

CIAIAC

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

Informe técnico ULM A-023/2014

Accidente ocurrido el 6
de diciembre de 2014,
al autogiro ELA 07-R-115,
matrícula EC-ZPB, en el
campo de vuelo de ULM
de Camarenilla (Toledo)



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

ULM A-023/2014

**Accidente ocurrido el 6 de diciembre de 2014,
al autogiro ELA 07-R-115, matrícula EC-ZPB,
en el campo de vuelo de ULM
de Camarenilla (Toledo)**



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

SUBSECRETARÍA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-16-166-X

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

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

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

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

Índice

| | |
|--|-----|
| Abreviaturas | vi |
| Sinopsis | vii |
| 1. Información factual | 1 |
| 1.1. Antecedentes del vuelo | 1 |
| 1.2. Lesiones personales | 2 |
| 1.3. Daños a la aeronave | 2 |
| 1.4. Otros daños | 2 |
| 1.5. Información sobre el personal | 2 |
| 1.6. Información sobre la aeronave | 3 |
| 1.7. Información meteorológica | 4 |
| 1.8. Ayudas para la navegación | 4 |
| 1.9. Comunicaciones | 4 |
| 1.10. Información de aeródromo | 4 |
| 1.11. Registradores de vuelo | 5 |
| 1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto | 5 |
| 1.13. Información médica y patológica | 6 |
| 1.14. Incendio | 6 |
| 1.15. Aspectos relativos a la supervivencia | 6 |
| 1.16. Ensayos e investigaciones | 6 |
| 1.17. Información sobre organización y gestión | 9 |
| 1.18. Información adicional | 9 |
| 1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces | 9 |
| 2. Análisis | 11 |
| 2.1. Generalidades | 11 |
| 2.2. Aeronave | 11 |
| 2.3. Operación de vuelo | 13 |
| 3. Conclusiones | 15 |
| 3.1. Constataciones | 15 |
| 3.2. Causas/factores contribuyentes | 15 |
| 4. Recomendaciones de seguridad operacional | 17 |

Abreviaturas

| | |
|-------------|---|
| 00° 00' 00" | Grado(s), minuto(s) y segundo(s) |
| 00 °C | Grado(s) centígrado(s) |
| 00% | Tanto por ciento |
| CAVOK | Techo y visibilidad buenas (OK) («Ceiling and Visibility OK») |
| cm | Centímetro(s) |
| DCG | Desplazamiento del centro de gravedad |
| FI | Habilitación de instructor de vuelo |
| ft | Pie(s) |
| ft/min | Pie(s) por minuto |
| h | Hora(s) |
| kg | Kilogramo(s) |
| km | Kilómetro(s) |
| km/h | Kilómetro(s)/hora |
| l | Litro(s) |
| m | Metro(s) |
| mm | Milímetro(s) |
| MHz | Megahercio(s) |
| TULM | Licencia de piloto ULM |
| ULM | Aeronave ultraligera o Ultraligero |
| VFR | Reglas de vuelo visual |
| VFR-HJ | VFR diurno |

Sinopsis

| | |
|-----------------------------|---|
| Propietario: | Privado |
| Aeronave: | ELA 07-R-115 |
| Fecha y hora del accidente: | Sábado, 6 de diciembre de 2014; a las 14:00 horas |
| Lugar del accidente: | Campo de vuelo de ULM de Camarenilla (Toledo) |
| Personas a bordo: | 2 tripulantes, heridos graves |
| Tipo de vuelo: | Aviación general – Instrucción |
| Fase de vuelo: | En despegue – Ascenso |
| Fecha de aprobación: | 26 de octubre de 2015 |

Resumen del accidente

Durante un vuelo local en el campo de ULM de Camarenilla y en la quinta toma y despegue, cuando el autogiro ya se encontraba a unos 100 ft del suelo, comenzó una fuerte vibración lateral de baja frecuencia. La vibración subió repentinamente de intensidad, pero el piloto retrasó la reducción de potencia del motor al estimar que necesitaba subir más.

La vibración no cesó al disminuir la potencia del motor y se vio obligado a efectuar un aterrizaje de emergencia, en el que se encontraron un cable con el que colisionó una pala del rotor justo antes del contacto contra el suelo.

