

CIAIAC

Comisión de Investigación
de Accidentes e Incidentes
de Aviación Civil

**BOLETÍN
INFORMATIVO
1/2004**



MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

1/2004



MINISTERIO
DE FOMENTO

SUBSECRETARÍA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

Diseño cubierta: Carmen G. Ayala

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

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

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

Índice

ABREVIATURAS vi

RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES

Referencia	Fecha	Matrícula	Aeronave	Lugar del suceso	
(*) A-044/2001	08-08-2001	EC-FJG	Piper PA-36-300	Fuentesaúco de Fuentidueña (Segovia) ..	1
IN-046/2001	21-08-2001	EC-DTY	Piper PA-25-260	Pista eventual Término Municipal de Cordovilla (Salamanca)	13
(*) IN-053/2001	01-10-2001	D-EJUS	Cessna F172G	Cala Marsal (Palma de Mallorca)	15
IN-058 bis/2001	27-11-2001	EC-GLA	Piper PA-23-250	Aeród. Casarrubios del Monte (Toledo) ..	25
A-066/2003	15-10-2003	EC-FBA	Piper Brave PA-36-375	Proximidades Malagón (Ciudad Real)	27
A-067/2003	15-10-2003	EC-ENC	Cessna T-188-C	Finca «San Nicolás», municipio de Salteras (Sevilla)	33

ADENDA 41

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

Esta publicación se encuentra en Internet en la siguiente dirección:

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

Abreviaturas

%	Tanto por ciento
00 °C	Grados centígrados
00° 00' 00"	Grados, minutos y segundos
Ac	Altocúmulos
ACC	Centro de Control de Area
ADF	Equipo receptor de señal de radiofaros NDB
AIP	Publicaciones aeronáuticas internacionales
AP	Aeropuerto
AS	Altoestratos
APP	Oficina de Control de Aproximación
ATC	Control de Tránsito Aéreo
CAT I	Categoría I OACI
Ci	Cirros
CRM	Crew Resource Management (Gestión de Recursos de Cabina)
CTE	Comandante
CTR	Zona de Control
Cu	Cúmulos
CVFR	Reglas de Vuelo Visual Controlado
CVR	Registrador de Voces en Cabina
DH	Altura de Decisión
DME	Equipo medidor de distancias
E	Este
EPR	Relación de presiones en motor
EM	Emisor/Emisión
ETA	Hora prevista de aterrizaje
FAP	Punto de aproximación final
FDR	Registrador de Datos de Vuelo
ft	Pies
g	Aceleración de la gravedad
GPWS	Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno
h. min: seg	Horas, minutos y segundos
hPa	Hectopascal
IAS	Velocidad indicada
IFR	Reglas de Vuelo Instrumental
ILS	Sistema de aterrizaje por instrumentos
IMC	Condiciones meteorológicas instrumentales
Kms	Kilómetros
Kts	Nudos
lbs	Libras
m	Metros
MAC	Cuerda media aerodinámica de la aeronave
mb	Milibares
MDA	Altitud mínima de descenso
MDH	Altura mínima de descenso
METAR	Informe meteorológico ordinario
MHz	Megahertzios
MM	Baliza intermedia del ILS
N	Norte
N/A	No afecta
NDB	Radiofaro no direccional
MN	Milla náutica
OM	Baliza exterior del ILS
P/N	Número de la Parte (Part Number)
PF	Piloto a los mandos
PNF	Piloto no a los mandos
QNH	Ajuste de la escala de presión para hacer que el altímetro marque la altura del aeropuerto sobre el nivel del mar en el aterrizaje y en el despegue
RVR	Alcance visual en pista
S/N	Número de serie
S	Sur
Sc	Estratocúmulos
SVFR	Reglas de vuelo visual especial
TWR	Torre de Control
U T C	Tiempo Universal Coordinado
VIP	Pasajero muy importante
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
VOR	Radiofaro omnidireccional VHF
W	Oeste

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 8 de agosto de 2001; 9:30 horas
Lugar	Fuentesaúco de Fuentidueña (Segovia)

AERONAVE

Matrícula	EC-FJG
Tipo y modelo	PIPER PA-36-300

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-540-K1G5
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	32 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	250 horas
Horas de vuelo en el tipo	Sin datos

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación		1	
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Comercial – Aplicaciones aéreas
Fase del vuelo	Maniobrando a baja altura

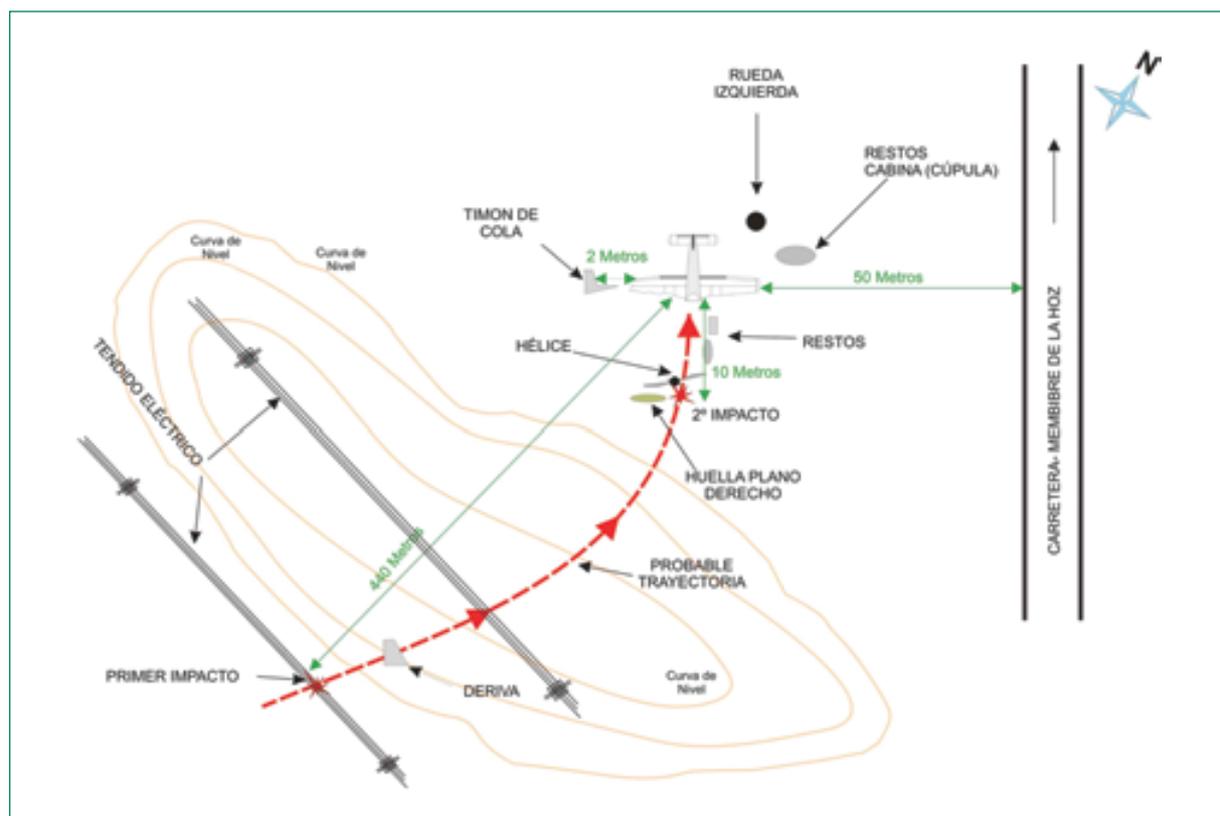
1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso



El piloto se encontraba fumigando una parcela con forma irregular sembrada de remolacha. A un costado de la misma discurría una línea eléctrica, y más allá de ella el terreno se elevaba hasta formar una pequeña loma, tras la que había una segunda línea eléctrica. El piloto efectuaba las pasadas para el tratamiento de forma que al final de las mismas pasaba bajo la primera línea eléctrica y seguidamente ascendía para salvar la loma y la segunda línea y posteriormente viraba para iniciar una nueva pasada.

En la que pretendía ser la última pasada de tratamiento, con la tolva prácticamente vacía, la aeronave impactó con los dos hilos inferiores del tendido eléctrico de tres hilos que bordea la finca tratada. Estos impactos se produjeron en algún punto intermedio del cable protector que discurre desde la cabina hasta el extremo superior del estabilizador vertical (deriva).



Debido al impacto con la línea eléctrica fue arrancada la deriva y el timón de dirección, si bien este último quedó unido a la aeronave por medio de los cables de mando. Los hilos quedaron entrelazados y deshilachados, pero permanecieron en su posición sin romperse completamente.

La aeronave impactó posteriormente con el terreno a unos 440 metros del punto donde se produjo el contacto con el tendido eléctrico, aproximadamente en la misma dirección de la pasada.

1.2. Huellas del impacto contra el terreno y distribución de restos

En el terreno se encontró una huella de impacto del borde ataque de un plano. Al lado de esa huella, aparecían en el suelo marcas del impacto del morro y motor de la aeronave, quedando la hélice desprendida en este punto.

La aeronave quedó en posición normal, pero con un rumbo girado aproximadamente 180° con relación a la dirección del vuelo, a una distancia de 10 metros de las huellas descritas anteriormente.

El morro de la aeronave y el motor quedaron comprimidos hacia atrás y hacia abajo, es decir, prácticamente deformado todo el morro hasta el borde de ataque del plano, tren de aterrizaje y la mitad de la longitud de la tolva.

El plano derecho presentaba un fuerte impacto en los dos tercios exteriores del borde de ataque y borde marginal. El plano izquierdo no reflejaba grandes daños.

1.3. Entrevista con el piloto

Los investigadores tuvieron la oportunidad de mantener una entrevista con el piloto, una vez que se hubo recuperado de sus múltiples lesiones, para intentar conocer la secuencia de hechos ocurridos con más detalle. La síntesis de la información obtenida es la siguiente:

Hizo la última pasada de tratamiento, y cuando pasó por debajo de la línea eléctrica percibió un ruido, como de chapa vibrando, que él interpretó como que se había enganchado en un cable. Inmediatamente le vinieron a la cabeza los comentarios que otros pilotos le habían hecho acerca de lo que sucede en estos casos: «primero se percibe el enganche y posteriormente se produce un tirón brusco, en el momento en el que el cable se tensa». Por ello, una vez que hubo percibido el ruido, no realizó acción alguna, quedándose a la espera del tirón. Cuando éste se produjo, la palanca que acciona la descarga del producto le provocó un fuerte traumatismo en la mano izquierda, acompañado de dolor intenso. Asimismo, también recuerda que en el momento en el que se



produjo el tirón, oyó el ruido de desgarrro proveniente de las dos cintas verticales del cinturón de seguridad.

También notó en el momento del tirón la entrada de gran cantidad de aire por la espalda, por lo que fue consciente de que había perdido las superficies verticales del empenaje de cola.

Como la aeronave continuaba volando, el piloto dijo iniciar el procedimiento de aterrizaje de emergencia, realizando un viraje muy suave a la izquierda, con la intención de buscar un campo donde hacer la toma. En cuanto divisó el primer rastrojo apropiado para el aterrizaje redujo gases, pero no del todo, recordando un accidente de un compañero que se enganchó igualmente con un cable, perdiendo el estabilizador vertical, en el que al cortar gases, la aeronave cayó bruscamente a tierra.

Sacó los flaps y realizó la toma de una forma relativamente suave, aunque una vez en tierra el rodaje resultó bastante brusco. Según su declaración cortó motor, para lo cual tiró y giró fuertemente de la palanca de mezcla con la mano izquierda, lo que hizo que perdiera momentáneamente el conocimiento por el dolor que le causaban las heridas que tenía en esa mano.

El piloto señaló que, al recobrar el conocimiento, la aeronave se encontraba descendiendo en actitud prácticamente de picado y notó su cuerpo colgado de los cinturones de hombros y la cabeza inclinada hacia el torso. Pudo advertir como los cinturones se partían con el peso de su cuerpo antes del impacto, primero la banda izquierda y seguidamente la derecha. No recuerda imágenes del exterior hasta después del impacto.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

2.1. Secuencia de los impactos

De acuerdo con los daños encontrados en la deriva y en la chapa del cable desviacables de la aeronave, podemos intentar reconstruir la secuencia de los impactos con los hilos eléctricos de la línea de alta tensión:

a) Uno de los cables eléctricos se trabó en la chapa del extremo del cable desviacables y acabó rompiendo por cizallamiento o cortadura este cable, el cual seguía unido por el otro extremo a la cuchilla cortacables que va en el techo de la cabina.

b) Uno de los cables eléctricos pasó por encima de la chapa del extremo del cable desviacables dejando evidencias en forma de rayas en dicha pieza.

c) La curvatura del cable desviacables aumentó de manera que llegó a interferir con el borde de ataque de la deriva en un punto situado medio metro por debajo de la sujeción del cable-deriva.



d) La chapa del extremo del cable desviacables se deformó de forma coherente con la deformación que mostraba el borde de ataque de la deriva. La unión chapa-deriva se rompió por torsión, de acuerdo también con las deformaciones anteriores.



e) Para producirse la interferencia del hilo eléctrico con la deriva se tuvo que romper el salvacables previamente, o bien se originó la rotura de alguna de las sujeciones de la base de la deriva al fuselaje, iniciándose así el desprendimiento del estabilizador vertical.

En consecuencia, la hipótesis más verosímil es que el primer hilo del tendido eléctrico deslizó a lo largo del cable desviacables y salió por encima

del estabilizador vertical. La deriva y el timón de dirección permanecieron en su posición, pero es posible que el cable desviacables aumentase su curvatura por la presión ejercida por el cable de la línea, llegando a deformarse la chapa del extremo de unión a la deriva y dañando la fijación de la deriva al fuselaje.

