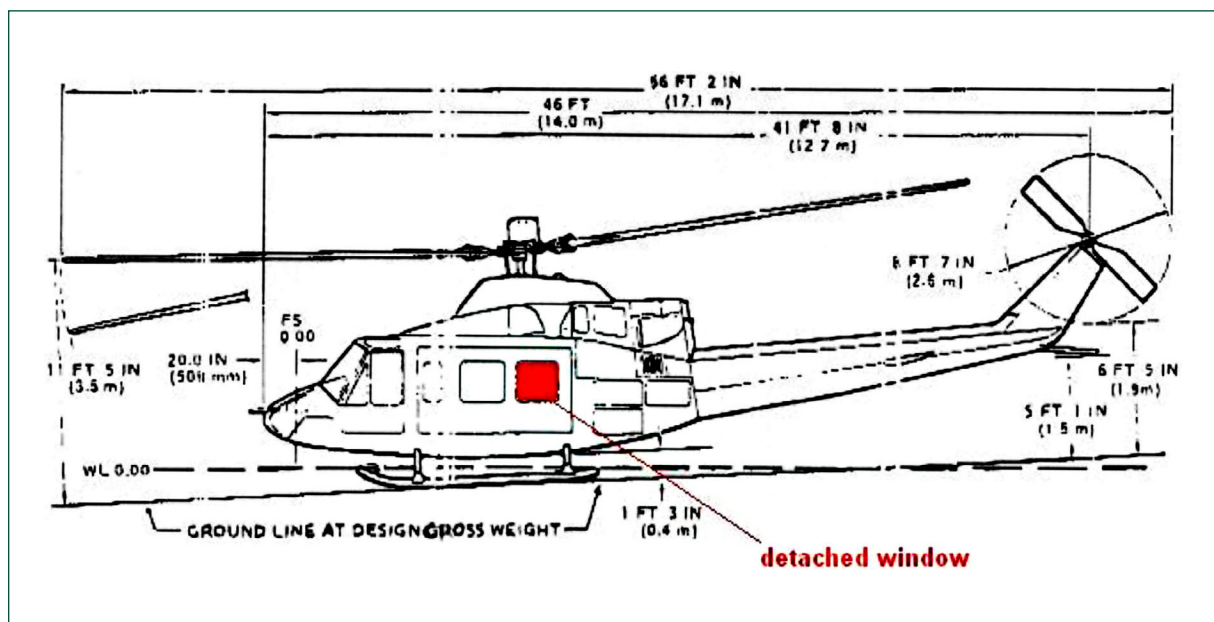


Figure 1. Position of the emergency window detached during flight

1.2. Crew information

The pilot at the controls held an airline transport pilot certificate with a rotorcraft helicopter rating, along with the following certificates: Radiotelephone Operator's Restricted Certificate (International), IFR, Fire fighting Pilot, A109, 109K, 109P, Bell 206, Bell 206L, Bell 212 and Bell 412. He had a total of 3174:15 hours of flying time, 2099 of them on the Bell 412 EP.

1.3. Aircraft information – Technical data and general information

Model:	Bell 412 EP
Serial number:	36183
Year of manufacture:	1997
Engines (2):	Pratt and Whitney PT6T-3D
Serial numbers:	TH 0195 and TH 0194

The aircraft registration was dated December 23, 1999 and its airworthiness certificate was valid (according to an extension issued on the basis of Circular Instruction 11-19B by Regional Office number 3 of the Civil Aviation Authority (DGAC)) until September 29, 2005.

1.4. Information on the emergency windows.

1.4.1. *Seating arrangement, location and description of the emergency windows*

According to data from the manufacturer, the helicopter has a capacity for up to 13 passengers (see Figure 2) who access the interior by means of two sliding doors situated on either side of the fuselage. All the seats face forward, except for four in the rear which face sideways. Each access door has two emergency windows, approximately rectangular in shape and made of a clear acrylic material. The rear emergency window is unique in that the two seats previously described as facing sideways face the emergency window.