Ambos pilotos sufrieron lesiones graves y el autogiro daños de importancia.

Se considera que el origen de la aparición de una fuerte vibración lateral de baja frecuencia en el autogiro durante el vuelo fue la rotura del cable de mando del timón de dirección en la zona del sujetacables del lado derecho.

Se consideran que fueron factores contribuyentes en el accidente:

- Un excesivo apriete en el perrillo de sujeción del cable a la polea en la base del timón de dirección.
- La presencia de una sobretensión introducida en la instalación o en el ajuste del cable del lado derecho del control de dirección.

Asimismo, la presencia a bordo de un piloto con amplia experiencia en el tipo de ULM que mantuvo el control del vuelo a pesar de la gran dificultad introducida por las vibraciones laterales que amenazaban incluso la integridad estructural de la aeronave, mitigó las consecuencias del evento.

1. INFORMACION FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El autogiro había despegado por la pista 23 del campo de vuelos de Camarenilla para un vuelo local de entrenamiento con el tipo de aeronave. Ambos pilotos habían efectuado 5 tráficos con toma y despegue, con un cierto viento cruzado sin novedad y habían transcurrido unos 20 minutos de vuelo.

Tras la última toma y despegue, cuando el autogiro ya se encontraba a unos 100 ft del suelo, comenzó una fuerte vibración lateral de baja frecuencia, de acuerdo con el testimonio del piloto. La vibración subió repentinamente de intensidad, pero el piloto retrasó la reducción de potencia del motor al estimar que necesitaba subir más.

La intensidad de la vibración era tan alta que impedía leer los instrumentos e hizo pensar a los ocupantes que podría romperse el autogiro, así que ligeramente más altos pusieron el motor a ralentí, bajando la intensidad de la vibración sin desaparecer del todo.

El piloto buscó un terreno apropiado para aterrizar y al intentar virar se dio cuenta que el pedal derecho estaba pisado hasta el fondo y que estaba volando con un resbale más o menos continuo. Al alabear a la derecha el piloto notó como descendía más por lo que enderezó de nuevo y continuó por derecho.



Figura 1. Autogiro ELA 07-R 115, matrícula EC-ZPB, vista lateral en vuelo

Una vez elegido el lugar de la toma de emergencia y justo antes de efectuar la recogida vio un cable forrado de considerable espesor, que no hizo cambiar su elección de toma, ya que no disponía de potencia para ascender. El piloto recogió, flotó sobre el terreno y coincidiendo con el contacto se encontraron el cable, con el que impactaron las palas del rotor, proyectando al autogiro hacia la derecha.

Ambos ocupantes sufrieron lesiones por luxaciones y algunos cortes superficiales. El lugar para el aterrizaje de emergencia está en prolongación de la pista 23 a una distancia ligeramente inferior a 1 km. El autogiro sufrió daños de importancia.

1.2. Lesiones personales

| Lesiones | Tripulación | Pasajeros | Total en la aeronave | Otros |
|-------------------|-------------|-----------|----------------------|--------------|
| Muertos | | | | |
| Lesionados graves | 2 | | 2 | |
| Lesionados leves | | | | No se aplica |
| Ilesos | | | | No se aplica |
| TOTAL | 2 | | 2 | |

1.3. Daños a la aeronave

El empenaje de cola, construido de fibra, quedó desmontado por roturas y despegado de las encoladuras. Las palas de la hélice propulsora quedaron rotas por el impacto de sus puntas con la estructura metálica del empenaje y uno de los cables de mando por la interferencia sobrevenida por las fuertes vibraciones.

Una pala del rotor se rompió durante el aterrizaje por el impacto contra el cable y la otra deformada por impacto contra el terreno. El mástil del rotor quedó también deformado.

Los daños sufridos por el autogiro se consideran de importancia.

1.4. Otros daños

Se dañó un cable forrado de baja tensión y un poste de madera de este tendido. No hubo otros daños en el terreno ya que no estaba en ese momento bajo cultivo.

1.5. Información sobre el personal

El piloto al mando del autogiro en el vuelo del evento es un piloto con amplia experiencia en este tipo de aeronave, y había efectuado todos los vuelos recientes con la misión de

puesta a punto y entrenamiento para el propietario actual del autogiro, el cual estaba a bordo como parte del aprendizaje.

