

**RESUMEN DE DATOS**

**LOCALIZACIÓN**

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

**AERONAVE**

Matrícula	<b>EC-FJG</b>
Tipo y modelo	<b>PIPER PA-36-300</b>

**Motores**

Tipo y modelo	<b>LYCOMING IO-540-K1G5</b>
Número	<b>1</b>

**TRIPULACIÓN**

**Piloto al mando**

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

**LESIONES**

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

**DAÑOS**

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

**DATOS DEL VUELO**

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

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

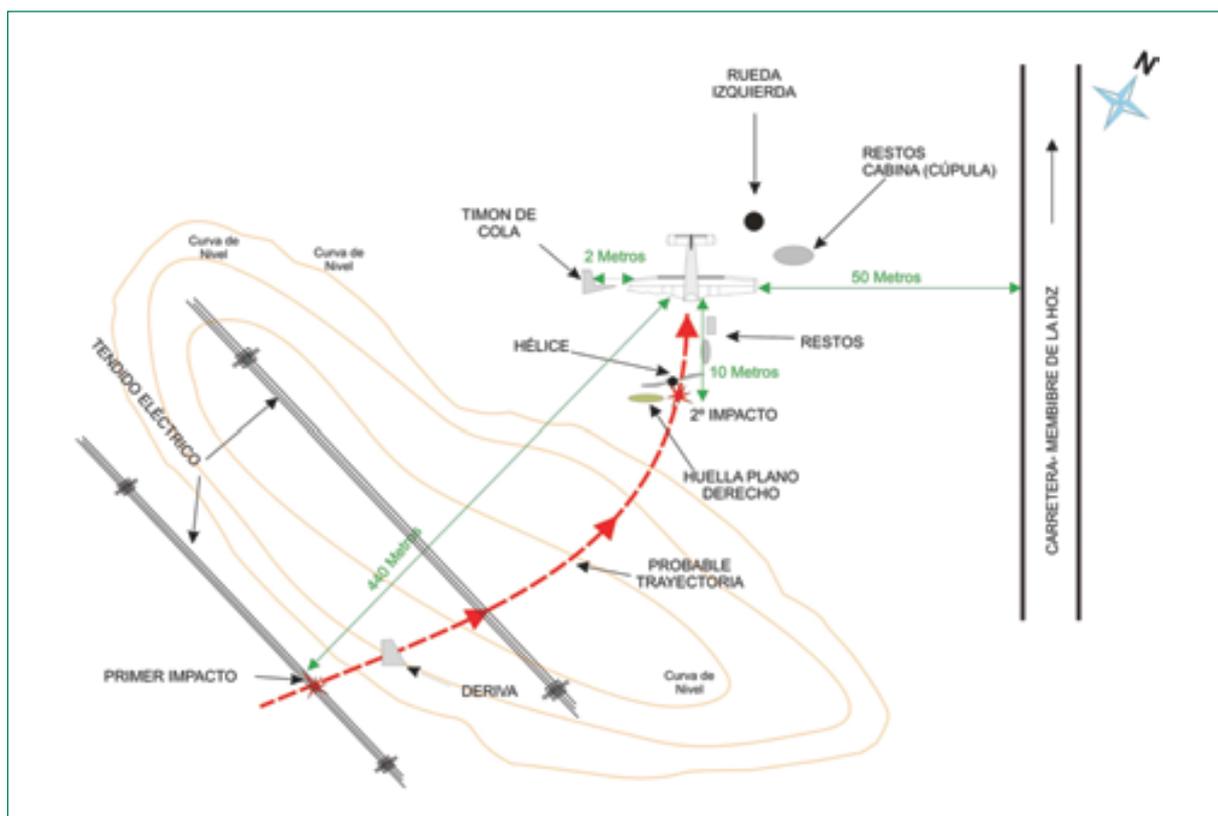
### 1.1. Descripción del suceso



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.



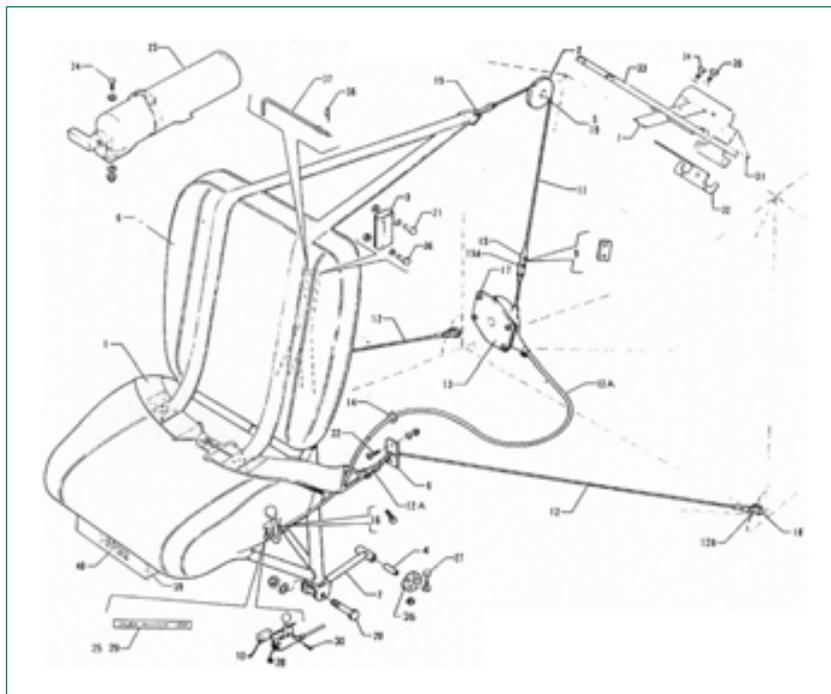
### 2.3. Evaluación de los elementos involucrados en la supervivencia

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.