The purpose of the emergency windows is to facilitate the ground evacuation of the helicopter's occupants in case of an emergency. To this end the window's opening mechanism consists of pushing one of the window's lower corners, which then detaches automatically. To inform the passenger of this mechanism, there are two stickers situated on each window's lower corners which read: «EMERGENCIA, EMPUJAR» («EMERGENCY, PUSH HERE») (see Figure 3).

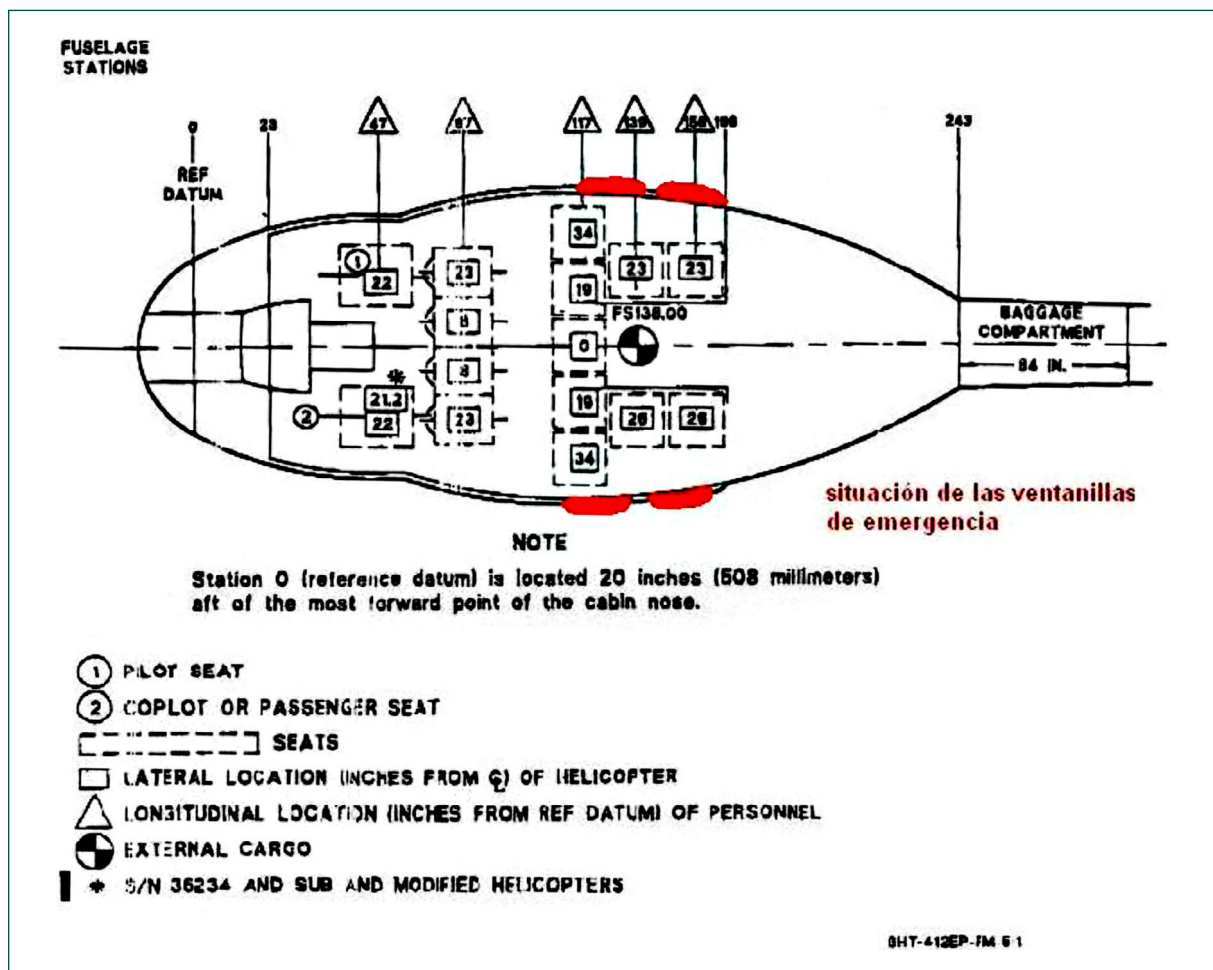


Figure 2. Seating arrangement and location of the emergency windows



Figure 3. Stickers located on the lower corners of the emergency windows

According to the aircraft's maintenance manual, each window opening measures 708.7×581.7 mm. The minimum required thickness is 3.02 mm. On previously investigated events, the operator had recorded that the window measured 700×575 mm and weighed 1,360 gr. The windows are attached to the helicopter structure's metallic frame by means of a retainer which is bonded at its perimeter to the metallic frame except at the two lower corners. The retainer keeps the window in place through the pressure exerted on it by the filler which is inserted into a groove machined into the retainer (see Figure 4).