El piloto disponía de licencia de piloto de ultraligero, TULM, desde abril de 1998, y tenía las habilitaciones de DCG (Desplazamiento del centro de gravedad), R/TC (Radiotelefonista en castellano), VFR/HJ (Vuelo visual diurno) y de Instructor de Vuelo para pilotos de ULM (FI(ULM)) con validez hasta el 19 de abril de 2015. Su certificado del examen médico se emitió el 7 de febrero de 2014 con la única limitación de llevar lentes correctoras para visión cercana y un par de repuesto.

El piloto en entrenamiento, para adaptación al tipo de ULM, autogiro ELA-07, disponía de la licencia de piloto de ultraligero en vigor.

1.6. Información sobre la aeronave

La aeronave ULM de ala rotatoria ELA 07-R 115 es un autogiro de diseño y fabricación española basada en el autogiro inventado por Juan de la Cierva en 1923.

Esta unidad de autogiro ULM, matrícula EC-ZPB, con número de serie 04109-1993, fue adquirido como un kit al diseñador y fabricante ELA Aviación, S. L., fundada en 1996; es, por tanto, una aeronave de construcción amateur.

Su construcción fue terminada en marzo de 2005 y aprobado su Certificado de Aeronavegabilidad Restringido en abril del mismo año. Su primer vuelo se efectuó el 12 de mayo de 2005 en el campo de vuelos de ultraligeros de Medina Sidonia (Cadiz).

El autogiro ULM equipa un motor Rotax 914 UL con número de serie 4.418.791 y una hélice tripala de fibra de carbono.

Con el autogiro se desarrolló actividad de vuelo, de acuerdo con las anotaciones en su cartilla, durante los años 2005, 2006 y 2007. Luego cesó su actividad y estuvo almacenado en un hangar.

Esta máquina fue adquirida en 2014 a su constructor, revisada con el apoyo de un experto conocedor de ésta y se actualizaron y compensaron las horas de vuelo de aeronave y motor. Se había anotado en los libros de aeronave y motor con fecha del 6 de septiembre de 2014 y 367 h de funcionamiento.

Su Certificado de Aeronavegabilidad Especial Restringido fue emitido en abril de 2005. En fecha más reciente, fue renovado el 30 de octubre de 2014 y anotada su validez hasta el 29 de octubre de 2016 o a las 200 h de vuelo desde su inspección.

El autogiro había efectuado siete vuelos desde octubre de 2014 hasta el vuelo del evento con una suma de 9 h de vuelo. El total de actividad de la aeronave y motor desde su construcción era de 375:50 h de vuelo.

El control de alabeo y profundidad se realiza sobre el rotor y el control de dirección con un timón de dirección en el empenaje de cola y a través de un cable de ida y vuelta unido a ambos pedales que discurre guiado por poleas hasta un polea de 3/4 de circunferencia en posición horizontal y unida de forma permanente a la base del timón, el cual gira sobre dos puntos uno debajo de la polea y otro en su tope superior unido al empenaje.

El empenaje de cola está construido con fibra de carbono y dispone de una parte inferior como estabilizador horizontal, dos winglets en el extremo de este y un estabilizador vertical central al modo de deriva.

1.7. Información meteorológica

Las condiciones meteorológicas del día 6 de diciembre de 2014 eran de techo de nubes y visibilidad buena para vuelo visual (CAVOK). El viento era de componente noroeste y de intensidad moderada. La tripulación que operaba por la pista 23 indicó que tenían viento cruzado de la derecha.

1.8. Ayudas para la navegación

No afectan.

1.9. Comunicaciones

La tripulación mantuvo durante el vuelo comunicaciones radio en la frecuencia de información de tráfico 129.975 MHz de Camarenilla, en los circuitos de aeródromo, los aterrizajes y despegues. Esta frecuencia asignada al campo es para autocontrol y no hay dispositivos de grabación de las comunicaciones.

1.10. Información de aeródromo

El campo de vuelos de ULM de Camarenilla está ubicado al noreste del pueblo del mismo nombre a una elevación de 538 m, 1.765 ft.