El impacto del segundo hilo eléctrico debió terminar por romper la sujeción de la deriva al fuselaje, provocó el corte del desviacables en el extremo próximo a la deriva y permitió que el propio cable cable eléctrico arrastrara por el borde de ataque del estabilizador vertical hasta que acabó encajándose en su parte superior, desprendiéndolo finalmente del fuselaje.



Aunque no se encontraron huellas del aterrizaje de la aeronave previas al impacto final contra el terreno, a causa de que éste había sido muy transitado por los vehículos y el personal de los medios de emergencia, además de que se habían hecho cortafuegos, es probable, como indicó el piloto en su entrevista, que el primer contacto de la aeronave con el suelo fuese relativamente suave antes del impacto final.

Los restos de la aeronave quedaron concentrados en un área muy pequeña alrededor del punto en el que impactó contra el terreno, a excepción del estabilizador vertical que se encontraba en las proximidades de la línea eléctrica con la que se produjo el primer impacto, lo que indica que el último choque con el terreno tuvo una gran componente vertical. Por otra parte, a la vista de los daños sufridos por la misma y las marcas dejadas por ésta en el terreno, se estima que en el momento del impacto final la aeronave debía estar cercana al vuelo invertido.

Es muy posible que después de tomar tierra la aeronave se descontrolase debido a la gran velocidad que probablemente llevaba y a la pérdida de conocimiento del piloto, lo que unido a la gran sustentación del ala al llevar el flap totalmente extendido, hizo que la aeronave se fuese de nuevo al aire, y a continuación cayese impactando fuertemente de morro contra el terreno.

En ese último impacto debieron terminar de romperse las dos semibandas superiores de pecho del arnés de seguridad, lo que permitió que el torso del piloto saliese proyectado hacia delante hasta que impactó con la cabeza contra el panel de instrumentos, lo que le produjo graves lesiones en la cara, que hicieron temer por su vida.

2.2. Controlabilidad de la aeronave en ausencia del estabilizador vertical

En el choque con el tendido eléctrico, la aeronave perdió el estabilizador vertical y el timón de dirección. La ausencia del estabilizador vertical hace que el vuelo de la aeronave se vuelva inestable, y la no disponibilidad del timón de dirección impide que el piloto pueda contrarrestar dicho desequilibrio. En esa situación resulta conveniente:

- Aterrizarse lo antes posible (no prolongar el vuelo hasta encontrar un terreno más adecuado).

- Reducir al máximo las acciones que puedan dar lugar a la aparición de fuerzas que actúen sobre el eje vertical.
- Manejar de forma suave los mandos de vuelo y de motor.



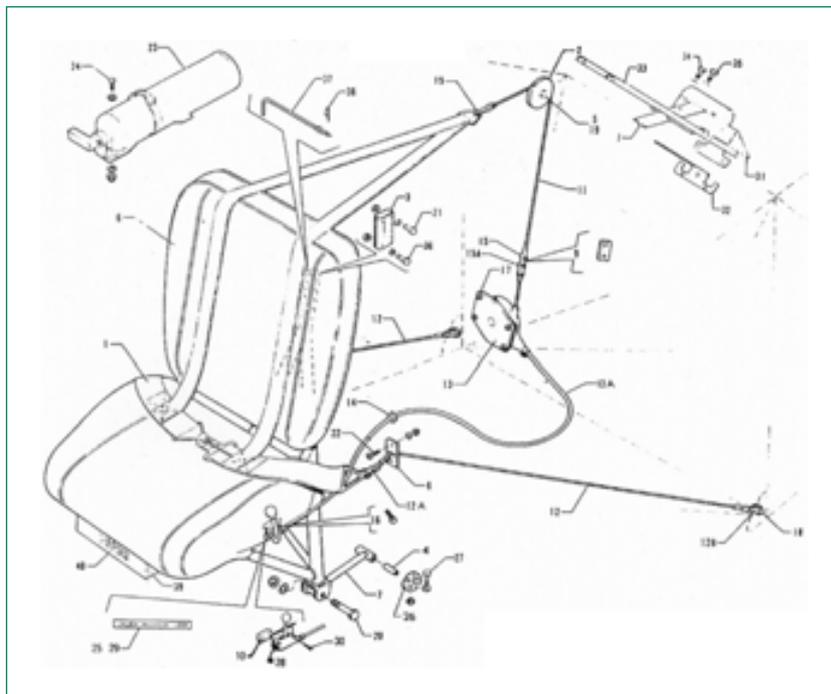
2.3. Evaluación de los elementos involucrados en la supervivencia

Como se ha dicho anteriormente, durante el impacto se rompieron las dos semibandas superiores de hombros del arnés de seguridad, lo que permitió que la parte superior del cuerpo del piloto saliese proyectada hacia delante hasta que impactó con la cabeza contra el panel de instrumentos.

2.3.1. Características de los cinturones de seguridad

El conjunto completo del cinturón de seguridad (ver croquis) está formado por los siguientes elementos:

- Bandas de cintura, las cuales están divididas en dos partes que se unen entre sí mediante un cierre, y que a su vez van fijadas a la estructura de la aeronave. A las bandas de cintura del cinturón de seguridad van cosidas, una en cada parte del cinturón, dos bandas de pecho, que forman la parte inferior de las bandas de hombros.



- La parte superior del arnés está formada por una única correa, que lleva sus dos extremos unidos a cada una de las bandas de hombros inferiores a través de sendos herrajes que, además, sirven para ajustar la longitud de la banda. En su parte superior pasa a través de la hebilla de unión con el cable tensor, de manera que al doblarse alrededor de ésta, forma las dos semibandas superiores de pecho. La correa está montada y cosida sobre sí misma en la zona próxima a la hebilla.

Este último elemento (semibandas superiores del conjunto del cinturón de seguridad) que fue el que se rompió en el impacto con el terreno, no pudo ser recuperado, aunque sí se encontraron el resto de los elementos que forman el cinturón, es decir, la parte inferior del cinturón de seguridad, por lo que se disponía de la parte inferior de las bandas de hombros. No se encontraron marcas de identificación o referencias sobre estos elementos del arnés recuperados.

Dichos elementos fueron enviados al Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) para su análisis.

2.3.2. *Especificaciones técnicas aplicables a los cinturones de seguridad*

La aeronave PA-36-300 tiene Certificado de Tipo número A10SO, expedido por la Autoridad Aeronáutica de los Estados Unidos (FAA) con fecha 19 de diciembre de 1974, como aeronave de categoría restringida y para un peso máximo al despegue (MTOW) de 4.800 libras. Como se recoge en las Hojas de Datos que acompañan al Certificado de Tipo, el código de aeronavegabilidad aplicable para la certificación fue la regulación FAR 23, que incluía las enmiendas desde la 23-1 hasta la 23-6, de fecha 1 de agosto de 1967, con algunas excepciones basadas en las limitaciones de operación por su categoría restringida.

Principalmente, los párrafos de la regulación FAR 23 que afectaban a las condiciones de los cinturones de seguridad eran el 23-561, 23-785 y 23-1413. Básicamente, las aeronaves certificadas FAR 23 de categoría normal deben resistir hacia arriba 3 g y hacia delante 9 g. Las sujeciones a la estructura deben resistir estas cargas multiplicadas por un factor de 1,33.

Hay que hacer notar que FAR 23 no indica que los asientos o sistemas de sujeción deban estar «aprobados», como sí dice FAR 25 («aprobados» se considera como que cumpla la TSO correspondiente). Sin embargo aunque no se pida explícitamente, lo normal es que los cinturones cumplan con la Especificación de Estándar Técnico (TSO) correspondiente. En el caso de la PA-36, sería la TSO C-22-f de 1972. En las bandas del arnés recuperadas no se encontraron marcas de fabricación o certificación, bien porque se habían perdido, bien porque se encontrasen en las otras bandas del arnés no recuperadas.

La TSO C-22-f establece que las características mínimas requeridas para los cinturones son las contempladas en la especificación NAS (Nacional Aircraft Standard) n.º 802, con algunas excepciones. Una de estas excepciones es que la NAS n.º 802 requiere una resistencia mínima para el conjunto de arnés de 3.000 libras, y sin embargo la TSO C-22-f especifica que ésta debe ser de 1.500 libras. Se especifica además que la mínima resistencia para las bandas de tejido será de al menos el 150% de la resistencia mínima del conjunto, es decir 2.250 libras.

También se definen las condiciones en las que se efectuarán los ensayos de comprobación de resistencia, tanto para las bandas de tejido como para el conjunto de arnés. En ambos casos se deben aplicar las cargas sobre las muestras a una velocidad máxima de 4 pulgadas por segundo (10,16 cm/sg).

De acuerdo con estas normas de certificación y especificaciones técnicas aplicables a estos cinturones de seguridad, debemos suponer que estos cinturones en origen tenían una resistencia última de rotura comprendida entre 1.500 y 2.250 libras (6.674/10.012 Nw).

2.3.3. Observación visual del cinturón de seguridad

En la unión de las bandas de pecho con las bandas de cintura se observa que dicha unión ha sido realizada con un cosido manual. También se observa una decoloración importante en las bandas de pecho inferiores si, una vez descosidas de las bandas de cintura, se comparan las zonas que han estado expuestas a la luz solar con las que no lo han estado. Esta decoloración sugiere un deterioro de la banda de hombros causada por la radiación ultravioleta, aunque es muy difícil su cuantificación basándose únicamente en este hecho.



En este sentido, hay que tener en cuenta que los cinturones de seguridad, además de a los agentes atmosféricos, se encuentran expuestos a la acción de las sustancias químicas presentes en los productos de tratamiento utilizados, los cuales pueden afectar a sus características sin modificar sustancialmente su apariencia.

2.3.4. Ensayos de los cinturones de seguridad

Se realizó un ensayo de tracción sobre dos muestras obtenidas de una de las semibandas de pecho, que fue previamente descosida de la banda de cintura. La otra banda ha quedado reservada por si fuera necesario efectuar algún otro tipo de ensayo en condi-

ciones diferentes, aunque se supone que ambas bandas de hombros presentan condiciones similares.

Los valores obtenidos de la carga máxima previa a la rotura fueron los siguientes:

- Probeta n.º 1: 1.265 Nw.
- Probeta n.º 2: 1.176 Nw.

En ambos casos el deshilachado comenzaba alrededor de la mitad de la carga máxima soportada. La velocidad de la carga aplicada a la muestra fue de 0,166 cm/sg, inferior a la máxima especificada en la TSO C-22-f.

Se considera determinante el hecho de que los valores obtenidos sean netamente inferiores a los especificados en la normativa anteriormente indicada, y ello da pie a pensar que las bandas de hombros no soportaron los esfuerzos para los que fueron diseñadas.

Las semibandas superiores, que rompieron en el accidente, debían por tanto tener una resistencia a la rotura inferior a las semibandas analizadas (inferiores).

Por otra parte, existe un antecedente de otra aeronave del mismo modelo, PA-36, matrícula EC-CPX, que sufrió un accidente en España (referencia A-43/93) el día 31 de agosto de 1993, cuyo cinturón presentaba un estado aparente de fuerte deterioro. Este cinturón fue en su día sometido al mismo ensayo de tracción que el de la aeronave que sufrió el accidente ahora tratado, obteniéndose un valor medio de rotura de 6.832 Nw.

Comparando los resultados obtenidos en ambos ensayos, se observa que las cargas a las que rompió el cinturón de la aeronave objeto de este informe, son del orden de cinco veces inferiores a las correspondientes al cinturón de la otra aeronave, lo que lleva a pensar que su degradación era bastante acusada, a pesar de que su apariencia era mejor.

Por último, se dispone de los resultados obtenidos en un ensayo de tracción al que fue sometido un cinturón procedente de otro tipo de aeronave, concretamente un velero modelo Schleicher Ka 6 BR, matrícula PH-1204, que sufrió un accidente en España (referencia A-037/2002) el día 24 de junio de 2002, aunque en este caso la parte ensayada correspondía al arnés de cintura, en lugar de a las bandas de pecho. En dicho ensayo la carga de rotura fue de unos 26.968 Nw. Ese cinturón, que se consideraba en buenas condiciones, había soportado unas cargas del orden de veinte veces las cargas de rotura de la muestra analizada en este accidente.

2.3.5. *Otros antecedentes*

Se han encontrado dos informes, uno del Aircraft Accident Investigation Branch (AAIB) del Reino Unido (Ref. EW/C96/8/12. Bulletin n.º 2/97) y el otro del National Transportation Safety Board (NTSB) de los Estados Unidos (Ident. SEA97LA104. Cessna T188C,

N3152J), en los que se tratan sendos casos que presentan bastantes similitudes con el presente, en lo que respecta a la rotura de los cinturones de seguridad.

En el primero de ellos, las bandas del arnés de seguridad tenían una resistencia última de diseño de 1.100 lb (499 Kp, 4.893 Nw) y los ensayos dieron una resistencia de entre 256 y 518 lb (116 Kp/1.139 Nw y 235 Kp/2.304 Nw) y se emitió una recomendación de seguridad para que la Autoridad de Aviación Civil llevase a cabo un programa de revisiones de los cinturones de seguridad a fin de establecer su idoneidad para continuar en uso y, en caso de ser necesario, que se les impusiera una vida límite.

En el otro caso se trataba de una aeronave de categoría restringida (agrícola), cuyo cinturón, que era el originalmente instalado en el avión, constaba de una única banda de hombros, que presentaba un gran deterioro por radiación ultravioleta. La recomendación formulada por el NTSB, dio lugar a que el fabricante de la aeronave emitiese un boletín de servicio, en el que se pedía reemplazar los cinturones de seguridad originales de determinadas aeronaves en el plazo máximo de un año.

2.3.6. *Mantenimiento de los cinturones de seguridad*

El Manual de Mantenimiento de esta aeronave especifica que los cinturones de seguridad deben ser cambiados cuando presenten cortes, deshiladuras o su desgaste sea apreciable. En este sentido, conviene indicar que las partes del cinturón de seguridad de esta aeronave que fueron recuperadas no presentaban ningún deterioro del tipo indicado. Tan sólo se apreció su decoloración cuando fueron descosidos y quedaron a la vista las partes que no habían estado expuestas a la acción de la luz solar.