The window can be opened by exerting pressure on one of the two lower corners (which are not bonded to the frame), which causes the lower edge to break free from the filler and the window to fall under its own weight. According to information provided by the manufacturer, a force of 50 lb (28 kg) on either lower corner is required to detach the window.

1.4.2. Maintenance-related aspects of the emergency windows

According to the helicopter's Maintenance Manual, replacing the window is not recommended unless the window or the retainer have been damaged. If this is the case, both the retainer and the filler must be discarded and replaced. Attempting to fix these two components is not permitted.

Maintenance inspections of the windows must be made every 300 hours. The inspection consists of a visual check of the filler to check for detachment, and both the filler and the retainer must be verified to be free from damage, cuts, swelling and nicks.

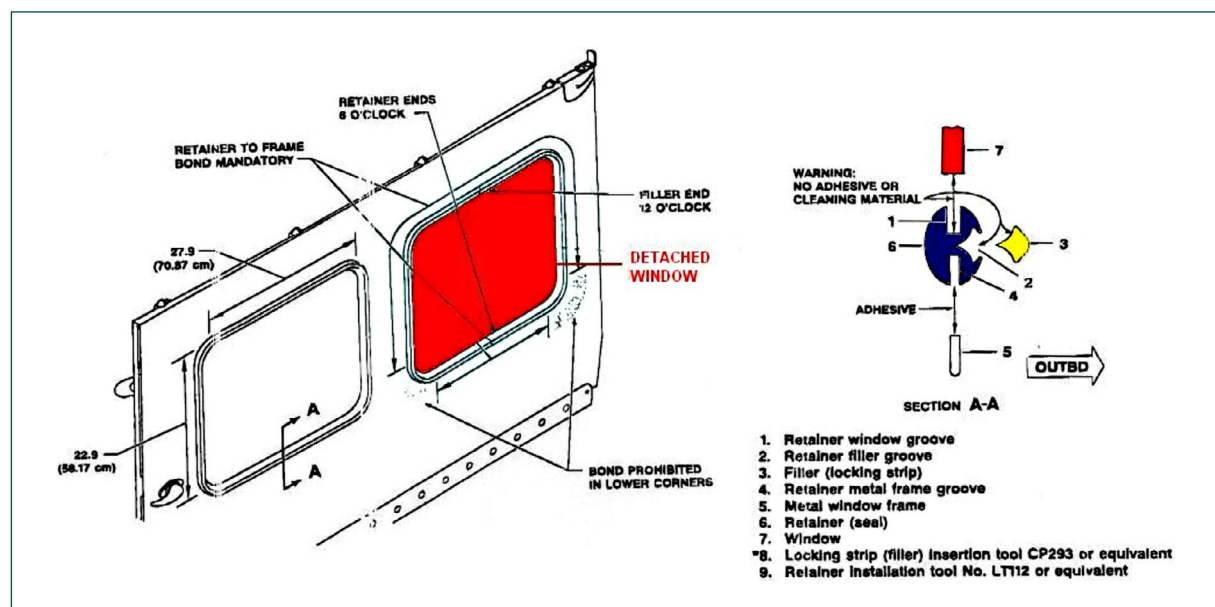


Figure 4. Diagram of the two emergency windows on the passenger door

1.4.3. *Previous window detachments in the Bell 412*

The CIAIAC is aware of two similar events taking place in the Bell 412 fleet.

The first happened with the same aircraft and window on August 16, 2002. On that occasion, the most likely cause for the window detachment was the deliberate manipulation by one or two passengers who had exhibited strange behavior during the flight (see report IN-008/2002).