El campo dispone de la pista 05-23 con superficie de zahorras compactadas y unas dimensiones de 500 × 15 m. Tiene una pendiente ascendente ligeramente menor del 3% en la 05 y descendente en la pista 23.

1.11. Registradores de vuelo

La aeronave no disponía de registradores de vuelo y no es preceptivo que los llevase instalados.

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

El piloto indicó que a pesar de mantener un control precario del vuelo del autogiro, intentó encontrar un terreno, situado delante y en su trayectoria, que fuese más apropiado para el aterrizaje de emergencia y libre de obstrucciones o edificios, ya que le parecía que el terreno estaba cubierto de obstáculos.

Volando a muy baja altura y cuando localizó una línea de alta tensión al fondo, decidió aterrizar por derecho en un área ovalada verde y sin roturar, dentro de un campo de mayor tamaño roturado y con pendiente positiva. Antes de la recogida vio el obstáculo de un cable, pero ya no podía cambiar la elección de campo.

Poco antes del contacto con el suelo, de acuerdo con el testimonio del piloto, una de las palas del ala rotatoria, o rotor, impactó contra el cable, el cual no llegó a partirse, pero se soltó de sus soportes en los postes, a la vez que se partía la pala del rotor. La reacción a este impacto volcó el autogiro hacia la derecha y con estas inercias inducidas se produjeron probablemente las lesiones a los tripulantes.

El autogiro quedó detenido y volcado a su derecha sobre el campo, con el mástil del rotor deformado hacia atrás, una pala deformada a lo largo de su envergadura y la otra rota cerca de su encastre. El fuselaje delantero del habitáculo abierto de los ocupantes quedó deformado aunque mantuvo el espacio vital de éstos.

El empenaje de cola se encontró desmontado por roturas y descoladuras y solo permanecía la estructura primaria de soporte. Todas las roturas y/o descoladuras de la estructura de fibra de carbono presentan el aspecto macrofractográfico propio de haber estado sometido a cargas de flexión y torsión alternativas de gran intensidad y por tanto relacionado con las fuertes vibraciones sobrevenidas durante los últimos segundos de vuelo.



Figura 2. Empenaje de cola destruido

El cable de mando del timón de dirección se encontró roto en su

lado derecho y las puntas de la hélice tripala sufrieron roturas por interferencia e impactos con otros elementos de la cola. No hay indicios de impacto contra el terreno.

La pata o ballesta derecha del tren de aterrizaje se partió y los otros dos apoyos no sufrieron grandes deformaciones ni roturas.

1.13. Información médica y patológica

El piloto al mando sufrió, a consecuencia del impacto, una luxación cerrada de hombro derecho y traumatismo facial con heridas inciso-contusas. Para la recuperación del hombro se hizo un tratamiento de inmovilización de éste durante tres semanas, la movilización frecuente de los dedos y manteniendo el brazo derecho elevado. Para la recuperación de las heridas faciales se limpiaron, aplicación de asepsia y sutura de dos heridas mayores con seda.

El piloto acompañante sufrió contusiones en los tobillos de cierta gravedad, ya que pasado el tiempo aún permanecen secuelas, y otras heridas superficiales de menor consideración.

1.14. Incendio

No se produjo incendio tras el aterrizaje de emergencia y el impacto con el cable.

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

El piloto asoció el vuelco del autogiro a las fuerzas de reacción ante el impacto de una pala contra el cable, justo antes del contacto de éste contra el suelo. También a las inercias y aceleraciones de este vuelco asoció las lesiones y heridas sufridas. El traumatismo del hombro derecho también pudo estar asociado a la acción del piloto con su mano diestra sobre la palanca de control en el momento del impacto.

Ambos pilotos llevaban puesto un casco y debidamente sujeto. El piloto sufrió heridas faciales incisas por la rotura e interferencia con el barboquejo del casco, marca Flycom, lo cual le extrañaba ya que esperaba que éste le protegiese.

1.16. Ensayos e investigaciones

La información recogida del piloto acerca del desarrollo de los eventos durante el vuelo y el examen y la distribución de los restos de la aeronave sugerían la posibilidad de un fallo en el sistema de mando del timón de dirección.