En cuanto a su edad, no ha podido averiguarse, ya que ni el propio cinturón ni la documentación de la aeronave contenían información sobre el particular. Las evidencias encontradas en este accidente dan pie a pensar que pueden encontrarse en uso cinturones de seguridad con un grado de deterioro considerable.

3. CONCLUSIONES

3.1. Compendio

El sistema de protección de la aeronave contra el impacto de cables eléctricos quedó dañado por el impacto con primero de los hilos eléctricos. Estos daños provocaron que en el impacto con el segundo hilo, éste se terminara encajando en la parte superior de la deriva, provocando el desprendimiento de esta última.

Después de la pérdida del empenaje vertical, el piloto llegó a contactar con el suelo con la aeronave controlada, aunque posteriormente ésta se descontroló, posiblemente por la pérdida de conocimiento del piloto.

Las bandas de hombros del cinturón de seguridad se encontraron degradadas y rompieron en las primeras fases de los impactos del evento, quedando desprotegido el piloto en el impacto final y más violento de la aeronave.

3.2. Causas

El origen del accidente se encuentra en el impacto de la aeronave con los cables de la línea eléctrica, como consecuencia del cual se desprendió el empenaje vertical de cola, lo que propició que el piloto perdiese el control de la aeronave, produciéndose el choque de ésta con el terreno de forma violenta. La reducida resistencia de las bandas de hombros del cinturón de seguridad contribuyó a que las heridas sufridas por el piloto revistiesen mayor gravedad.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 04/04. Debido a que el cinturón de seguridad se encontraba degradado y aún estaba en servicio de acuerdo con su plan de mantenimiento «on condition», se recomienda a la Autoridad Aeronáutica de certificación de tipo, Federal Aviation Administration (FAA) de los Estados Unidos de América, que requiera al fabricante de la aeronave, Piper Company, que establezca nuevos criterios de mantenimiento de los cinturones de seguridad de las aeronaves de este tipo, llegando incluso a limitar la vida en servicio de éstos si es preciso.

REC 05/04. Ante la posibilidad de que los cinturones de seguridad de parte de la flota de aeronaves dedicadas a trabajos agrícolas en España se encuentren en condiciones de degradación similares a los de esta aeronave, se recomienda a la Dirección General de Aviación Civil que lleve a cabo una evaluación que le permita conocer el estado de los cinturones de seguridad instalados en estas aeronaves y, en función de los resultados, establecer, si fuese necesario medidas tendentes a garantizar que se mantienen en condiciones de servicio.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 21 de agosto de 2001; 9:10 horas
Lugar	Pista eventual en T.M. de Cordovilla (Salamanca)

AERONAVE

Matrícula	EC-DTY
Tipo y modelo	PIPER PA-25-260

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-540-G1A5
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	30 años
Licencia	Piloto comercial
Total horas de vuelo	467 horas
Horas de vuelo en el tipo	196 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	No

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Agrícola
Fase del vuelo	Aterrizaje – Carrera de aterrizaje

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

La aeronave se encontraba realizando tareas de fumigación y operaba desde una pista eventual situada en un terreno de rastrojo. Al aterrizar de regreso de uno de los vuelos, la aeronave introdujo una de las patas principales en una reguera que discurría por la superficie del campo de vuelo y apoyó el morro en el suelo sin llegar a volcar.

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

La aeronave sufrió la rotura de las dos patas del tren principal, alas y equipos de fumigación, además de daños en hélice, motor, capós, etc.

De la declaración del piloto se obtiene la siguiente información:

Tras la toma de contacto y habiendo transcurrido unos dos segundos desde la misma, sintió una vibración muy fuerte en la pata izquierda y pensó que podía haberse dañado el tren o reventado un neumático. Para mantener el movimiento rectilíneo de la aeronave sobre la pista tuvo que meter algo de pie derecho. En un momento del recorrido por tierra, la aeronave efectuó un bote y giró bruscamente 90 grados a la derecha. A continuación sintió un fuerte golpe en la parte inferior del fuselaje y a continuación el avión impactó de morro contra el suelo. Por unos instantes, quedó la aeronave apoyada con el morro, pero sin llegar a volcar, para terminar recuperando su posición normal sobre el suelo.

Cuando la aeronave se detuvo completamente, cortó la mezcla y desconectó magnetos e interruptor eléctrico principal. A continuación, salió de la aeronave y se alejó de la misma. Con intervención del mecánico que acudió hasta la posición del avión, comprobaron que no había peligro y procedieron a desconectar la batería.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

De los hechos expuestos anteriormente se deduce que la causa más probable del incidente fue la incorrecta evaluación, determinación y señalización de los obstáculos presentes en el campo eventual desde el que se estaba operando, lo cual condujo a que la aeronave introdujera una de las patas del tren principal en uno de esos obstáculos durante el recorrido en tierra en el aterrizaje.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 1 de octubre de 2001; 12:40 horas
Lugar	Cala Marsal – Porto Colom (Palma de Mallorca)

AERONAVE

Matrícula	D-EJUS
Tipo y modelo	CESSNA F172G

Motores

Tipo y modelo	ROLLS ROYCE O-300-D
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	46 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	582:20 horas
Horas de vuelo en el tipo	582:20 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			2
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Tren de morro, hélice y ambos planos
Otros daños	Muro de piedra y poste de hormigón

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Placer
Fase del vuelo	En ruta – Nivel de crucero

1.- INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave despegó del aeródromo de Son Bonet a las 10:00 UTC con destino el aeropuerto de Palma de Mallorca. Se trataba de un vuelo de tránsito en la isla de Mallorca en compañía de otras 2 aeronaves.

Cuando llevaba 35 minutos de vuelo y a una altitud de entre 700 y 900 pies observó que la indicación de temperatura del motor subía y que las revoluciones del motor comenzaban a bajar y que se comportaba anormalmente. El piloto solicitó ayuda a las aeronaves que volaban junto a él y le informaron que salía humo del motor. Entonces decidió realizar un aterrizaje de emergencia y después de reconocer la zona seleccionó un camino sin tránsito de personas y vehículos.

La toma de contacto la realizó algo desviada hacia la izquierda lo que produjo que el montante del ala rozara con un muro que estaba próximo al camino. A continuación el extremo del plano derecho impactó con un poste de hormigón lo que hizo girar a la aeronave en ese sentido, chocando finalmente con un muro que había en el lateral derecho y se detuvo.

Las 3 personas que iban a bordo que abandonaron la aeronave por su propio pie. La duración del vuelo se estimaba en 1 hora y la autonomía de la aeronave era de 4 horas.

1.2. Lesiones a personas

De los tres ocupantes dos resultaron ilesos y un tercero sufrió heridas leves, un corte en un dedo y en la cabeza.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió daños importantes.

1.4. Otros daños

Sufrieron daños el muro de piedra sobre el que impactó la aeronave y el poste de hormigón de teléfonos con el que impactó el plano derecho.

1.5. Información sobre la tripulación

1.5.1. *Piloto*

Licencia:	Piloto privado de avión
Horas de vuelo:	582 horas

Horas de tipo: 582 horas
Habilitaciones: Monomotores terrestres
Fecha de expedición: 31-07-2001
Válida hasta: 30-06-2003

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1. *Célula*

Marca: Cessna Reims Aviation
Modelo: F 172 G
Núm. de fabricación: 0317
Año de fabricación: 1966
Matrícula: D-EJUS
M.T.O.W.: 1.045 kg

1.6.2. *Certificado de aeronavegabilidad*

Número: 2900
Tipo: Privado
Fecha de expedición: 22-07-1966

1.6.3. *Registro de mantenimiento*

Horas totales de vuelo: N/A
Última revisión 100 h: 6-01-2001
Horas desde última
rev. 100 horas: 4.312 horas

Se intentó localizar al propietario de la aeronave para solicitarle información sobre el mantenimiento de la misma, tanto de la célula como del motor, pero no fue posible.

1.6.4. *Motor*

Marca: Rolls Royce
Modelo: O-300-D

Potencia:	145 HP
Número de serie:	30R588
Horas totales de vuelo:	N/A
Ultima revisión 100 h:	N/A
Horas desde últ. rev. 100:	N/A

1.7. Información meteorológica

Las variables meteorológicas medidas por la Oficina Meteorológica del aeropuerto de Palma de Mallorca entre las 09:30 y las 11:30 U.T.C. registraron vientos entre 6 y 9 nudos de velocidad soplando en el tercer cuadrante, la visibilidad era superior a los 10 km. Las nubes ocupaban entre 1 y 2 octas del total de la bóveda de observación situándose la capa mas baja entre los 1.600 y los 2.500 pies. La temperatura fue de 25 °C con oscilación de 1° y la temperatura del punto de rocío fue de 23° con la misma oscilación que la temperatura de la masa de aire. El QNH fue de 1.021 mb.

1.8. Comunicaciones

La aeronave salió de Son Bonet y estuvo en contacto con el Control de Aeropuerto de Palma para solicitar cruzar el campo de vuelo. Fue autorizado a hacerlo. Posteriormente solicitó volar a lo largo de la línea de costa a lo que también fue autorizada.

Cuando se produjo el problema con el motor, la aeronave contactó con las otras dos que volaban con ella para comunicar el problema. Las otras aeronaves le indicaron que salía humo del motor.

Una vez que aterrizó, las aeronaves que acompañaban a la accidentada comunicaron a Control de Aeropuerto de Palma que la D-EJUS había realizado un aterrizaje de emergencia seguro en una zona próxima al NDB (indicativo PTC) y solicitaron cerrar su plan de vuelo.

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

La aeronave realizó el aterrizaje de emergencia en un camino que se encontraba flanqueado por dos muros de piedra de aproximadamente 1,20 metros de altura. Dicho camino tenía una anchura de 10,60 metros y la envergadura de la aeronave era de 11 metros. Los planos, la parte más sobresaliente, se encontraban a 2 metros de altura por lo que salvaban los muros de piedra.

La aeronave hizo la toma de contacto algo desviada hacia la izquierda del camino y eso provocó que el montante de viento del plano izquierdo rozara ligeramente con el muro. Después de recorrer algunos metros impactó con un poste de hormigón con el plano derecho lo que hizo que se perdiera el control de la aeronave y se iniciara un giro con derrape hasta que finalmente impactó con el muro de piedra.

Al inspeccionar los restos de la aeronave se observan daños en el borde marginal del plano derecho como consecuencia del impacto con el poste de hormigón. Parte de ese borde estaba segado.

Cuando la aeronave impactó con el muro de piedra, la parte delantera inferior de la aeronave es la que absorbió la mayor parte de la energía. En general la parte inferior de la aeronave desde el buje de la hélice hasta aproximadamente la altura del mamparo cortafuegos estaba comprimida debido al impacto. La rueda de morro estaba doblada hacia atrás.

La pala que se encontraba en la parte inferior estaba erosionada y ligeramente doblada hacia atrás, mientras que la que se encontraba en la parte superior estaba prácticamente intacta.

1.10. Supervivencia

Los ocupantes abandonaron la aeronave por sus propios medios.

1.11. Ensayos e investigaciones

1.11.1. *Inspección del sistema motopropulsor*

Ante la declaración del piloto se realizó un examen del sistema motopropulsor. Se examinaron los siguientes puntos:

1.11.1.1. Inspección general visual exterior del motor

El avión presentaba la hélice con una pala doblada hacia atrás por el efecto del impacto con el muro de piedra, la otra pala presentaba únicamente arañazos y rozaduras. La deformación de la hélice indicaba que en el momento del impacto el motor estaba parado o bien giraba a bajas revoluciones. Los tornillos de la hélice no presentaban signos de deformación por sobreesfuerzos.

La bancada del motor presentaba deformaciones permanentes y rotura de barras por efecto del impacto contra la pared de piedra.

El carburador estaba separado del motor y se observaba que la rotura se había producido por el soporte y como consecuencia del impacto.

El estado general de los cárteres de potencia y de accesorios era satisfactorio no observándose evidencias de pérdidas de aceite previas al accidente. El carter de aceite estaba fracturado.

Los elementos de unión flotante a la bancada («silentblocks») aparecían con la goma partida.

El cigüeñal giraba libremente sin que se observasen signos de gripado local ni excentricidad en el giro.

1.11.1.2. Sistema de combustible

Si bien el carburador estaba separado del motor debido al impacto se inspeccionó el filtro de combustible previo a la entrada del motor, encontrándose limpio y sin pérdidas de combustible. Se desmontó el carburador y no se evidenciaron signos de malfuncionamiento ni objetos extraños que pudiesen obstruir el paso del aire o de combustible. Se comprobaron las tuberías de alimentación y no presentaban pérdidas.

1.11.1.3. Sistema de admisión y escape

El sistema de colectores de escape y silenciador se encontraban deformados y con fracturas asociadas al impacto de la aeronave contra el muro de piedra. No se detectaron signos de deterioro en juntas ni colectores.

1.11.1.4. Sistema de lubricación

El cárter de aceite se encontraba abierto como consecuencia del impacto contra el muro de piedra. Aparecían restos de aceite en el cárter. El aceite presentaba un color negruzco con depósitos de carbonilla.

