

Informe técnico

ULM A-004/2022

Accidente ocurrido a la aeronave de construcción por aficionado Pioneer 300, matrícula EC-ZXQ, el 31 de marzo de 2022, en la localidad de Belmonte (Cuenca)

El presente informe no constituye la edición en formato imprenta, por lo que puntualmente podrá incluir errores de menor entidad y tipográficos, aunque no en su contenido. Una vez que se disponga del informe maquetado y del Número de Identificación de las Publicaciones Oficiales (NIPO), se procederá a la sustitución del avance de informe final por el informe maquetado.

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. 5.6 del Reglamento (UE) nº 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 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

Advertencia.....	ii
ÍNDICE	ii
ABREVIATURAS	iii
SINOPSIS.....	5
1. INFORMACIÓN FACTUAL	6
1.1. Reseña del accidente	6
1.2. Lesiones personales.....	6
1.3. Daños a la aeronave.....	6
1.4. Otros daños	7
1.5. Información sobre el personal.....	7
1.6. Información sobre la aeronave	7
1.6.1. General.....	7
1.6.2. Hélice	8
1.6.3. Motor	8
1.6.4. Mantenimiento	11
1.7. Información meteorológica.....	12
1.8. Ayudas para la navegación.....	12
1.9. Comunicaciones	12
1.10. Información de aeródromo	12
1.11. Registradores de vuelo	12
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	14
1.13. Información médica y patológica	16
1.14. Incendio	16
1.15. Aspectos relativos a la supervivencia.....	16
1.16. Ensayos e investigaciones	16
1.16.1. Estudio de la fractura de la unión de la hélice al cigüeñal.	16
1.16.2. Análisis de la hélice.....	18
1.17. Información sobre organización y gestión	18
1.18. Información adicional	18
1.19. Técnicas de investigación especiales.....	18
2. ANÁLISIS.....	19
2.1. Diseño y construcción de la aeronave	19
2.2. Mantenimiento	20
2.3. Actuaciones del piloto.....	20
3. CONCLUSIONES	22
3.1. Constataciones.....	22
3.2. Causas/factores contribuyentes.....	22
4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL.....	23

ABREVIATURAS

° ‘ “	Grado(s), minuto(s) y segundo(s) sexagesimal(es)
°C	Grado(s) centígrado(s)
AAE	Asociación de Aviación Experimental
AEMET	Agencia Estatal de Meteorología
AEPAL	Asociación Española de Pilotos de Aeronaves Ligeras
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
AIAA	Asociación Ibérica de Aviación Anfibia
AOPA	Asociación de Pilotos y Propietarios de Aeronaves
Art.	Artículo
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
cm	Centímetro(s)
EFIS	Sistema electrónico de instrumentos de vuelo
FI	Instructor de vuelo
FL	Nivel de vuelo
ft	Pie(s)
GPS	Sistema de Posicionamiento Global
GS	Velocidad con respecto al suelo
h	Hora(s)
HP	Caballo(s) de potencia
kg	Kilogramo(s)
kgm ²	Kilogramo(s) metro cuadrado
km	Kilómetro(s)
km/h	Kilómetro(s) por hora
kt	Nudo(s)
LAPL	Licencia de piloto de aeronaves ligeras
lb.ft	Libra(s) por pie
m	Metro(s)
MAF	Aeronave multieje de ala fija
mm	Milímetro(s)
m ²	Metros cuadrados
MTOM	Masa máxima de despegue
n.º	Número
N	Norte
O	Oeste
R/TC	Radiotelefonía en castellano
RACE	Real Aero Club de España
RD	Real Decreto
rpm	Revoluciones por minuto
s/n	Número de serie

TULM	Licencia de piloto de ultraligero
ULM	Aeronave ultraligera motorizada
UE	Unión Europea
UTC	Tiempo Universal Coordinado
VFR	Reglas de vuelo visual
V _{NE}	Velocidad de no exceder
V _{NO}	Velocidad de operación normal
V _{S0}	Velocidad de entrada en pérdida con flaps extendidos y MTOM
WAFC	Centro de Predicción Meteorológica de Área Mundial