Figura 3. Mando del timón de dirección en el autogiro ELA-07, estado original

La tripulación indicó que durante el chequeo prevuelo no habían encontrado ninguna anomalía o deficiencia en el autogiro, en el que se comprueba la tensión del cable del timón.

Por ello se recuperó el cable de mando entre los pedales y el timón de dirección, que se encontró roto en el lado derecho de la polea situada en la base del timón, a la salida del sujeta-cables o perrillo de sujeción de éste lado. En el otro lado el cable se encontró deshilachado y

parcialmente roto. Estos tres elementos del cable se enviaron a un laboratorio metalográfico para analizar los tipos y las posibles causas de las roturas.

El cable está constituido por siete cordones, de siete alambres cada uno de 0,3 mm de diámetro, dispuestos helicoidalmente en trenzado regular derecho.

Se le ha realizado al cable un análisis químico, un estudio macro-morfológico, un estudio fractográfico, un análisis metalográfico, un ensayo de durezas y un ensayo de tracción.

El tramo de cable n.º 1, denominado CL1, del lado derecho del timón, presenta la fractura de los alambres aproximadamente a la misma altura, sin considerable destrenzado. Entre los 15 y 20 cm desde el extremo de fractura presenta una zona doblada (zona A), de deformación permanente en la que se aprecian algunos daños y fracturas de alambres. Entre los 65 y 75 cm hay otra zona de deformación permanente (zona B) sin roturas o daños en los alambres. Los siete cordones presentan, en el extremo de fractura, signos macroscópicos de desgarramiento (estricción) y daños por aplastamiento.

El tramo de cable n.º 2, denominado CL2, del lado izquierdo del timón, presenta en cinco de los siete cordones la fractura a la misma altura, alguno de ellos con considerable destrenzado, mientras que en los otros dos la fractura se localiza en zonas más alejadas. En el extremo de fractura de los siete cordones, de los cuales de 2 a 4 cordones fueron seccionados después del evento, los alambres presentan también signos de desgarramiento y algunos daños por aplastamiento.

Por su composición química, el material del cable corresponde a un acero inoxidable austenítico que puede clasificarse como un AISI 316, según ASTM A240 (X5CrNiMo17-12-2, según UNE-EN 10088-1).

Parte de los alambres, presentan discontinuidades superficiales y subsuperficiales en forma de grietas y pliegues en dirección longitudinal.

La dureza media obtenida en la sección estudiada (470 HV 0,1) y estructura metalográfica, corresponden a un estado de endurecimiento por acritud (estirado en frío), que suele emplearse para aumentar el límite elástico de este tipo de materiales.

La carga de rotura del tramo de cable ensayado supera el mínimo habitual establecido por los fabricantes (≥ 520 kg), a pesar de que la rotura de ensayo se produjo en la zona de sujeción.

Las dos roturas del cable coinciden con las dos zonas de sujeción a la pieza de giro del timón. En estas regiones se aprecian deformaciones de los alambres y otros signos de dañado que indican una posible desviación del cable n.º 2 fuera del canal (carril) de trabajo, se entiende como una consecuencia de la amplitud de la vibración. También se han apreciado dos zonas de doblado permanente del cable n.º 1 (torceduras).

En las dos zonas de rotura del cable, las superficies de fractura de los alambres son características de un fenómeno de desgarro dúctil, preferentemente a tracción, aunque con cierto componente de cortadura. En el extremo CL1 predominan las fracturas en bisel. Mientras que en el extremo CL2, no hay un predominio claro en la forma de fractura.

Además de las dos zonas de fractura del cable, se han detectado otras dos zonas de desgaste y fracturas aisladas de algunos alambres. Solamente una de estas fracturas se ha producido por un fenómeno progresivo de fatiga, probablemente bajo esfuerzos alternativos de flexión.

Se ha observado durante el examen de otros autogiros similares, que el recorrido de la polea en la base del timón, y por tanto de éste, no es totalmente simétrico sino que presenta por construcción y ajuste un mayor giro o recorrido al lado derecho, lo que origina una cierta entalla en el cable ya que el ángulo que forma el cable en la polea rebasa los 180°. Esta condición hace que la sujeción derecha del cable está más exigida por la aparición de esfuerzos cortantes añadidos a los normales de tracción.