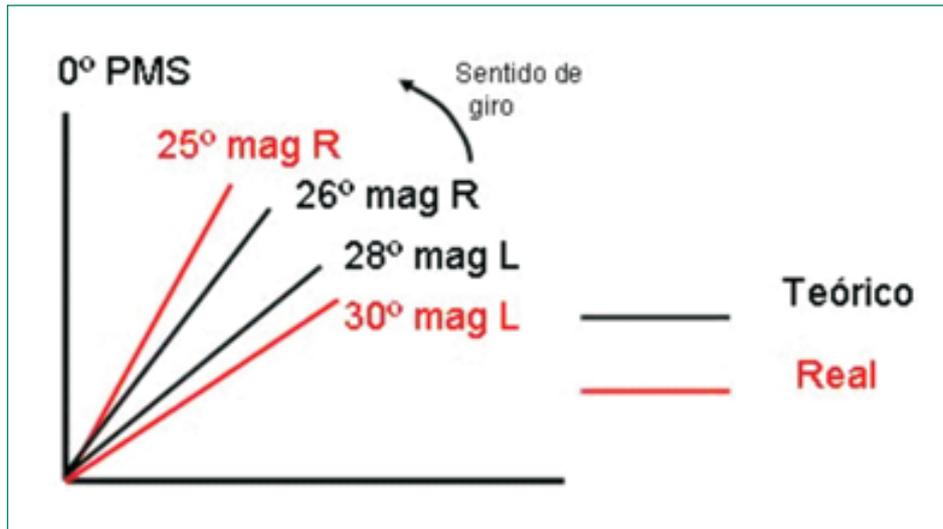
El filtro de aceite presentaba virutas metálicas y se observaba el aspecto negruzco del aceite debido a la gran cantidad de residuos carbonosos en suspensión.

No se pudo profundizar en el análisis del sistema de lubricación ya que la mayoría del mismo transcurría dentro del propio motor.

1.11.1.5. Sistema de ignición

Se comprobó el calado de las magnetos sobre el motor, observándose que la magneto derecha, que alimentaba las bujías superiores, estaba calada a 25 grados, un

grado por detrás de lo establecido en el manual de mantenimiento de la aeronave (26 grados)¹ y la magneto izquierda, que alimentaba las bujías inferiores, estaba calada a 30 grados, dos grados por delante de lo establecido en el manual de mantenimiento (28 grados).



Las bujías presentaban galgado normal, con coloración marrón y con trazas de carbón.

Se desmontaron los magnetos y se encontró que la magneto izquierda presentaba los platinos abiertos por encima de la separación normal.

1.11.1.6. Pruebas realizadas

Se realizó verificación de compresión de los cilindros con una presión de referencia de 80 psi obteniéndose los siguientes resultados:

Cilindro	Relación de compresión	Comentarios
1	80/68	Correcto
2	80/10	No correcto
3	80/0	No correcto
4	80/65	Correcto
5	80/65	Correcto. Pierde un poco por los segmentos
6	80/40	No correcto

¹ El ángulo que se indica es el que le falta al cigüeñal para que el pistón alcance el Punto Muerto Superior (PMS).

1.11.1.7. Desmontaje de los cilindros 2, 3 y 6

Se realizó el desmontaje de los cilindros 2, 3 y 6 que eran los que presentaban una relación de compresión incorrecta.

- a) En el cilindro 2 se observó que la válvula de admisión no giraba, ya que uno de los extremos estaba quemado.
- b) En el cilindro 6 se observó que los segmentos estaban en buen estado.
- c) El cilindro 3 tenía el pistón y los segmentos partidos. No presentaba síntomas de funcionamiento continuado con el pistón partido. Las válvulas presentaban un estado que se correspondía con la vida del motor.

1.11.2. *Declaraciones de los testigos*

1.11.2.1. Declaración del piloto

El piloto en su declaración manifestó que a los 35 ó 40 minutos de vuelo notó que los indicadores de temperatura del motor subieron y las revoluciones del motor comenzaron a bajar. El motor comenzó a atascarse y a funcionar irregularmente por lo que contactó con las dos aeronaves que lo acompañaban solicitando auxilio. Estas le indicaron que observaban que provenía humo del motor y le indicaron que volviera al campo de origen para aterrizar. El piloto decidió tomar en una zona lejos de núcleos urbanos ya que creía que no podría llegar al punto de origen.

A continuación realizó dos vueltas por la zona para observar un lugar apropiado para aterrizar e identificó un camino por donde no circulaba ninguna persona ni vehículo. Realizó la maniobra de aterrizaje y en un momento de la misma el plano derecho impactó con un poste lo que hizo que la avioneta realizara un giro, perdiendo el control e impactando contra un muro de tipo mallorquín (muro de piedra), produciéndose en la aeronave daños de diversa consideración.

1.12. Información adicional

1.12.1. *Problemas derivados de un calaje incorrecto de las magnetos*

Cuando se realiza un calaje inadecuado de las magnetos se puede producir una ignición anticipada, es decir, la chispa para inflamar la mezcla salta antes de lo establecido para una adecuada combustión, o una post ignición, la chispa salta después lo establecido para una adecuada combustión.

Tanto en un caso como en otro la combustión es menos eficaz y el rendimiento del motor es peor. En el caso de la preignición, se pueden producir detonaciones que podrían dar lugar a un deterioro del pistón.

2. ANÁLISIS

2.1. Análisis del vuelo

La aeronave despegó de Son Bonet con destino el aeropuerto de Palma de Mallorca. A los 35 minutos de vuelo el piloto observó un comportamiento anormal del motor, que podría ser debido a que en este momento se produjera el fallo de un pistón. Después de esto decidió realizar una toma de emergencia en un camino que encontró despejado de tránsito.

La toma se realizó correctamente pero el camino era demasiado estrecho y la aeronave impactó con un poste de hormigón con el plano derecho. Este impacto la hizo girar hacia el lado derecho y chocar contra un muro de piedra, que es lo que provocó más daños en la aeronave con rotura de la pata de morro y de diversas partes del motor.

2.2. Análisis de la inspección realizada al sistema motopropulsor

Durante la inspección que se realizó al sistema motopropulsor se encontraron dos anomalías:

1. El calado de las magnetos. La derecha estaba retrasada 1º respecto al manual. Esta diferencia respecto al calado nominal no es muy acusada y en operaciones de mantenimiento normales no es extraño encontrar esta desviación.

Sin embargo, la magneto izquierda estaba adelantada 2º y podría haber producido una preignición contribuyendo al deterioro del pistón número 3.

2. El cilindro número 3 tenía el pistón y los segmentos partidos, lo que seguramente provocó que el motor se comportara anormalmente y se produjera la pérdida de potencia que obligó al piloto a realizar una toma de emergencia. Al no tener información sobre el mantenimiento de este motor o la vida del mismo no se puede evaluar si el deterioro se produjo por un mantenimiento incorrecto.

3. CONCLUSIONES

3.1. Evidencias

- La aeronave tenía un certificado de aeronavegabilidad válido y en vigor.
- El piloto contaba con una licencia válida y en vigor.

- La aeronave inició el vuelo normalmente.
- El piloto notó una pérdida de potencia y decidió realizar un aterrizaje de emergencia.
- En la inspección del sistema motopropulsor se observó que:
 - El calado de las magnetos derecha e izquierda se desviaba de sus valores nominales 1° y 2° respectivamente.
 - El cilindro 3 tenía el pistón y los segmentos partidos.

3.2. Causas

La causa del accidente fue una pérdida de potencia del motor de la aeronave que obligó al piloto a realizar un aterrizaje de emergencia en una zona no adecuada provocando daños importantes en la aeronave. El bajo rendimiento del motor se debió probablemente a la rotura del pistón n.º 3 que pudo haberse originado por un calaje de las magnetos que se desviaba de los valores especificados.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 27 de noviembre de 2001; 15:15 horas
Lugar	Aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo)

AERONAVE

Matrícula	EC-GLA
Tipo y modelo	PIPER PA-23-250

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-540-C4B5
Número	2

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	24 años
Licencia	Piloto comercial de avión; instructor
Total horas de vuelo	1.075 horas
Horas de vuelo en el tipo	175 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

La aeronave se encontraba realizando tomas y despegues en el aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo) como parte de un vuelo de entrenamiento. A bordo se encontraban un alumno piloto y un instructor. En una de las tomas la aeronave rozó el suelo con ambas hélices.

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

La aeronave sufrió daños en las hélices y en flap y estribo derecho.

De la declaración del instructor se obtiene la siguiente información:

Se encontraban situados en viento en cola de la pista 08 cuando procedieron a leer la lista de chequeo correspondiente a «Antes de aterrizaje». Al pasar sobre la vertical de la cabecera 08 seleccionaron 1/4 de flap y al ir a bajar el tren observaron un tráfico muy próximo a ellos que no pertenecía al circuito. El instructor se hizo con los mandos de la aeronave, viró inmediatamente a base para evitar ese tráfico y al mismo tiempo seleccionó «full flap». Cuando se encontraba efectuando la recogida, una aeronave que se encontraba en el punto de espera para el despegue, les hizo indicaciones de que el tren no se hallaba extendido. Según el instructor, no habían percibido a bordo señal previa de no llevar el tren abajo. Inmediatamente el piloto actuó los mandos para subir el morro de la aeronave e incrementó la potencia del motor suavemente. En ese momento escuchó un ruido metálico por la derecha y supuso que la hélice del motor derecho había tocado el suelo. Verificó que los parámetros de los motores estaban en valores correctos y no apreció ninguna vibración anormal, tras lo cual decidió declarar emergencia y aterrizar por la pista 26, para lo cual realizó un giro de 180 grados y bajó el tren.

2. CONCLUSIONES

Dado que el tren se extendió correctamente en la toma definitiva en la pista 26, se puede establecer que la causa más probable del incidente fue que no se había actuado sobre el mando del tren para ordenar su extensión en la maniobra de aterrizaje previa por la pista 08.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 15 de octubre de 2003; 10:45 horas
Lugar	Proximidades de Malagón (Ciudad Real)

AERONAVE

Matrícula	EC-FBA
Tipo y modelo	PIPER BRAVE PA-36-375

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-720-D1CD
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	56 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	15.000 horas
Horas de vuelo en el tipo	10.000 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Huellas de aeronave en terreno de labor

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos
Fase del vuelo	Maniobrando

1. INFORMACION SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El piloto había despegado a las 8.30 de la mañana, hora local, para efectuar el traslado de la pista eventual de Fuenllana a la de Fuente el Fresno, ambas en la provincia de Ciudad Real.

Utilizando como base de operaciones esta última, debía incorporarse como apoyo a otra aeronave para realizar trabajos de fumigación contra la mosca del olivo en terrenos del término de Malagón, muy próximos a la población de Los Quiles, también ambas en la provincia de Ciudad Real.

A las 9:30 de la mañana comenzó los trabajos de fumigación tras despegar de la pista de Fuente el Fresno. El piloto, con la intención de fumigar la mayor cantidad de olivos por pasada, y por tanto reducir el número de éstas (entre la ida y la vuelta, consumía una carga completa de agente fumigador), procedía sobre los olivos de manera que su trayectoria formaba un ángulo aproximado de 45° con el trazado de una línea eléctrica de alta tensión que atravesaba la finca. La línea tenía una longitud de vanos en torno a 250-300 m, y la altura de los cables sobre el terreno en el punto más bajo de la catenaria era de unos 8 m.

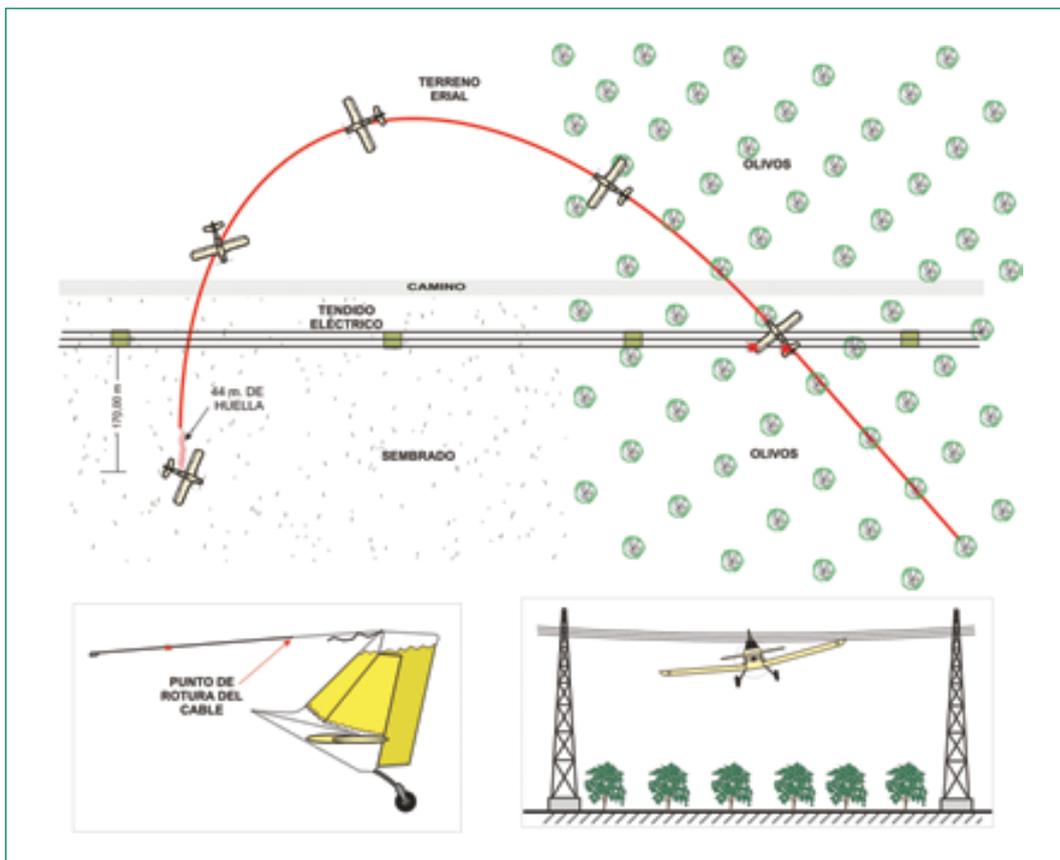


Figura 1. Croquis del accidente

Tras haber transcurrido una hora, y cuando se estaba procediendo con el cuarto vuelo, al intentar cruzar la línea eléctrica por debajo, se produjo el choque del empenaje vertical y extremo del ala izquierdo con los cables, que terminó ocasionando el desprendimiento de la deriva completa.