SINOPSIS

Propietario y operador:	Privado
Aeronave:	Pioneer 300, EC-ZXQ
Fecha y hora del accidente:	31 de marzo 2022, 14:00 h ¹
Lugar del accidente:	Belmonte (Cuenca)
Personas a bordo:	Piloto y acompañante (ilesos)
Tipo de vuelo:	Aviación general – Privado
Fase del vuelo:	En ruta – Crucero
Tipo de operación:	VFR
Fecha de aprobación:	19 de diciembre de 2023

Resumen del accidente:

El jueves 31 de marzo de 2022, aproximadamente a las 13:30 hora local, la aeronave de construcción por aficionado Pioneer 300 (matrícula EC-ZXQ) despegó del aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo) con un piloto y un pasajero a bordo. El destino del vuelo era el aeródromo de Mutxamel (Alicante). Cuando llevaban volando aproximadamente 30 minutos, estando en régimen de crucero y con viento en cola, se desprendió la hélice. Esta golpeó superficialmente el revestimiento del extradós del plano derecho al desprenderse.

El piloto realizó un aterrizaje de emergencia en un terreno de cultivo cercano, a unos 5 km al este de Belmonte (Cuenca). Para ello realizó un giro de 180º y aterrizó encarado al viento.

El piloto y el acompañante resultaron ilesos. Además de la pérdida en vuelo de la hélice, la aeronave sufrió daños en el morro, en el extradós del plano derecho y en la estructura del fuselaje donde se encastra la pata derecha del tren de aterrizaje.

La investigación ha determinado que la causa del accidente fue la instalación de una hélice no aprobada por el fabricante del motor que motivó la rotura por proceso de fatiga de los tornillos de la unión del plato de la hélice al cigüeñal y el posterior aterrizaje en emergencia fuera de campo.

Se consideran como factores contribuyentes a este proceso de rotura los siguientes:

- Mantenimiento que no se adecuó a los boletines de servicio emitidos por el fabricante del motor relativos a la unión de hélice al cigüeñal.

¹ La referencia horaria utilizada en este informe es la hora local a menos que se especifique lo contrario. La hora UTC es 2 horas menos.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Reseña del accidente

El jueves 31 de marzo de 2022, aproximadamente a las 13:30 hora local, la aeronave de construcción por aficionados 'Pioneer 300' despegó del aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo) con un piloto y un pasajero a bordo. El acompañante había comprado la aeronave el día anterior, junto con otro socio. La intención del vuelo era volar al aeródromo de Mutxamel (Alicante) para el traslado del avión a las instalaciones del nuevo propietario, donde una nueva empresa se haría cargo de su mantenimiento a partir de entonces. Por otra parte, el piloto de la aeronave era el instructor de vuelo del nuevo propietario, que había comprado la aeronave con un socio, también alumno del piloto.

Con anterioridad a la compra se habían efectuado varios vuelos de prueba. Uno el 5 de marzo, donde los nuevos propietarios habían ido a ver la aeronave junto con su instructor, para que este último la inspeccionara y probara, haciendo diversas maniobras, no encontrando defectos de gravedad. Otro el 30 de marzo, el día de la compra, pilotada por el vendedor y uno de los nuevos propietarios. Finalmente, el mismo día del accidente, el instructor probó de nuevo la aeronave sobre las 11:30 para asegurarse de que todo estaba en orden, decidiendo que así era.

El despegue y el vuelo se hicieron en presencia de bastante viento. Este tenía componente noroeste, por lo que tuvieron viento en cola durante todo el trayecto. Según la declaración del acompañante, unos minutos después de despegar empezó a notar una vibración que no había percibido con anterioridad. Esta se mantuvo durante unos minutos y llegado un momento creció en intensidad (hasta el punto de que vio cómo se caía un tornillo de sujeción del panel de mando). Poco después de este aumento en la vibración, se desprendió el conjunto de la hélice. El piloto se dio cuenta inmediatamente y apagó el motor para evitar excesivas rpm. Tras esto, buscó un lugar apropiado y efectuó allí un aterrizaje en emergencia.

1.2. Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Mortales				
Lesionados graves				
Lesionados leves / Ilesos	1	1	2	No aplicable
TOTAL	1	1	2	

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave sufrió daños importantes en la hélice, el morro, el cigüeñal del motor y el plano derecho, así como en el encastre del tren principal izquierdo.