Figura 4. Cables de mando y base del timón de dirección. Lado derecho imagen corresponde a lado derecho autogiro

1.17. Información sobre organización y gestión

El nuevo propietario del autogiro, que había adquirido éste a su constructor inicial hacía unos meses, intentó mantener la trazabilidad del historial, tanto de uso como de mantenimiento del ULM y solicitó apoyo al diseñador y fabricante en su día de este tipo de aeronave, autogiro ELA-07.

El día 6 de septiembre de 2014 finalizaron las tareas de revisión del autogiro con una actualización de las horas de vuelo a 367,00 h anotadas. Con la misma fecha se termina la revisión del motor y se actualizan/compensan las horas de funcionamiento también a 367:00 h, en base a la revisión de las anotaciones y de las lagunas de anotación anteriores.

El piloto indicó que había sido informado que entre las tareas de mantenimiento realizadas al autogiro no se había incluido ninguna acción sobre el cable del timón de dirección, ya que su condición y tensado resultaron ser adecuados.

1.18. Información adicional

A través del jefe de vuelos del campo de ULM de Camarenilla se recibió información de un posible antecedente de rotura o daño hallado en el cable de mando del timón de dirección en este tipo de aeronave ULM.

Esta información se pudo contrastar y confirmar: Había ocurrido con el autogiro ELA 07 matrícula EC-FA9 en el año 2011 y cuando éste tenía una utilización de 500 h de vuelo aproximadamente; Después de un aterrizaje forzoso, en el que se deformó por flexión la estructura soporte de la cola y con daños en el timón de dirección, al desmontar el cable de mando de éste, se encontró el del lado izquierdo semi-seccionado en la zona del sujeta-cables correspondiente (el del lado izquierdo) y con aparente causa en un apriete excesivo por el sujetacables del lado izquierdo, ya que se habían seccionado varios alambres e incluso cordones del cable de dirección.

Entre la información recopilada por el fabricante y la autoridad de certificación del tipo de aeronave, autogiro ULM ELA 07, no se han encontrado referencias o descripciones de otros eventos similares, donde pueda estar involucrado algún tipo de fallo en el cable de mando del timón de dirección. No obstante el fabricante ha informado de la emisión de un Boletín de Servicio para inspeccionar los dos puntos de sujeción del cable en la base del timón de dirección cada 100 h de vuelo.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

No hay.

2. ANÁLISIS

2.1. Generalidades

El autogiro, que había sido revisado y puesto en servicio por su nuevo propietario, efectuaba su séptimo vuelo local de familiarización y entrenamiento del propietario, instruido por un piloto que comandaba el vuelo con la habilitación de instructor de ULM y con una amplia experiencia con este modelo de aeronave, autogiro ELA-07.

Durante el vuelo local los pilotos estaban practicando tomas y despegues, ya habían realizado cinco circuitos con toma y despegue, en unas condiciones de vuelo visual con una cierta dificultad por el viento cruzado de intensidad moderada.

La descripción hecha por el piloto al mando acerca del desarrollo del vuelo indica que tras el despegue, con el motor a máxima potencia se inició una fuerte vibración lateral de baja frecuencia. La vibración subió repentinamente de intensidad y el piloto retrasó la reducción de potencia del motor porque necesitaba ganar más altura. La intensidad de la vibración era tan alta que impedía leer los instrumentos e hizo pensar a los ocupantes que podría romperse el autogiro, así que el piloto redujo la potencia del motor, bajando la intensidad de la vibración sin desaparecer del todo.

La secuencia posterior de eventos fue una consecuencia de la necesidad de efectuar un aterrizaje de emergencia por la anomalía de funcionamiento aparecida en el vuelo.

El examen posterior de los restos del autogiro acotó y confirmó el origen de la aparición en vuelo de las vibraciones en el empenaje de cola.

2.2. Aeronave

El examen de la estructura de fibra de carbono, que había perdido totalmente su integridad, mostró ligeros defectos en las roturas ya que una parte importante de estas superficies coincidía con las zonas de pegado, sin embargo en todos los casos aparecían involucradas roturas de elementos resistentes y entre todas ellas no se localizó una zona de pegado con apariencia defectuosa.