Como consecuencia del choque se perdió el control direccional de la aeronave. El piloto decidió entonces realizar una toma de emergencia en un campo de labor anejo. El aterrizaje se realizó manteniendo el avión una actitud con elevado ángulo de guiñada a la izquierda. Tras un primer contacto del tren de aterrizaje con el terreno, se produjo la rotura de ese elemento, siguiendo posteriormente a lo largo de unos 44 m un arrastre de la aeronave apoyada en el fuselaje y en el plano derecho, lo que originó graves desperfectos en su parte inferior, hasta que al fin se detuvo a una distancia de 170 m aproximadamente de la línea eléctrica (véase figura 1).

El piloto, equipado con el casco protector, abandonó por sus propios medios la aeronave sin ninguna lesión reseñable, resultado al que pudo contribuir un correcto funcionamiento del cinturón de seguridad.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

Como consecuencia de los impactos de la aeronave, contra los cables primero y con el terreno después, se produjeron múltiples daños, entre los que destacan:

- Cristal protector faro de aterrizaje del ala izquierdo roto.
- Deriva rota y desprendida.



Foto 1. Zona de rotura del empenaje vertical

- Timón de dirección desprendido de anclaje y roto.
- Tren de aterrizaje destrozado.
- Rotura del borde de ataque e intradós del ala derecho en su extremo.
- Desprendimiento y rotura de pértigas fumigadoras.
- Motor con daños.
- Hélice con palas dobladas y rotas en los extremos.

1.3. Información sobre la tripulación

1.3.1. *Licencias y habilitaciones*

El piloto disponía de Licencia de piloto comercial de avión y con las habilitaciones correspondientes a monomotores terrestres y vuelo visual.



Foto 2. Deriva

Así mismo estaba autorizado para la realización de operaciones aéreas de carácter agroforestal, en virtud del Real Decreto 1684/2000. Se había presentado una solicitud para esa autorización ante la Dirección General de Aviación Civil (DGAC), con fecha 8 de febrero de 2001. La concesión de la autorización fue notificada por la DGAC el 14 de agosto de 2001.

1.3.2. *Actividad*

El día del accidente llevaba volando 1 h y 40 minutos, repartidos en cuatro vuelos. Anteriormente había permanecido sin volar en condición de presencia física, y el último pe-

río de actividad volando se llevó a cabo el día 13 de octubre durante 1 h y 50 minutos. Durante los treinta días anteriores al accidente había realizado un total de 24 horas y 5 minutos.

1.4. Información de la aeronave

La aeronave disponía de un certificado de aeronavegabilidad válido hasta el día 25 de junio de 2004. La aeronave llevaba acumuladas 3.761:55 horas de vuelo.

La última revisión de 100 horas se había realizado el 22 de septiembre de 2003 con 3.744:30 horas totales acumuladas.

1.5. Declaración del piloto

En su declaración, el piloto indicó que cuando realizaba las pasadas cruzaba la línea eléctrica por debajo, pues consideraba disponer de espacio suficiente. En el transcurso del cuarto vuelo, cuando se disponía a cruzar por debajo de los cables, se percató de un golpe en la parte posterior de la aeronave, advirtiéndole de inmediato que no poseía control direccional sobre ésta, pues aunque la aeronave se encontraba virando no era por decisión suya. Trató de enderezar la dirección y corregir rumbo metiendo potencia, y aunque le pareció que inicialmente el avión respondía, ante la incertidumbre de la posterior trayectoria y la idoneidad del campo totalmente despejado a su alrededor decidió realizar una toma de emergencia.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

De la declaración del piloto se sabe que la trayectoria de la aeronave una vez producido el choque con la línea eléctrica era un viraje suave y continuado a izquierdas, que no obedecía a órdenes de mando de pilotaje, y dado que los restos de deriva y timón aunque desprendidos aparecieron próximos a la aeronave, se está en condiciones de afirmar que el desprendimiento total de estos no se produce hasta el impacto con el terreno.

Por otro lado, de la observación del cable protector de la aeronave, que discurre desde el techo de la cabina hasta el extremo superior de la deriva, se detecta un primer punto deteriorado que fue el que soportó el impacto inicial, cumpliendo correctamente su misión, pues además de proteger del contacto directo a la estructura del empenaje vertical, absorbió la cantidad de energía suficiente como para impedir que deriva y timón se desprendieran inmediatamente de la aeronave, lo que propició poder mantener una cierta estabilidad direccional tras el golpe y dio un margen de tiempo para poder realizar un aterrizaje de emergencia en condiciones aceptables.

De la observación del extremo del ala izquierdo, donde se comprobó que el cristal protector del faro de aterrizaje (encontrado en la zona de impacto bajo los cables de la línea eléctrica) estaba roto y que la superficie del extradós presentaba rozaduras, se puede deducir que el cable eléctrico contactó con esa parte del ala. Para que esta situación se produjera, la actitud de la aeronave en el momento de cruzar la línea y golpear con el cable de protección tuvo que ser de ligero alabeo a la derecha con el ala izquierda elevada respecto a la horizontal. El hecho de que la aeronave en el momento de atravesar la línea eléctrica se encontrara en esa actitud de alabeo, indica que el piloto no había apreciado correctamente el estrecho margen de espacio disponible por debajo de los cables, ya que en esa actitud, la aeronave compromete una superficie mayor que en vuelo rectilíneo, contribuyendo a reducir más ese espacio disponible y aumentando las posibilidades de impacto.

Es posible que después de varias pasadas por debajo del tendido, el piloto se confiara, hasta el punto de no prestar la suficiente importancia a la altura y actitud de la aeronave en el momento del cruce con la línea eléctrica.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 15 de octubre de 2003; 18:15 horas
Lugar	Finca «San Nicolás», municipio de Salteras (Sevilla)

AERONAVE

Matrícula	EC-ENC
Tipo y modelo	CESSNA T-188-C

Motores

Tipo y modelo	TELEDINE CONTINENTAL TSIO-520-T
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	36 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	4.317 horas
Horas de vuelo en el tipo	1.146 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación		1	
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Línea eléctrica

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Comercial – Trabajos agrícolas
Fase del vuelo	Recorrido de aplicación

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave se encontraba haciendo un tratamiento aéreo con líquido sobre una parcela plantada de algodón, ubicada en el término municipal de Salteras (Sevilla).

Dicha parcela, de forma bastante regular, tenía su lado de mayor longitud orientado en dirección noroeste-sureste. Casi perpendicular a esta orientación y muy próxima a uno de sus bordes discurría una línea eléctrica de alta tensión.

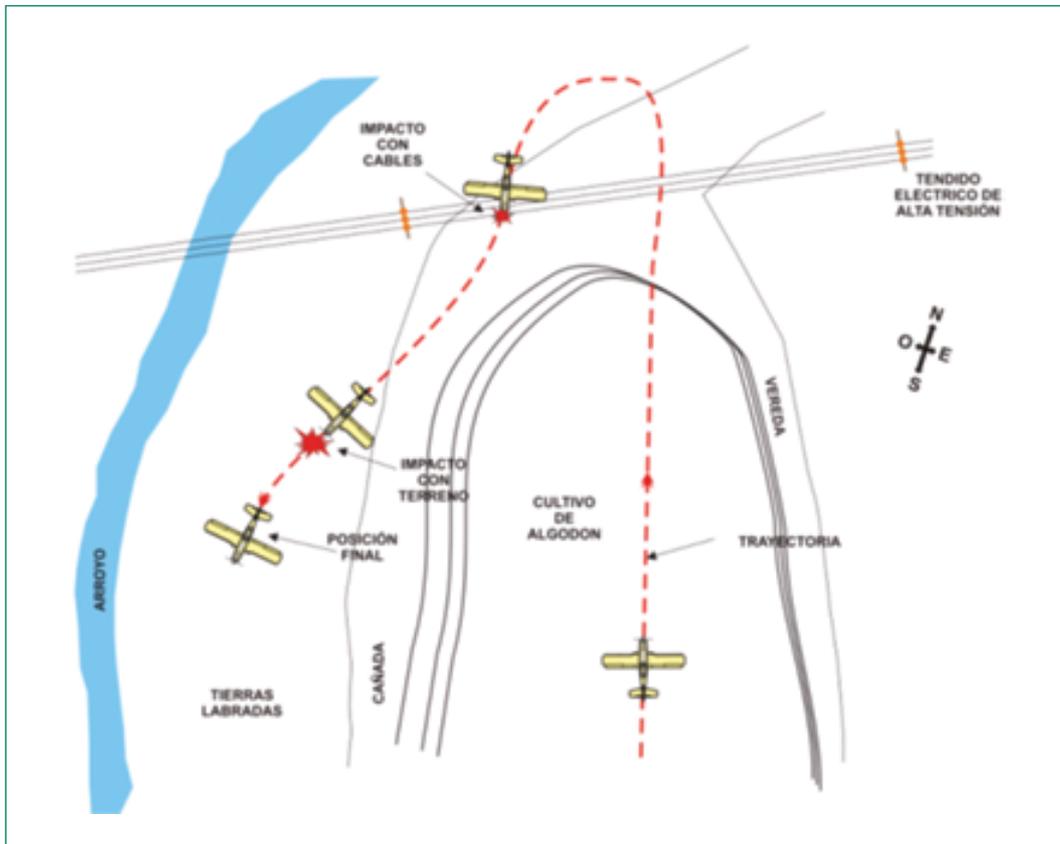


Figura 1. Croquis del accidente

El piloto hacía las pasadas de tratamiento siguiendo la orientación del lado de mayor longitud de la parcela, por lo que pasaba bajo la línea eléctrica al finalizar las pasadas cuando volaba hacia el noroeste, o al inicio de ellas cuando lo hacía en dirección contraria.

Inició la que había de ser la penúltima pasada en dirección noroeste, recorrió la parcela, pasó bajo la línea eléctrica y luego ejecutó un viraje de 180°, con objeto de orientar la aeronave en dirección sureste para ejecutar la última pasada.

Se aproximó a la línea eléctrica, pero esta vez no pasó bajo ella, sino que impactó contra dos de los cables. Uno de ellos interfirió con el plano izquierdo y la hélice llegando a producir la parada del motor antes de romperse. El otro cable chocó contra el plano derecho y la cuchilla cortacables situada en el frontal de cabina, que acabó cortándolo.

Una vez que la aeronave se vio liberada de los cables, continuó volando impulsada únicamente por la energía cinética que aún le quedaba, lo que le permitió desplazarse unos 500 metros, durante los que describió un viraje hacia la derecha en dirección a un campo de labor, hasta que impactó contra el terreno.

En este impacto se desprendió la pata izquierda del tren principal de aterrizaje, el borde marginal del plano izquierdo y las pértigas de fumigación de ese mismo lado. La aeronave siguió deslizándose sobre el terreno quedando detenida unos pocos metros más allá.

Aunque se derramó combustible de los depósitos de la aeronave, no se produjo su inflamación.

1.2. Lesiones a personas

El piloto, único ocupante de la aeronave sufrió lesiones en la columna vertebral y las costillas, por las que hubo de ser ingresado en el hospital, permaneciendo en él durante más de 48 horas.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

A consecuencia de los impactos contra los cables y el terreno, la aeronave resultó con múltiples daños, de los cuales los más importantes fueron los siguientes:

- Hélice doblada en todas sus palas.
- Motor con grandes daños y deformación de la bancada.
- Ambos planos presentaban roturas, habiendo sufrido deformaciones las riostras.
- La pata izquierda del tren de aterrizaje principal fue arrancada, y la derecha quedó plegada bajo el ala, al romperse alguna de sus sujeciones a la estructura. Las cuchillas cortacables con las que están dotadas ambas patas mostraban claras señales de haber chocado contra uno de los cables, lo que probablemente produjo su corte.
- El fuselaje aparecía retorcido. La cuchilla cortacables situada en el frontal de cabina estaba deformada y mostraba evidencias del impacto de un cable, que probablemente fue cortado por ella.



Foto 1. Cuchilla cortacables

1.4. Otros daños

Los dos cables de la línea eléctrica de alta tensión, cuyo calibre era de unos 25 mm, con los que impactó la aeronave, fueron cortados, no afectando el impacto a las torres de sujeción del tendido eléctrico.

1.5. Información sobre la tripulación

1.5.1. *Licencias y habilitaciones*

El piloto disponía de una licencia válida de piloto comercial de avión, habilitaciones para monomotores y multimotores terrestres, Air Tractor, y vuelo instrumental. Su experiencia de vuelo se elevaba a unas 4.317 horas, de las cuales alrededor de 1.146 eran en el tipo de aeronave que sufrió el accidente.

El Real Decreto 1684/2000, de 6 de octubre, por el que se establece la habilitación de piloto agroforestal, regula las condiciones y requisitos necesarios para la obtención y renovación de esta habilitación. Más concretamente, el punto 1 de la disposición transitoria única de dicho Real Decreto, establece que los titulares de licencias profesionales de avión o de helicóptero que justifiquen la realización de, al menos, 100 horas de vuelo en actividades agroforestales podrán solicitar en el plazo de 4 meses desde la entrada en vigor del referido Real Decreto, la anotación de la habilitación de piloto agro-

forestal, que se concederá por la Dirección General de Aviación Civil una vez hayan superado una verificación de competencia.

Por otra parte, el punto 3 de la citada disposición transitoria única, prevé que la presentación de la solicitud y de la documentación que la debe acompañar, en el plazo indicado en el apartado 1, autorizará al solicitante a realizar operaciones aéreas de carácter agroforestal en tanto no se resuelva sobre su solicitud.

A tal efecto, el piloto que sufrió este accidente solicitó, el día 8 de marzo de 2001, a la Dirección General de Aviación Civil, la anotación en su licencia de la habilitación de piloto agroforestal.