In the second event, which took place on June 4, 2004, 15 minutes into the flight at an altitude of 1,000 feet, the forward right emergency window became detached and shattered, resulting in slight facial injuries to one passenger. In that case, the window had been replaced the day before when it was noticed that it was becoming detached. It was determined that the most probable cause was inadequate bonding time between the retainer and the frame, since the required 24 hours had not elapsed to let the bonding set properly.

1.5. Operator information

1.5.1. *Passenger safety briefing procedure*

The procedures used to inform the passengers about safety consist of:

- Showing a company DVD, both in Spanish and English, once the passengers are seated and before the engines are started, since there is no power for this DVD later.
- Safety cards located in front of the seats detailing the helicopter's safety guidelines.
- Specifically, the passengers located in the four side-facing seats in front of the emergency windows, once seated, are informed either by the maintenance crew or by the pilots not to lean against the windows once the sliding doors are closed.

1.5.2. *Maintenance tasks on the emergency windows*

The operator provided information regarding the instructions and work orders issued concerning the inspection of emergency windows.

There are three types of inspections:

- Pre- and post-flight visual inspections performed by the pilots/maintenance crew.
- A 25 hour/30-day inspection.
- And a 300-hour inspection.

The three inspections take into account the same aspects but to varying degrees. These aspects include checking the state of the windows (cracks, microcracks and reduced transparency), and that both the filler and the retainer are free of cracks, cuts and signs of deterioration, in addition to checking for proper bonding of the retainer to the window frame, except in the lower corners.

There is also a record of the report issued by the company to the Aviation Maintenance Technicians (AMT) regarding the requirement of strict adherence to the procedures in the Maintenance Manual when replacing windows. That report was a result of a Safety Recommendation issued by this Commission at the conclusion of report IN-038/2004 (REC 49/04).

1.5.3. *Emergency window maintenance history*

The operator reported that, since the window was not a hard time component, it did not have its own maintenance history, but the helicopter's maintenance history specifies that the window had been replaced in February of 2002 (replaced as a consequence of the intentional detachment described in IN-008/2002).

1.6. Manufacturer and certifying authority (FAA) information

The quantity and frequency of cases in which the window has become detached in flight is a cause of concern for this Commission, considering the reduction in the helicopter's airworthiness and safety, especially taking into account that every case that has taken place in Spain has been during a regular passenger flight

Because of this, and so as to identify possible deficiencies in the design/maintenance of the window, the resulting concerns were conveyed both to the helicopter manufacturer as well as to the authority responsible for the certification of various airworthiness components.

In principle, there is no provision for the in-flight detachment of an emergency window. According to requirement 29.809 of FAR regulations, specifically point *d*, the following requirements apply: «There must be a means for locking each emergency exit and for preventing opening in flight inadvertently or as a result of a mechanical failure».

In case of window detachment, the chances of it striking the main or tail rotor blades and causing structural damage to the helicopter depend on many factors, among them the state of the window after detaching (whether it shatters or remains intact), the aerodynamic characteristics the window assumes in the airflow, and the motion of the helicopter (accelerating, descending, etc.).

The manufacturer (Bell Helicopter) and the FAA were questioned about the following:

- Studies and tests conducted during the emergency window's design certification process on the possibility that, once detached, the window would impact against other parts of the helicopter, as well as the results of such an impact.
- The possible consequences of a window or window fragment impacting against the rotor(s) (main and/or tail)
- Methods for avoiding inadvertent in-flight detachment of the window as well as the possibility of including a restraining system which, in case of window detachment, would maintain the window attached to the helicopter structure.

The manufacturer replied to the questions posed by the Commission, basing its answers on the statistics gathered from the 14 known cases of in-flight window detachment since 1981. In three of the cases, the windows had impacted against other parts of the helicopter:

- One impacted against the left horizontal stabilizer, resulting in a small dent.
- Another impacted against the vertical and horizontal stabilizers, causing superficial damage.
- The last impacted against the tail rotor's four blades, causing minor damage.

Considering the history of in-flight window detachments, it was the manufacturer's opinion that both the window design and current configuration are satisfactory as long as installation and maintenance guidelines are followed, the warning stickers are in place and the passengers are properly informed.