Asimismo todo el conjunto de las roturas y daños de la estructura aparecía como una consecuencia de las sobrecargas de signo alterno, asociadas a la vibración y que progresivamente fue reduciendo la rigidez estructural del conjunto. Hay que considerar que la construcción y por tanto el encolado de los elementos de fibra fue de nivel amateur, donde es más difícil controlar factores como la calidad del aire y las condiciones termicas.

La rotura con una indicación clara de estar concentrada y producida de forma más instantánea se localizó en la parte derecha de la sujeción del cable de mando de

dirección a la polea de la base de éste timón (diferente aspecto macro-fractográfico de los dos extremos rotos del cable).

El cable derecho CL1 muestra también otras dos zonas con daños (zona A y zona B a 20 y 75 cm respectivamente) que corresponden al cambio de sentido inducido por las poleas, dada su ubicación en la estructura soporte de la cola (véase figura n.º 1 con la vista lateral del autogiro), e, incluso, en medio de estas dos zonas con deformación permanente ha aparecido un alambre roto con signos de fatiga.

El examen realizado al cable por un laboratorio metalográfico no ha sido concluyente respecto al posible proceso de rotura y ha confirmado la ausencia de daños o fallo pre-existente en este elemento de control.

El resumen de las conclusiones del estudio se centra en que «en las dos zonas de rotura del cable, las superficies de fractura de los alambres son características de un fenómeno de desgarro dúctil, preferentemente a tracción, aunque con cierto componente de cortadura. En el extremo CL1 predominan las fracturas en bisel. Mientras que en el extremo CL2, no hay un predominio claro en la forma de fractura...».

Nuestra experiencia adquirida de casos anteriores analizados indica que un elevado porcentaje de roturas en bisel frente a las roturas en copa-cono o variantes significa que además del efecto de la carga axial existe un efecto por carga de compresión perpendicular al eje en la zona de rotura del cable.

La explicación ofrecida por el laboratorio en este caso es concurrente con lo expuesto anteriormente: Las características macro y micromorfológicas de las superficies de fractura de los alambres, en las dos zonas de fractura del cable, indican que éstas se han producido por un mecanismo de desgarro dúctil bajo un esfuerzo predominante de tracción. En este tipo de esfuerzo son típicas las fracturas tanto en forma de «copa-cono» como en planos orientados a 45° (en bisel), aunque éstas últimas suelen producirse por la presencia de entallas superficiales, o con esfuerzos combinados de flexión y/o cortadura. La fractura de este cable en la zona derecha (denominado extremo de rotura CL1) se debe a la acción de un esfuerzo superior a la resistencia del cable, disminuida ésta por la compresión del sujeta-cables en el lado derecho de la polea. Ya que el efecto de la compresión perpendicular al eje del cable produce una disminución de la carga de rotura a tracción en comparación con un estado de cargas únicamente a tracción.

Estos tres detalles encontrados en el cable y asociados a la rotura, la entalla por el sujetacables, las dos deformaciones permanentes asociadas a los dos siguientes pasos de polea y la presencia de un alambre con rotura por fatiga, confirman que el cable podía estar sometido a una fuerte tensión en su montaje, o ajuste, es decir a una precarga alta a tensión del mismo. Hay que tener en cuenta que el timón de dirección no dispone de topes, por lo que el recorrido de éste lo delimita el recorrido de los pedales.

El fabricante ha confirmado que, tal como se indica en el manual de vuelo del autogiro, si se pierde la tensión del cable de control de dirección, en esta superficie aparece aleteo o flutter por el chorro de la hélice y la propia inestabilidad aerodinámica del timón.

2.3. Operación de vuelo

Se ha comprobado que, debido a la distribución de fuerzas aerodinámicas a compensar/corregir por este timón sobre el eje vertical Z, el recorrido máximo del timón a la derecha es mayor que al lado izquierdo y origina una nueva carga sobre el cable de ese lado (véase figura n.º 3).

Por otra parte para el rodaje del autogiro en tierra también se utiliza en toda la amplitud de su recorrido el timón de dirección, por lo que aquellos pilotos que por diseño del campo de vuelos y/o por querencia propia giren con mayor frecuencia al lado derecho, están sometiendo a este cable a una mayor carga de trabajo en la zona del sujetacables de este lado.