La Dirección General de Aviación Civil, mediante escrito de fecha 18 de abril de 2001, notificó al piloto que había tenido entrada su documentación solicitando la anotación de aplicador agroforestal en su licencia de vuelo, y que de acuerdo al punto 3 de la de disposición transitoria única del Real Decreto 1684/2000, quedaba autorizado a realizar operaciones aéreas de carácter agroforestal, en tanto no se resolviera su solicitud.



Foto 2. Estado de la hélice

A pesar del tiempo transcurrido desde que formuló la solicitud hasta el momento en que ocurrió el accidente, casi 30 meses, ésta continuaba sin resolver.

1.5.2. *Otros antecedentes*

Se tiene conocimiento de otros casos similares a éste. Por ejemplo, el del piloto del accidente A-066/2003, presentó la solicitud de anotación de la habilitación de piloto agroforestal el día 8 de febrero de 2001.

Este otro piloto recibió una notificación de la Dirección General de Aviación Civil, de fecha 14 de agosto de 2001, en los mismos términos que la recibida por el piloto del caso ahora estudiado, y, al igual que éste, más de dos años después, seguía sin resolverse.

1.5.3. *Actividad*

Durante los treinta días previos al accidente, el piloto había realizado 52 vuelos con una duración total de 8:15 horas.

El día anterior al que tuvo lugar el evento había hecho 6 vuelos con una duración total de 1 hora.

El vuelo en el que ocurrió el accidente era el segundo que llevaba a cabo ese día.

1.6. Información de la aeronave

1.6.1. *Aeronavegabilidad y mantenimiento de la aeronave*

La aeronave disponía de un certificado de aeronavegabilidad válido hasta el día 21 de abril de 2004. En el momento en que sufrió el accidente, la aeronave tenía un total de 3.020:20 horas.

La última revisión de mantenimiento, de 100 horas, había sido cumplimentada el 6 de abril de 2003, cuando la aeronave contaba con un total de 2.943 horas.

1.7. Declaración del piloto

En su declaración, el piloto indicó que tras efectuar el viraje de 180° para entrar en la pasada, miró hacia su izquierda y vio que había sobrepasado el apoyo de la línea eléc-

trica situado a ese lado, y, a continuación miró hacia delante, no apreciando la presencia de los cables, por lo que dedujo que la línea eléctrica había quedado detrás. Seguidamente alineó la aeronave con los señaleros y se dispuso a dar la pasada, impactando inmediatamente contra los cables.

Asimismo, añadió que posiblemente no vio los cables del tendido eléctrico a causa del sol, que lo tenía prácticamente de cara y a poca altura sobre el horizonte.

2. ANÁLISIS

Las cuchillas cortacables situadas en las patas del tren principal y en el frontal de cabina actuaron correctamente. De no haber sido así, la aeronave hubiese caído a los pies de los cables, en cuyo caso, la violencia del impacto con el suelo habría sido bastante mayor.

Teniendo en cuenta el ángulo que la trayectoria de la aeronave formaba con la línea eléctrica, alrededor de 75°, y la distancia a la que se encontraba el apoyo de ésta situado a su izquierda, alrededor de 200 metros, podemos estimar que cuando la aeronave se encontraba a la altura del apoyo izquierdo, los cables estaban unos 50 metros por delante en la dirección de vuelo.

Por otra parte, a la hora en que tuvo lugar el accidente el sol se encontraba al suroeste y a poca altura sobre el horizonte, es decir, en un rumbo muy similar al que debía encontrarse el apoyo derecho de la línea eléctrica visto desde la aeronave. Esta circunstancia probablemente impidió al piloto visualizar dicho apoyo. Esta hipótesis se ve avalada por la declaración del piloto, que indica que estimó su posición basándose únicamente en la referencia que le facilitaba el apoyo izquierdo, por impedírsele el sol.

Con respecto a la habilitación de piloto agroforestal, conviene indicar que, con carácter general su validez es de dos años, siendo necesario para su renovación que el titular supere una verificación de competencia realizada por un examinador autorizado por la Dirección General de Aviación Civil.

Así pues, se da la paradoja que cualquier piloto que hubiera obtenido esta habilitación en la misma fecha en la que el piloto del accidente ahora analizado obtuvo la autorización «provisional» para realizar operaciones aéreas de carácter agroforestal, en tanto no se resolviera su solicitud, no sólo tendría que haber superado la verificación de competencia requerida para la obtención de la habilitación, sino que, dado el tiempo transcurrido, tendría que haber renovado su licencia, para lo cual debería haber superado una nueva verificación de competencia, en tanto que el piloto con la autorización «provisional» no ha sido verificado.

3.- CONCLUSIONES

A la vista de lo anterior, se considera que este accidente fue debido al error del piloto para mantener una trayectoria separada de los cables del tendido eléctrico. La posición de sol fue un factor contribuyente, ya que impidió al piloto tomar referencias respecto al apoyo de la línea eléctrica situado a su derecha.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

El preámbulo del Real Decreto 1684/2000, de 6 de octubre, por el que se establece la habilitación de piloto agroforestal, expone que el objeto del mismo es «incrementar la seguridad de las operaciones indicadas y de los pilotos que las realizan...». Este objetivo será difícilmente alcanzable mientras persistan situaciones como la ahora descrita. Por ello:

REC 06/04. Se recomienda a la Dirección General de Aviación Civil que adopte las medidas necesarias, a fin de agilizar la resolución de las solicitudes de anotación de la habilitación de pilotos agroforestales formuladas en base a lo establecido en la disposición transitoria única del Real Real Decreto 1684/2000.

ADDENDA

<u>Reference</u>	<u>Date</u>	<u>Registration</u>	<u>Aircraft</u>	<u>Place of the event</u>	
A-044/2001	08-08-2001	EC-FJG	Piper PA-36-300	Fuentesaúco Fuentidueña (Segovia)..	45
IN-053/2001	01-10-2001	D-EJUS	Cessna F172G	Cala Marsal (Palma de Mallorca)	57

Foreword

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

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

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

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

Abbreviations

00 °C	Degrees Celsius
00° 00' 00"	Degrees, minutes and seconds
AAENA	«Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea», ATC services provider
AGL	Above Ground Level
ATC	Air Traffic Control
CVR	Cockpit Voice Recorder
DH	Decision Height
DME	Distance Measuring Equipment
E	East
ECAM	Engine and Crew Alerting Monitoring
FDR	Flight Data Recorder
ft	ft
g	Acceleration of the gravity
GPWS	Ground Proximity Warning System
h: min: seg	Hours, minutes and seconds
hPa	Hectopascal
IAS	Indicated Airspeed
IFR	Instrument Flight Rules
KCAS	Knots of calibrated airspeed
Kms	Kilometers
Kts	Knots
Kw	Kilowatt
lbs	Pounds
LH	Left
m	Meters
mb	Milibars
METAR	Aviation Routine Weather Report
MHz	Megahertz
N	North
N/A	Not affected
MN	Nautical mile
P/N	Part Number
QNH	The pressure at mean sea level (MSL) calculated from the barometric pressure at ground level using the ICAO STD for the part between MSL and ground level.
RH	Right
S/N	Serial number
TWR	Control Tower
U T C	Universal Time Coordinated
VMC	Visual Meteorological Conditions
W	West

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Wednesday, 2001 August 8th; 9:30 hours
Site	Fuentesaúco de Fuentidueña (Segovia)

AIRCRAFT

Registration	EC-FJG
Type and model	PIPER PA-36-300

Engines

Type and model	LYCOMING IO-540-K1G5
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	32 years
Licence	Airplane commercial pilot
Total flight hours	250 hours
Flight hours on the type	Without data

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor
Crew		1	
Passengers			
Third persons			

DAMAGES

Aircraft	Important
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Aerial work – Commercial – Agricultural
Phase of flight	Manoeuvring – low flying

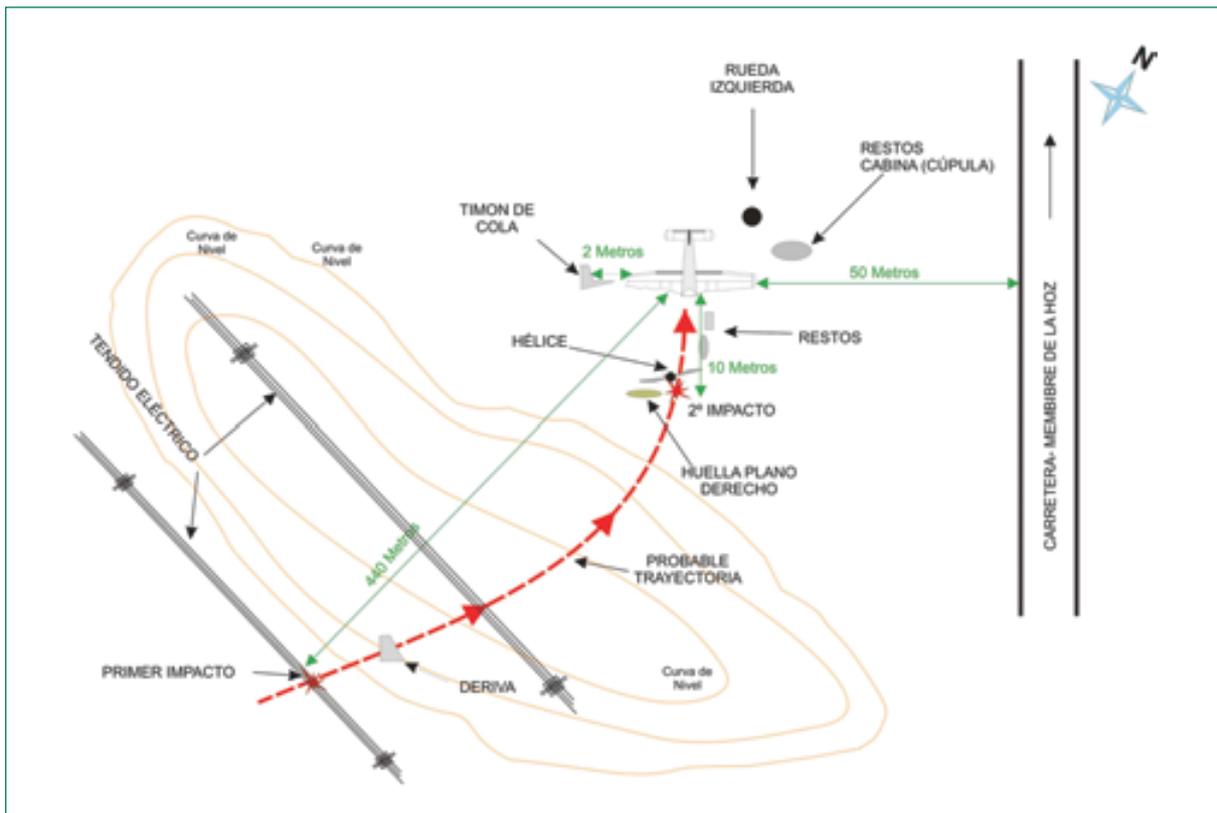
1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight



The pilot was fumigating on an irregularly-shaped beet field. A power line ran along the side of the field. Beyond the power line, the land rose forming a hill, with a second power line behind it. The pilot was carrying out the spray runs so that at the end of each run he would pass under the first power line, then immediately climb to clear both the hill and the second power line, and finally turn to begin another spray run.

During what was supposed to be the last spray run, with the hopper practically empty, the aircraft impacted against the two lowermost wires of the three-wire power line that ran along the edge of the field being sprayed. These impacts were produced somewhere in between the protective cable that goes from the wire cutting sheet located in the front of the cabin to the uppermost end of the vertical stabilizer (fin).



Due to the impact with these two wires the fin and rudder were detached from the aircraft, although the latter remained linked to the fuselage through the control cables. The electric wires were left frayed and tangled, but remained in place without breaking completely.

Then the aircraft impacted with the terrain about 440 metres from the point where contact was made with the power line, approximately in the same direction as the spray run.

1.2. Markings of impact against terrain and wreckage distribution

On the ground, an impact marking was found of the leading edge of a wing. Beside that mark, the impacts of the nose and the aircraft engine were found. This is where the propeller became detached.

The aircraft was left 10 metres away from the aforementioned marks in a normal attitude, but turned approximately 180° with respect to the direction of flight.

The aircraft's nose and engine were crushed rearward and downwards. In other words, the nose was almost entirely deformed up to the leading edge of the wing, the landing gear and half of the hopper's length.

The right wing showed signs of a strong impact on the exterior two-thirds of the leading and marginal edges. The left wing did not show any signs of significant damage.

1.3. Interview with the pilot

Investigators had the chance to interview the pilot once he had recuperated from his multiple injuries in order to learn about the sequence of events in more detail. The following is a summary of the information obtained:

He carried out the last spray run and when he was passing under the power line he heard a noise, like a vibrating metal sheet, which he interpreted as the aircraft getting entangled with an electric wire. Comments he had heard other pilots make about what happened in these cases immediately came to mind: «first you notice the entanglement and afterwards a sudden jerk is felt when the cable becomes taut». As a result, once he heard the sound, he did not take any action and waited for the sudden jerk. When this occurred, his left hand, held over the liquid tap lever, was torn by the lever, causing him a great deal of pain. He also recalled that at the moment of the pull, he heard the sound of the tearing of the two vertical straps of the safety harness.



He also noted at the moment of the jerk that a lot of air was entering from the back, and therefore he realized that he had lost the vertical empennage.

Since the aircraft continued flying he initiated the emergency landing procedure, and made a shallow turn to the left, in order to find a suitable field to land. When he first saw an appropriate reaped grain field he reduced power, without completely closing the throttle because he remembered of an accident of a colleague where an aircraft had similarly got entangled with a cable and lost the vertical stabilizer in which, when the pilot closed the throttle down, the aircraft fell suddenly to the ground.