The FAA replied that the emergency windows, when properly installed, are designed to withstand a pushing force of 50 pounds, as well as in-flight aerodynamic vibrations and forces. Out of the 14 cases in its database, 4 were attributed to passengers or cargo inadvertently pushing the window, while the cause in the seven remaining incidents was undetermined. In no case had the detachment led to significant damage to the helicopter.

The FAA concluded that there was insufficient cause to warrant corrective actions, although it did report that it had initiated a Service Difficulty Report (SDR #2006022807) to track the problem.

1.7. Statements

1.7.1. Pilot statement

The pilot stated that he did not see the motion made by the passenger which could have detached the window. He noted a change in the cabin pressure and noise level

and a passenger told him, by way of hand gestures, that the window had detached. The pilot warned the passenger sitting in front of the window not to touch anything and, once he verified that the window had not caused any damage, reduced altitude and velocity and proceeded to calm the passengers. The cabin is not pressurized and thus, in this regard, the window detachment did not pose any danger to the passengers. Since there is no provision for an in-flight window detachment, there are no established procedures for such a situation, though considering that the average cruising speed for these trips is about 120 knots, the pilot reduced speed to 80 knots to improve the flying conditions and passenger comfort.

The pre-flight inspection consists of a visual check of the physical state of the retainers and windows to verify that there are no cracks or signs of deterioration. The pilot added that for the particular case of EC-FHD, the stickers located on the emergency windows were also in Portuguese since the helicopter had previously been operating out of Portugal for some time.

The seats are not numbered and are not assigned on the ticket. In principle, the seats are chosen by the passengers themselves, though their condition, height and age are taken into account during boarding to avoid having unsuitable passengers occupying the side-facing seats.

1.7.2. *Statement of the passengers located in front of the detached window*

Once the helicopter landed, the Civil Guard, having been informed of the incident by the company, took statements from the passengers who had been sitting in front of the detached emergency window. The passengers were a father and his 14-year-old son, both Moroccan citizens who did not speak any Spanish. The father stated that his son, due to the confined space, accidentally struck the glass when crossing his legs, causing it to become detached. He further added that the glass had to be in a bad condition because the blow had been very slight.

2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS

The following conclusions can be drawn from an analysis of the information provided:

- The window was last replaced in February of 2002 as a result of the detachment due to an intentional blow from two passengers, as detailed in incident IN-008/2002. No maintenance tasks had been performed on the windows, therefore, which could have led to any deficiencies when installing the new window.
- The maintenance technician who replaced the window involved in this incident confirmed that only the window became detached, and that both the retainer and the filler were in place. There were no indications, therefore, of improper bonding

between the retainer and the frame of the helicopter's structure or that the filler was worn. The window detached as designed (a blow to one of the lower corners and subsequent total detachment of the window).

- The locking method supposed to prevent inadvertent in-flight opening of the window, as specified by point *d* of paragraph 29.809 of FAR regulations, has not been clearly identified.
- The service offered by the operator normally entails the transport of passengers between Ceuta-Malaga-Ceuta, and thus the average passenger is of Spanish or Moroccan citizenship. The typical language spoken is Spanish, Arabic or French.
- The passengers occupying the side-facing seats are warned by the maintenance technicians or by the crew of the danger of touching the emergency windows. This task is carried out with the sliding doors completely open. It has been noted that in this position, the passengers are unable to see either the windows or the warning stickers and that, should they not understand the language, the explanation would be of limited use.
- The safety cards provided for the passengers are intended for those with a certain knowledge of helicopters and who routinely work with them (firefighters, aviation workers, etc.), and do not have information for passengers on security regulations or in-flight emergencies.
- The safety video shown when the passengers are aboard and before starting the flight only covers general safety topics and makes no explicit mention of how to open the emergency windows, of the danger involved in hitting them or of any emergency procedures.