Por el sentido de giro de la hélice propulsora y la distribución de cargas aerodinámicas en el autogiro, el timón de dirección también está más exigido al lado derecho, en su trabajo de control direccional, por lo que en su utilización predomina su trabajo en deflexión hacia la derecha.

Sin embargo, en el momento en que se produjo la rotura, la toma y despegue se efectuaba con viento cruzado del lado derecho, por lo que se estaría comandando en el pedal izquierdo para el control direccional del vuelo.

No aparecieron indicios de ludimiento en los hilos del cable, o al menos el laboratorio no los identificó de este modo, aunque si indicó que «en las regiones adyacentes al borde de la fractura, de la mayor parte de los alambres, se aprecian signos de aplastamiento de material». En cierto modo es parecido e indica que había daños mayores sobre el cable por compresión en zonas de sujeción del perrillo derecho.

Otro dato importante que confirma la hipótesis de la rotura del cable del timón es la ausencia de indicación del piloto acerca de vibraciones en los pedales y que cuando fue consciente de ello se encontró con que tenía pisado hasta el fondo el pedal derecho.

La ausencia de otros antecedentes en el que se hubiera constatado algún fallo en servicio del cable de mando de dirección, sugiere que este fallo que nos ocupa está más relacionado con el historial de utilización del autogiro que con una debilidad del elemento. No obstante, el fabricante de este modelo de autogiro ha emitido un boletín de servicio, dirigido a las unidades protegidas bajo el certificado de tipo, no a las de construcción amateur, para inspeccionar los dos puntos de sujeción del cable en la base del timón de dirección cada 100 h de vuelo. Por todo lo anterior no se emite ninguna recomendación de seguridad.

3. CONCLUSIONES

3.1. Constataciones

- Todos los miembros de la tripulación tenían sus licencias de ULM y certificados médicos válidos y en vigor.
- El autogiro ULM tenía toda la documentación en vigor y era aeronavegable.
- El vuelo en el que se produjo el accidente formaba parte del entrenamiento solicitado por el propietario a un piloto instructor de referencia para la acomodación al tipo de aeronave ULM.
- En despegue y al alcanzar los 100 ft de altura, aparecieron vibraciones laterales fuertes de baja frecuencia en el autogiro, que luego subieron repentinamente de intensidad.
- El piloto intentó retrasar la reducción de potencia del motor pero la vibración amenazaba la integridad del autogiro.
- Buscando un campo apropiado y al virar el piloto comprobó que volaba con el pedal derecho pisado al fondo.
- En el aterrizaje de emergencia el piloto encontró el obstáculo de un cable que no pudo evitar.
- No se han encontrado daños preexistentes en el cable del mando de dirección del autogiro.
- Los daños en la estructura de fibra del empenaje de cola se consideran una consecuencia de las vibraciones aparecidas en vuelo.
- La rotura del cable de mando de dirección se produjo por sobrecarga en un elemento debilitado por la compresión del perrillo de sujeción en la polea de la base del timón e instalado seguramente con una fuerte tensión inicial o desajuste en el centrado del timón.

3.2. Causas/factores contribuyentes

La causa del accidente fue la rotura del cable de mando del timón de dirección en la zona del sujeta-cables del lado derecho. Una vez que el cable de mando pierde tensión aparece flutter en el empenaje de cola y este tiende a acoplarse con la frecuencia del rotor principal.

Se considera que la rotura del cable fue el origen de la aparición de una fuerte vibración lateral de baja frecuencia en el autogiro.

Se consideran que fueron factores contribuyentes en el accidente:

- Un excesivo apriete en el perrillo de sujeción del cable a la polea en la base del timón de dirección.
- La presencia de una sobretensión introducida en la instalación o en el ajuste del cable del lado derecho del control de dirección.

Asimismo, la presencia a bordo de un piloto con amplia experiencia en el tipo de ULM que mantuvo el control del vuelo a pesar de la gran dificultad introducida por las vibraciones laterales que amenazaban incluso la integridad estructural de la aeronave, mitigó las consecuencias del evento.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

Ninguna.