He extended the flaps and carried out the landing in a relatively gentle manner, although once on the ground the landing roll was quite rough. To shut the engine down, he pulled and turned

hardly the mixture lever with his left hand, and he fell unconscious because that hand was injured.

When he recovered the consciousness, the aircraft was falling steeply nose down to the ground, his body was hanging head down from the harness straps and his head was leaned towards his chest. He could see how the straps had an intense blue color and how they broke due to the weight of his body before the impact, the left strap in first place and then the right strap. He did not remember views of the exterior previous to the impact.

2. ANALYSIS

2.1. Impact sequence

According to the damages observed on the fin and on the sheet of the wire deflecting cable of the aircraft, the sequence of the impacts with the high tension power wires can be intended to be deduced as follows:

- a) One of the electric wires was jammed in the sheet of the end of the wire deflecting cable of the aircraft and eventually broke that cable due to shearing. The cable

remained joined in the other end to the wire cut blade installed on the roof of the aircraft.

- b) One of the electric wires went above the sheet of the end of the wire deflecting cable and left scratches and other witness marks there.
- c) The catenary of the wire deflecting cable was deformed in such a manner that produced interference with the leading edge of the vertical fin from a point located half a meter below the fitting of the wire deflecting cable.



- d) The sheet of the end of the wire deflecting cable was deformed towards the left, in the same manner as the deformation noted on the leading edge of the fin. The sheet twisted to the left and broke from its fitting to the fin, which is also coherent with the previous deformations.



- e) The interference of the electric wire with the fin and the significant increase of the curvature of the catenary of the wire deflecting cable show that the rear end of that cable moved due to either the breakage of its fitting to the fin or the breakage of one fitting of the fin base.

Consequently, the most likely hypothesis is that the first wire slipped over the wire deflecting cable and passed

above the vertical stabilizer. The fin and the rudder remained in place, but it is possible that the catenary of the wire deflecting cable increased and the sheet of the end of the cable was deformed and even the attachment of the fin to the fuselage was damaged.

The impact of the second electric wire eventually damaged the weakest fitting, in such a manner that the relative position of the rear end of the cable was changed. Due to this fact, the electric wire was trapped in the sheet of the deflecting cable cutting it at that point. At the same time, the increase of the catenary allowed the interference of the electric wire with the leading edge of the fin, in which it finally was locked producing the detachment of the fin from the fuselage.



Although no marks of the landing of the aircraft previous to the final impact into the ground were found, due to the fact the area had been subject to intense traffic of vehicles and personnel of the emergency services, that also prepared firebreaks, it is probable that the landing was carried out in a gentle manner, as stated by the pilot.

The marks of the final impact were well noted and documented. The aircraft wreckage was concentrated in a very small area around the spot where it impacted against the terrain, with the exception of the vertical stabilizer that was found in the vicinity of the power line where the first impact occurred. That shows that the impact with terrain had a large vertical component. On the other hand, in light of the damages suffered by the aircraft and the markings left on the terrain, it is presumed that the aircraft was close to an inverted flight at the time of the final impact.

It is quite probable that after the landing the aircraft was uncontrolled, due to the loss of consciousness of the pilot and the high speed of the aircraft, together with the big amount of lift produced by the wing in the full flap configuration that made the aircraft to become airborne again until it fell crashing heavily into the ground.

During this impact, the two upper chest straps of the safety harness might have finished breaking, allowing the upper body of the pilot to be thrust forward until impacting against the instrument panel, mainly with his head. This caused serious injuries to his face that put his life at risk.

2.2. Aircraft controllability

During the first impact with the power line, the aircraft lost its vertical stabiliser and rudder. The loss of the vertical stabilizer makes the aircraft flight to be unstable and not having the rudder, the pilot is unable to counter this instability. In this situation turn out well:

- Land as soon as possible (not prolonging the flight until a better landing site is found).

- Reduce to the utmost actions that might result in forces acting upon the vertical axis.
- Handle the flight and engine controls gently.



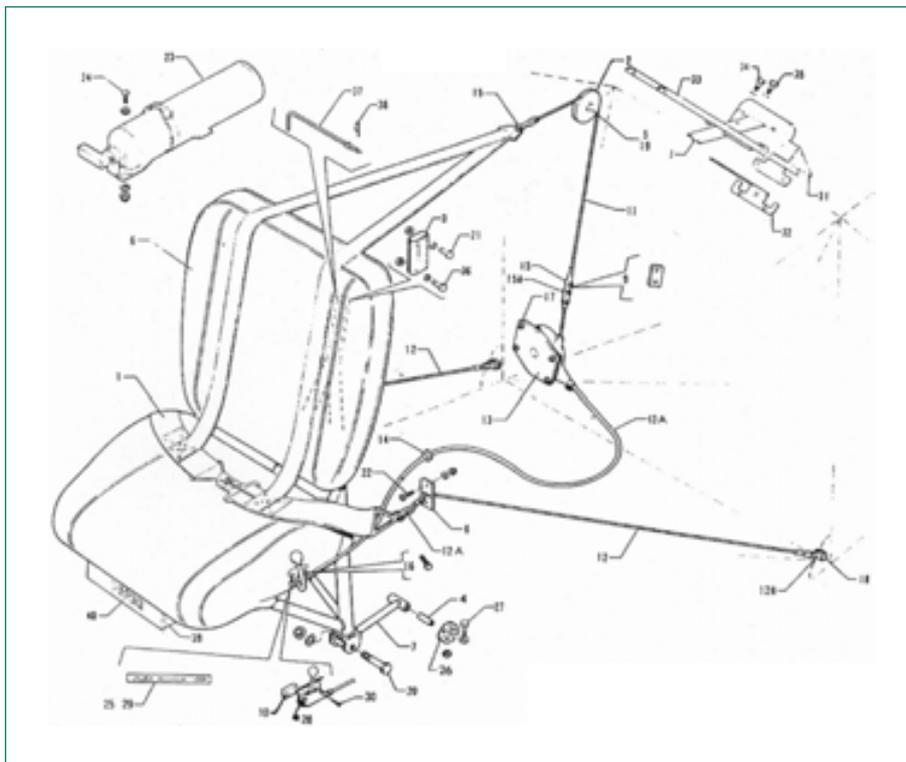
2.3. Evaluation of survival factors

As has already been stated, during the impact the two upper chest semi-straps of the safety harness were torn, allowing the upper body of the pilot to be thrust forward until impacting, mainly his head, against the instrument panel, causing serious injuries to his face.

2.3.1. Safety harness properties

The entire safety harness unit (see diagram) is composed of the following parts:

- Safety harness lap belt which is divided into two parts that are joined to each other through a buckle and that are attached to the structure of the aircraft. Sewn to the safety harness lap belt are two chest straps, one on each part, that make up the lower part of the shoulder straps.



- The upper part of the harness is formed by a single item that has each end joined to each one of the lower shoulder straps through a fitting that also adjusts the length of the strap. In the upper part it passes through the buckle that joins to a tightening cable so that when it folds over it forms the two upper chest semi-straps. This upper chest strap is sewn onto itself in the area next to the buckle.

This last component (upper semi-straps of the safety harness unit) which was torn during the impact with the terrain, could not be recovered. However, the rest of the components that make up the harness were found, that is, the lower part of the safety belt. Therefore, the lower part of the shoulder straps was obtained. Identification marks were not found on the lower part of safety belt recovered.

These components were sent to the National Institute of Aerospace Technology (Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial, INTA) for analysing.

2.3.2. *Technical specifications applicable to safety harnesses*

The aircraft PA-36-300 has a Type Certificate number A10SO issued by Aeronautical Authority of USA on date 19th December 1974, like Restricted Category aircraft and a MTOW of 4.800 pounds (2177 Kp). According to this Type Certificate, the airworthiness regulations for certification wasd FAR 23, effective February 1st, 1965; and including amendments 23-1 through 23-6 dated August 1st, 1967; with a few exceptions based on its operational limitations because of its Restricted Category.

At that moment, the main paragraphs applying to the conditions of the safety harnesses into FAR 23 were 23-561, 23-785 and 23-1413. Basically, the aircrafts certified under FAR 23 on Normal Category must be able to support 3 g's upward and 9 g's forward. The attachment points to the structure must be able to support these loads multiplied by a fitting factor of 1.33.

It is remarkable that FAR 23 does not point out that the seatings or restraint systems must be «approved», as it is point out by FAR 25 («approved» is considered like carry out with corresponding TSO). Nevertheless though it is not explicit asked, the normal way is that the safety harnesses carry out with corresponding TSO. In the case of PA-36, it would be the TSO C-22-f of 1972. On the straps of safety harnesses recovered we did not found marks or stamps of branch and certification, well due to they had been loss, as they would be on straps did not recover.

The FAA Technical Standard Order TSO C-22-f defined the minimum performance standards for seat bealts and required that they meet the standards set out in National Aircraft Standards (NAS) Specification 802, with some exceptions. One of this exceptions is that NAS 802 requirede a minimum rated strength for a belt assembly of 3000 pounds, and however the TSO C-22-f specified that this be reduced to 1500 pounds

(680 kp) (6674 Nw). It also is specified that minimum breaking strength of the webbing shall be at least the 150% of the assembly rated minimum strength, ie 2250 pounds (1020 kp) (10012 Nw).

Also are defined the conditions under testing to check the strength should be carried out, whether for web straps as for restraint system. Both cases by tensioning the loads over the samples at a maximum rate of 4 inch by second (10,16 cm/sg).

According to these airworthiness regulations and technical requirements that are suitable to this safety harness, we must suppose that the web straps had in origin an ultimate strength included into 1500 and 2250 pounds (from 680 kp to 1020 kp) (from 6674 Nw to 10012 Nw).

2.3.3. *Visual inspection of safety harness*

At the point where the chest strap is sewn to the lap strap, a hand-made stitch can be observed. A marked discoloration is also observed in the lower chest straps if, once the lap straps have been unsewn, the areas that have been exposed to the sun are compared to those that have not been. This discoloration suggests deterioration in the shoulder straps caused by ultraviolet radiation, although the deterioration is difficult to quantify based only on this fact.



In this regard, it must be taken into account that in addition to atmospheric agents, seat harnesses are also exposed to the chemical substances present in the treatment products used which could modify their properties without significantly altering their appearance.

2.3.4. *Testing of safety harnesses*

A tensile test was carried out on two samples obtained from one of the chest straps, which had previously been unsewn from the lap strap. The second strap has been set aside in case another type of testing is needed under different conditions or according to some regulation that has yet to be found. It is assumed, however, that both shoulder straps are in similar conditions.

The following results were obtained for the ultimate strength prior to tearing:

- Sample #1: 129 Kp (1265 Nw).
- Sample #2: 120 Kp (1176 Nw).

In both cases, the fraying began at about half the maximum load. The speed of load applied to the sample was 0,166 cm/sg, below the maximum tensioning rate specified by TSO C-22-f.

It is considered definitive the fact that the results obtained were significantly lower than those stated in the aforementioned regulations, lead one to believe that the properties of the shoulder straps did not withstand the stresses to which they were designed.

The upper semi-straps that tore during the accident could have had a lower load to failure than that of the semi-straps tested (lower) because that is where the failure took place and that has to be the weakest point.

On the other hand, there is a prior case of an accident involving another aircraft of a similar model whose harness showed apparent signs of severe deterioration. This harness was submitted at the time to the same type of tensile testing as in the aircraft in this accident, resulting in an average load to failure of 697 Kp (6.832 Nw).

Comparing the results obtained in both tests, it can be seen that the loads to failure of the harness of the aircraft involved in this report are around 5 times lower than those corresponding to the other aircraft. This leads one to conclude that its deterioration was extremely severe, despite the fact that its appearance was better.

Lastly, results are available from a tensile test done to a harness from another kind of aircraft, specifically a glider model Schleicher Ka-6-BR, registration marks PH-1204, that suffered an accident in Spain (reference A-037/2002) 24th of June 2002, even though in this case the sample tested was from the waist harness instead of the chest straps. In this test the load to failure was about 2.750 Kp (26.968 Nw). This harness, considered to be in good condition, supported loads twenty times greater than the sample analysed in this report.

2.3.5. *Other background information*

Two reports have been found, one from the UK Aircraft Accident Investigation Branch (AAIB) (Ref. EW/C96/8/12. Bulletin n° 2/97) and the other from the US National Transportation Safety Board (NTSB), (Ident. SEA97LA104. Cessna T188C, N3152J) that deal with cases very similar to the present one with respect to the tearing of the safety harnesses.

In the first case, the harness straps had a design ultimate strength of 1100 lb. (499 Kp., 4.893 Nw) and the tests resulted in loads to failure between 256 and 518 lb. (116

Kp/1.139 Nw and 235 Kp/2.304 Nw). A safety recommendation was made to the Civil Aviation Authority to carry out an inspection programme for safety harnesses in order to determine their fitness for continued use and, if need be, to impose a life limitation on them.

The second case involved an aircraft of a restricted category (agricultural) whose harness, the one originally installed in the aircraft, had a single shoulder strap with significant deterioration due to ultraviolet radiation. The recommendations set forth by the NTSB lead the aircraft manufacturer to send out a service bulletin asking to replace the original safety harnesses of certain aircraft within a maximum time period of one year.

2.3.6. *Safety belt maintenance*

The aircraft's maintenance manual states that the safety harnesses should be replaced when they are cut, frayed or showing significant signs of deterioration. With regards to this, it should be noted that the harness parts recovered from the aircraft did not show any of the aforementioned signs of deterioration. The only thing that was observed was discoloration when the harnesses were unsewn and areas previously unexposed to the sun came into view.

The age of the harness has not been determined since neither the safety harness nor the aircraft documentation contained this information. The evidence found in this accident lead one to believe that safety harnesses with a considerable amount of deterioration may be currently in use.

3. CONCLUSIONS

3.1. Findings

The system of protection of the aircraft against the impact with electrical wires was damaged by the impact with the first of the wires. This damage made the second wire to be trapped with the rear fitting of the cable and to interfere with the fin.