In conclusion, it has been determined that the in-flight window detachment was caused by the inadvertent blow from the child as he adjusted his seating position, there being a limited space between the passenger and the window. It has been verified that a passenger can lean on the window even with the seatbelt fastened. An additional closing feature should therefore be provided to prevent inadvertent opening of the window in flight, as well as mechanisms to avoid damage to the helicopter's aerodynamic surfaces or injury to the passengers should the window become detached. In addition, the passenger must be reasonably prevented from inadvertently hitting the window by informing him of and verifying that he has understood the danger this action implies for the safety of the helicopter.

3. SAFETY RECOMMENDATIONS

- REC 38/06.** It is recommended that the manufacturer evaluate the possibility of including a modification to the design of the emergency window, adding a locking mechanism to prevent inadvertent in-flight opening to further reassure compliance with requirement *d*) of FAR 29.809 regulations and, in case of detachment, to prevent possible impacts with the helicopter's aerodynamic surfaces.

REC 39/06. It is recommended that the operator adapt the safety cards and DVD to the type of operation involved (passenger transport) in English and in Spanish and to consider including French to take into account the typical passenger profile involved in its services, as well as ensuring that the oral explanation given to the passengers in the side facing seats as the doors are being closed have been fully understood.

The operator has informed this Commission that it has taken measures pursuant to these recommendations and that the safety cards have already been modified. The safety video is still being modified as of the approval date of this report.

DATA SUMMARY
LOCATION

Date and time	Saturday, 27 May 2006; 19:00 local time
Site	Santa Cilia Aerodrome. Jaca (Huesca)

AIRCRAFT

Aircraft No. 1

Aircraft No. 2

Registration	D-KIDL	EC-JPE
Type and model	Glasser Dirks DG 500 M	Twin Astir III Grob
Operator	Private	Private

Engines

Type and model	ROTAX 535 C	N/A
Number	1	N/A

Crew
Pilot in command

Age	39 years	48 years
Licence	Glider pilot	Glider pilot
Total flight hours	Not available	70 h
Flight hours on the type	Not available	70 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			2
Passengers			2
Third persons			

DAMAGES

Aircraft	Major	Minor
Third parties	N/A	N/A

FLIGHT DATA

Operation	General Aviation – Non-Commercial – Private
Phase of flight	Landing roll

REPORT

Date of approval	29 November 2006
------------------	-------------------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. Event description

On May 27 at around 19:00 UTC, two aircraft landed at the Sta. Cilia Aerodrome. One, a Twin Astir glider, registration EC-JPE, landed on the grassy area next to the gravel runway; the other, a Glasser Dirks motorglider, registration D-KIDL, landed on asphalt runway 27R. On its landing roll, the German glider crossed in front of the Spanish glider, which struck and severed the tail section of D-KIDL with its left wing. There was also damage to the latter's VHF antenna and its associated cabling.

Each aircraft was carrying the pilot and a passenger. There were no injuries.

Weather conditions were good: it was daylight, with good visibility and without clouds or wind gusts.

1.2. Pilot and eyewitness statements

1.2.1. *Glider D-KIDL pilot*

The pilot stated that they were coming from Monflorite Aerodrome in Huesca, and that while over the mountains to the north of the Santa Cilia Aerodrome, they had observed aircraft traffic and seen gliders landing on the asphalt runway. Later, when they were 300 or 400 m above ground level and one kilometre west of runway 09, on noticing no interfering traffic, the pilot initiated the right downwind leg for runway 27, announcing in English, «D-KIDL downwind 27», and later, «DL final 27».

He further stated that he did not notify anyone of his intention to land on the asphalt runway, and that he did not realize there were 3 runways, though he did see at least four gliders parked on the grass runway. He landed on the asphalt and exited the runway to the left approximately two-thirds of the way down the runway, once the speed had decreased. He did not notify anyone he had left the runway. Seconds later he felt a very strong jolt, which he thought had resulted from rolling over a stone or another obstacle. Only later did he realize he had been hit by another glider.

He specified it was his first time landing in Santa Cilia, and that when he made the notifications in English, he heard voices but since they were in Spanish, he did not understand them and therefore could not tell if they were directed at him or not.

He had a navigational chart on which the asphalt runway was highlighted, which he supposed meant it was the one used for landings. Moreover, since he saw other gliders parked in the adjoining grass field, he thought he had to land on the asphalt and stop on the grass.

He emphasized that at no time did he or his passenger see any other glider in the traffic pattern that may have interfered with theirs.

1.2.2. *Glider EC-JPE pilot*

In his statement, the pilot indicated that before reporting downwind, he observed the aerodrome traffic, seeing other gliders in the vicinity but none in the landing pattern. According to his statement, he reported «downwind runway 27, grass, fixed landing gear», which the runway supervisor acknowledged before informing him of the estimated wind direction and intensity. He continued his approach, still with no other aircraft in sight, verifying there were no other gliders on the dirt runway on which he was going to land. He also noted there were gliders parked on the gravel runway. He turned at the end of the base leg, verifying once again that the grass runway was still clear, but was surprised to see a previously unidentified glider landing on the asphalt runway. He adjusted his landing so as to touch down on the usual spot and landed beyond the grass runway's taxi point. A few seconds after landing, he saw how the other glider ahead of him on the asphalt runway suddenly turned to the left, in his direction. Since the gliders parked on the gravel to his left prevented him from going that way, he opted to turn right. Given the small manoeuvring margin available, he could not avoid hitting the other glider's tail section with the leading edge of his left wing.

1.2.3. *Runway supervisor*

The runway supervisor was at the head of the asphalt runway, 27R, when he was notified by radio around 19:00 on a frequency of 123.5 MHz by glider EC-JPE that it was «downwind 27, grass, fixed landing gear». He acknowledged receipt and verified the correct start to the manoeuvre. Around a minute later, he regained visual contact with glider EC-JPE, now on final approach, and also noted the presence of an unidentified glider, which turned out to be D-KIDL, also on final approach but on asphalt runway 27R and about 150 m ahead of the other glider.

Both gliders proceeded to land, D-KIDL touching down first on the asphalt runway, followed 5 or 10 seconds later by EC-JPE on the grass. About two-thirds of the way down the runway, D-KIDL abruptly changed its course to the left, leaving the asphalt runway at high speed and entering the grass area in front of EC-JPE's path, which could only manoeuvre slightly to the right to avoid the impact, since two other gliders were parked on the gravel runway to its left.

The runway supervisor added that at no time did D-KIDL make radio contact either with him or with the two other aircraft flying in the vicinity of the aerodrome. He stated he had knowledge of English since he had used it before in his professional capacity as a military air traffic controller.



Figure 1. Damage to aircraft D-KIDL



Figura 2. Damage to aircraft EC-JPE

According to the traffic supervisor, the asphalt runway is preferentially used by powered aircraft, including towed gliders. As for landings, powered aircraft preferentially use the secondary gravel runway, although the grass strip between the gravel and asphalt runways is generally used as a third runway since, due to the characteristics of the terrain, it is easier on the aircraft both for landing and taxiing.

1.3. Aerodrome information

The Santa Cilia Aerodrome in Jaca is owned by the Aragon council's Board of Tourism. It is an uncontrolled aerodrome used for sail gliding, power gliding, ultralights, parachuting, acrobatics and radio-controlled flying.

There is information in the AIP Spain concerning the aerodrome's physical characteristics and runway dimensions. Aeronautical charts on the aerodrome, published by specialized companies¹, are also available.

The aerodrome has two runways:

- An 850m × 30m marked asphalt runway, designation 09/27.
- A 680m × 26m unmarked gravel runway, designation 09/27.

A 55m-wide separation strip consisting of grass-covered hard ground between the two runways is normally used by gliders to land.

The aerodrome also has a paved and marked taxiway and a parking apron with anchored tie-down points (see Figure 3).

¹ It has been confirmed that at least the company Jeppesen Sanderson, Inc. markets information on Santa Cilia Aerodrome.