After the loss of the vertical stabilizer, the pilot managed to reach the ground with the aircraft under control, although afterwards the aircraft became uncontrolled, possibly due to the loss of conscientiousness of the pilot.

The shoulder straps of the safety shoulder harness were found degraded and broke during impacts produced at the first stages of the event, leaving the pilot unprotected against the final and most violent impact of the aircraft.

3.2. Causes

The cause of the accident was the impact of the aircraft with power lines, which resulted in the detachment of the vertical empennage, which caused the pilot to lose the control of the aircraft and led to the aircraft violently impacting against the terrain. The reduced strength of the shoulder straps of the safety harness contributed to the pilot suffering injuries of a more serious nature.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

REC 04/04. Due to the fact that the safety harness was degraded and was still in service in accordance with its maintenance schedule «on condition», it is recommended that the aircraft manufacturer, The New Piper Aircraft, and the Type Certification Authority, the FAA, study and set up new maintenance criteria of the safety harnesses of aircraft of this type, even with the goal of limiting their service life.

REC 05/04. Faced with the possibility that the safety harnesses of a majority of the aircraft fleet dedicated to agricultural work are in severe conditions of deterioration similar to those of this aircraft, it is recommended that the Civil Aviation Authority (Dirección General de Aviación Civil) carry out an inspection programme amongst such aircraft, in order to assess the condition of the installed safety belts, to determine their fitness for continued use, and, depending on the results, to establish service life limits if needed.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Monday, 2001 October 1st; 12:40 hours
Site	Cala Marsal – Porto Colom (Palma de Mallorca)

AIRCRAFT

Registration	D-EJUS
Type and model	CESSNA F172G

Engines

Type and model	ROLLS ROYCE O-300-D
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	46 years
Licence	Airplane private pilot
Total flight hours	582:20 hours
Flight hours on the type	582:20 hours

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor
Crew			1
Passengers			2
Third persons			

DAMAGES

Aircraft	Important
Third parties	Stone wall and concrete post

FLIGHT DATA

Operation	General aviation – Pleasure
Phase of flight	En route – Cruising level

1.- FACTUAL INFORMATION

1.1. Flight report

The aircraft took off from Son Bonet's aerodrome at 10:00 UTC bound for Palma de Mallorca airport. It was a transit flight within the island of Mallorca with two other aircraft.

After 35 min. of flight time and at some altitude between 700 and 900 feet, the pilot noticed an increase in the engine temperature indication and a decrease in the engine revolutions with an abnormal engine running. The pilot asked for help to the aircraft flying with him and was told that there was smoke coming out of the engine. He then decided to make an emergency landing and after searching the area, he chose a road with no traffic or people whatsoever.

The landing was slightly left deviated which resulted in the lift strut hitting a wall close to the road. Following this, the right wing tip hit a concrete post making the aircraft turn right and finally crashing with a wall on the left hand side of the road and stopping.

The three people on board were able to leave the aircraft on their own feet. The estimated flight time was 1 hour and the aircraft's endurance was 4 hours.

1.2. Injuries to people

Of the three on board, two were unhurt and the third one was slightly injured; a cut in a finger and another cut in the head.

1.3. Aircraft damage

The aircraft suffered important damage.

1.4. Other damage

Both the stone wall against which the aircraft crashed and the telephone concrete post hit by the right wing were damaged.

1.5. Crew information

1.5.1. Pilot

Licence: Airplane private pilot's

Flight hours: 582 hours

Type hours: 582 hours
Ratings: Single engine - land
Date of issue: 07-31-2001
Valid until: 06-30-2003

1.6. Aircraft information

1.6.1. Airframe

Make: Cessna Reims Aviation
Model: F 172 G
Serial number: 0317
Year of manufacture: 1966
Registration: D-EJUS
M.T.O.W.: 1045 kg

1.6.2. Certificate of airworthiness

Number: 2900
Type: Private
Date of issue: 07-22-1966

1.6.3. Maintenance log

Total flight hours: N/A
Last 100 h service: 6-01-2001
Hours since last 100
hours service: 4312 hours

It was not possible to contact the aircraft's owner in order to get some information about the aircraft maintenance, both airframe and engine.

1.6.4. Engine

Make: Rolls Royce
Model: O-300-D

Horse power:	145 HP
Serial number:	30R588
Total flight hours:	N/A
Last 100 h inspection:	N/A
Hours since last 100 hours inspection:	N/A

1.7. Meteorological information

The weather conditions as measured by the Meteo Office at Palma airport from 9:30 UTC to 11:30 UTC registered winds from 6 to 9 knots from the 3rd. quadrant, visibility above 10 km. Clouds 1 to 2 octas. Clouds base between 1600 and 2500 feet. Temperature 25 °C and dew point 23°, both with an oscillation of 1 °C. QNH was 1021 mb.

1.8. Communications

The aircraft left Son Bonet maintaining contact with Palma Airport Control to request permission to cross the air field. It was authorized to do it. Later on, it requested permission to fly along the coast line which was also granted.

When the engine problem arose, the aircraft contacted the two others with which it was flying to inform them of the problem. The other aircraft advised that some smoke was coming out of the engine.

As soon as they landed, the aircrafts accompanying the one involved in the accident alerted the Control Tower of Palma airport that the D-EJUS had made a safe emergency landing in an area close to PTC NDB and they requested to close their flight plan.

1.9. Wreckage and impact information

The aircraft made an emergency landing on a road bordered by two stone walls of about 1.20 metres high. The road was 10.60 metres wide and the span of the aircraft was 11 metres. The wings, with a height of 2 meters, were high enough to avoid contact with the stone walls.

The aircraft made the landing with some left deviation from the road centreline and for that reason the lift strut of the left wing slightly rubbed the wall. After going across some metres, it hit a concrete pole with the right wing. Then, the aircraft control was lost and started a skid turn until finally crashing into the stone wall.

Upon inspecting the remains of the aircraft some damages were observed in the leading edge of the right wing as a result of the hitting with the cement post. A part of this edge was cut away.

When the aircraft crashed into the stone wall, the frontal lower part of the aircraft absorbed the biggest part of the energy. Most of the underside of the aircraft from the propeller hub to approximately the fire wall was squeezed down because of the crash. The nose wheel was back bent.

The blade on the underside was completely worn and slightly back bent whereas the one on the upper side was practically intact.

1.10. Survival

The occupants left the plane by themselves.

1.11. Tests and investigations

1.11.1. *Inspection of the engine system*

According to the pilot report an engine inspection was carried out. The following points were inspected:

1.11.1.1. General visual inspection of the outside part of the engine

The aircraft had the blade of the propeller bent backwards due to the effect of the crash with the stone wall, the other blade just had scratches and scrapes. The bending of the blade showed that at the moment of impact the engine was stopped or turning at a low rpm. The screws of the propeller did not showed signs of bending from excess force.

The engine mount showed permanent deformations and breaking of essential bars due to the impact against the stone wall.

The carburator had come away from the engine and it was observed that the breakage of the support had been produced as a result of the crash.

The general condition of the crankcase and accessory gearbox was satisfactory and there was no evidence of any oil leakage previous to the accident. The oil sump was broken.

The silent blocks had the rubber split up.

The crankshaft rotated freely and no signs of seizing up or eccentricity were found.

1.11.1.2. Fuel system

Even though the carburetor was separated from the engine due to the crash, the fuel filter, just before the entrance to the engine, was inspected and found to be clean and without fuel leaks. The carburetor was taken apart and did not show signs of malfunction or foreign objects that could obstruct the flow of air or fuel. The feed pipes were checked and they did not show any fuel leak.

1.11.1.3. Intake and exhaust system

The exhaust system tubes and muffler were deformed and with breaks as a result of the crash of the aircraft with the stone wall. No signs of deterioration were found in joints or tubes.

1.11.1.4. Lubrication system

The oil sump was found to be open as a result of the crash into the stone wall. There was some remain of oil in the sump. The oil was of a blackish colour with deposits of soot.

The oil filter has metal splinters and a blackish appearance of oil due to the large quantity of carbon residues in suspension.

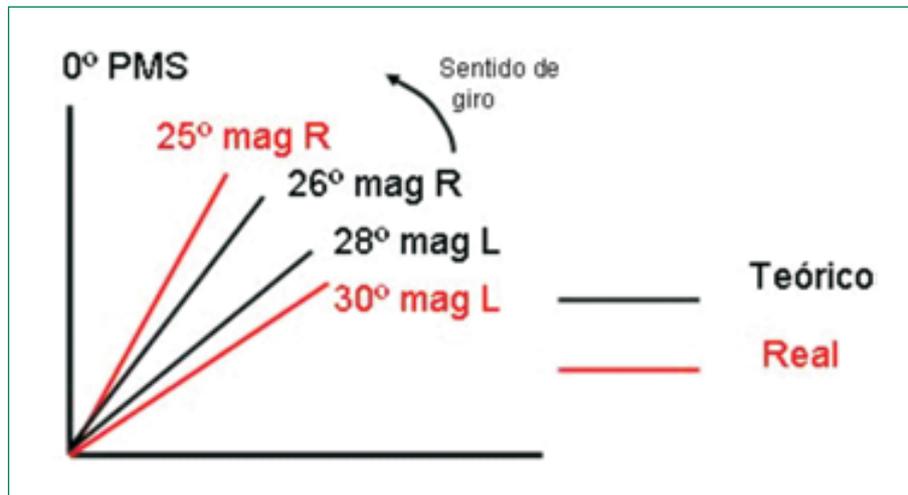
The analysis of the lubrication system could not be taken further as most of it was within the engine itself.

1.11.1.5. Ignition system

The setting of the magnetos was checked on the engine. It was observed that the right magneto, the one to feed the upper spark plugs, was set at 25 degrees, one degree below the 26¹ degrees established in the aircraft maintenance Manual. The left magneto, the one to energize the lower spark plugs, was set at 30 degrees, two more than the 28 degrees as established in same Manual.

The spark plug showed to be normally gauged, brown coloured and with soot deposits.

¹ This figure is the angle that must rotate the crankshaft to make the piston reach the full advance firing position.



The magnetos were dismantled and it was found that the left magneto contact breaker points were abnormally separated.

1.11.1.6. Test carried out

A verification of the cylinder compression was conducted at a reference pressure of 80 psi obtaining the following results:

Cylinder	Compression ratio	Comments
1	80/68	Correct
2	80/10	Not correct
3	80/0	Not correct
4	80/65	Correct
5	80/65	Correct. Some leak in the piston rings
6	80/40	Not correct

1.11.1.7. Disassembly of the cylinders 2, 3 and 6

The cylinders 2, 3 and 6, which were those that showed a wrong pressure ratio, were disassembled.

- a) In cylinder 2 it was found that the inlet valve did not turn as one of its ends was burned.
- b) In cylinder 6 it was found that the piston rings were in good condition.

- c) In cylinder 3 the piston and piston rings were broken. It did not show any sign of continuous operation in the broken piston. The valves showed a condition that was appropriate to the engine life.

1.11.2. *Statement of witnesses*

1.11.2.1. *Pilot's statement*

In his statement the pilot claimed that after 35 or 40 minutes of flight time he noticed that the engine temperature gauges had risen and the engine rpm started to go down. The engine started to choke and to work irregularly so he got in touch with the two accompanying aircraft requesting help. These told him that they could see smoke coming out of the engine and they told him to go back to the departure aerodrome to land. The pilot decided to land in an area far away from urban build-up as he believed he wouldn't get back to the departure aerodrome.

He then circled the area twice to find an appropriate place to land and identified a track along which there were no people or vehicles. He carried out the landing manoeuvre and at some point the right wing hit the post, which made the aircraft to turn, losing control and crashing into the stone wall, producing important damages in the aircraft.

1.12. **Additional information**

1.12.1. *Problems produced by incorrect magneto timing*

A preignition may occur with an improper magneto setting if the spark fires before time, and a postignition if the spark fires after the correct time for the proper combustion of the mixture.

In both cases, the combustion is less efficient and the engine performance is deteriorated. In the case of the preignition, detonations may occur that could deteriorate the piston.

2. **ANALYSIS**

2.1. **Flight analysis**

The aircraft took off from Son Bonet bound for Palma de Mallorca Airport. After 35 minutes of flight time, the pilot noticed abnormal engine behaviour, which could have been caused by the failure of a piston at that moment. After that, he decided to make an emergency landing on a road that he found free of persons or traffic.

The landing took place correctly, but the road was too narrow and the aircraft hit the concrete post with the right wing. The impact made the plane turn to the right and crash into the stone wall which resulted in more damage to the aircraft with the breakage of the nose gear and various parts of the engine.

2.2. Analysis of the inspection carried out on the engine system

In the inspection that was carried out on the engine system two abnormalities were found:

1. The magneto timing. The right one was delayed 1° as related to the maintenance manual. This is not a big difference and in normal maintenance operations is easy to find deviations like that.

However, the right magneto was 2° ahead and that could produce some preignition that contributed to number 3 piston deterioration.

2. Cylinder 3 had the piston and the piston rings split, which certainly caused the engine to behave abnormally and resulted in the loss of power forcing the pilot to make an emergency landing. Without access to information about the maintenance of this engine or its life it is not possible to evaluate whether the deterioration was produced by bad maintenance.

3. CONCLUSIONS

3.1. Findings

- The aircraft had a valid airworthiness certificate in place.
- The pilot had a valid licence in place.
- The aircraft started the flight normally.
- The pilot noticed a loss of power and decided to make an emergency landing.
- In the inspection of the engine system it was observed that:
 - The timing of the right and left magnetos deviated from their nominal values, 1° and 2° respectively.
 - The piston and piston rings on cylinder 3 were broken.

3.2. Causes

The cause of the accident was a loss of power in the aircraft engine which forced the pilot to make an emergency landing in an unsuitable area causing major damage to the aircraft. The poor performance of the engine was probably due to the breakage of piston number 3 which could have had magneto timing outside the specified values.