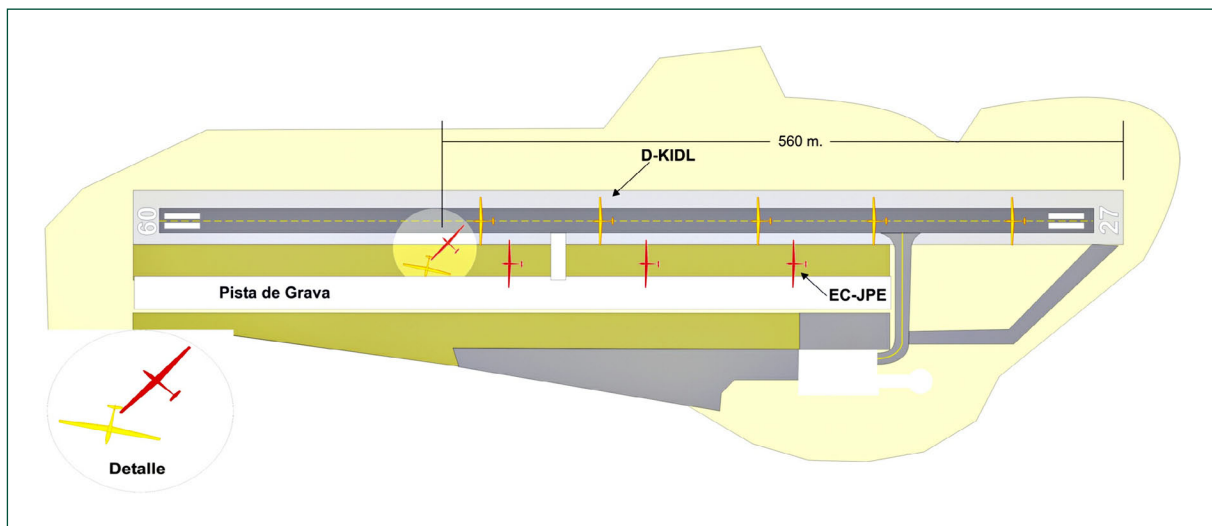


Figure 3. Aerodrome layout and schematic of the incident

So as to ensure its safe usage by different types of aircraft, the Aragon Aviation Sports Federation publishes Aerodrome Usage Regulations which establish a 5-mile radius around the aerodrome where the radio shall be in use and tuned to the aerodrome frequency, with reporting points in Jaca, Berdun, Bailo and Mount Carnet. It further states that all aircraft will be equipped with systems capable of establishing two-way communication and will observe all position reporting requirements, always in Spanish. It defines the functions of the traffic supervisor or his delegate who, either from the ground or, failing that, from aboard an airplane, will coordinate and report on conditions at the aerodrome and on incoming and outgoing traffic. The aerodrome's assigned radio frequency is 123.5 MHz.

According to the procedures, the following position reports are mandatory for non-powered aircraft:

— Incoming aircraft:

- Report intentions and position.
- Report entering downwind.

The asphalt runway is shared with powered aircraft. To this end, the Federation's regulations for the aerodrome specify that the head of the paved runway shall not be blocked by gliders, so as to allow airplanes to take off and land.

2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS

From the German pilot's statement, it can be concluded that his radio was receiving properly and that it was set to the aerodrome's frequency. It could not be verified lat-

er whether or not it was transmitting correctly since the accident damaged both the antenna and the cabling. There is no reason to believe that the radio malfunctioned, however. Under these conditions, it could not be established whether or not the pilot relayed his intentions, something which, according to him, he did in English. The runway supervisor claimed not to have heard any transmission and also mentioned two other pilots flying in the vicinity that did not hear it either. Given the importance of this matter to the accident's analysis, as well as the witnesses' contradictory statements, it was not possible to reach any conclusions. In any case, if those communications had been made, the difficulties related to the use of different languages would have been a potential source of conflict.

Apart from the communication factor, therefore, the separation between the aircraft would only be guaranteed by the pilots' and, from the ground, the runway supervisor's visual vigilance. Under these conditions, the data shows that the presence and location of the aircraft was not completely noticed by either the runway supervisor or by the EC-JPE pilot until both were on short final. It seems that at no time was the pilot of D-KIDL aware of the existence of a conflict, since he maintained his position ahead of the other glider in the landing sequence. The fact that both aircraft landed almost simultaneously on parallel runways should not have posed any significant risk in and of itself. It was only when the D-KIDL pilot deviated from his path to leave the runway that the event took place. The German pilot indicated that it was his first time in Santa Cilia and that he had not familiarized himself with the procedures ahead of time. This was a contributing factor to the accident.