1.4. Otros daños

No aplicable

1.5. Información sobre el personal

Piloto:

- Edad: 44 años
- Licencia: Piloto de Ultraligero (TULM) – expedida en junio de 2012 por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA)
- Habilitaciones:
 - Radiotelefonía en castellano (R/TC)
 - Aeronave multieje de ala fija (MAF) – válida hasta enero de 2024
 - Instructor de vuelo (FI) – válida hasta enero de 2024
- Certificado médico:
 - Clase 2 - válido hasta febrero de 2024
 - Clase LAPL - válido hasta febrero de 2024
- Horas de vuelo totales: 654:38 h
- Horas de vuelo en el tipo de aeronave: 1:00 h

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1. General

La aeronave del accidente, una Alpi Pioneer 300, es un ultraligero de construcción por aficionado, biplaza y de ala baja. Está equipado con tren triciclo retráctil. Esta aeronave dispone de un motor Jabiru 3300A de 120 HP.

Sus características generales son las siguientes:

- Envergadura: 7,45 m - Longitud: 6,2 m - Altura: 1,98 m
- Peso en vacío: 282 kg
- Peso máximo al despegue: 450 kg
- Capacidad de combustible: 80 litros.
- Motor Jabiru 3300A, s/n: 33A1374, potencia: 120 HP
- Velocidad de no exceder (V_{NE}): 150 kt (278 km/h). sin embargo, según lo indicado por la franja roja del anemómetro serían 140 kt (260 km/h).
- Velocidad de operación normal (V_{NO}): 124 kt (230 km/h), atendiendo al comienzo de la franja amarilla del anemómetro.
- Velocidad de pérdida con flaps extendidos y MTOM (V_{SO}): 34 kt (63 km/h), atendiendo al comienzo de la franja amarilla del anemómetro.

El número de serie de la aeronave es el 06092-2204. Fue construida en 2007, habiendo sido expedido su primer Certificado de Aeronavegabilidad el 19 de noviembre de 2007 por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea. El Certificado de Aeronavegabilidad actual fue expedido el 8 de septiembre de 2020, tras el cambio de normativa sobre la renovación de los certificados de aeronavegabilidad restringidos de las aeronaves de construcción por

aficionado. El último Certificado de Revisión de Aeronavegabilidad está fechado el 15 de abril de 2020.

1.6.2. Hélice

La hélice instalada originalmente en la aeronave era una 'Sensenich' bipala de paso ajustable en tierra y 164 cm de diámetro. En 2009, el titular de la aeronave decidió cambiarla. La nueva hélice instalada en la aeronave era bipala de paso variable, con buje metálico y palas fabricadas en madera y fibra de carbono, suministrada por la marca italiana 'GT Propellers', con un diámetro de 160 cm. La aeronave disponía también de un sistema eléctrico de cambio de paso en vuelo. Según la declaración del propietario anterior de la aeronave, el motor eléctrico del cambio de paso podía llegar a desajustar el paso entre las dos palas, por lo que ocasionalmente había que reajustarlo en tierra con una herramienta específica.

Según el manual de instalación y operación de la hélice, el peso del conjunto se estipulaba en 10,7 kg, y el momento de inercia $0,43 \text{ kgm}^2$ (para una hélice de referencia del mismo modelo, pero de 177 cm de diámetro en lugar de 160). Para esta misma hélice, se estipulaba en el manual unas rpm máximas de 2700. Si se superaban, se debía desmontar la hélice y mandarla a revisión. Sin embargo, al preguntar al fabricante sobre esta limitación, su respuesta fue que era conservativa y que para la hélice de 160 cm se podía llegar a 3000 rpm sin llegar a dañarla.

1.6.3. Motor

El motor instalado era un Jabiru 3300A, de número de serie 33A1347. Según el libro de motor, tenía 389:30 h en el momento del accidente.

A continuación se exponen extractos de documentación importante relativa al motor emitida por el fabricante.

Manual del motor:

En el punto 5 ('Limitaciones de Operación') del manual de instalación del motor se especifica que las máximas revoluciones que puede alcanzar son 3300 rpm, y las recomendadas para el crucero son 2750.

En el punto 9 ('Hélice y Cono') se especifica lo siguiente, entre otras cosas:

- Se prefiere el uso de hélices de madera de paso fijo. Para usar de manera segura una hélice de metal o material compuesto, se debe realizar un estudio de resonancia y vibración para asegurar que no hay vibraciones dañinas. Este estudio se debe realizar para cada nuevo diseño de hélice que se vaya a usar. Debido a su capacidad inherente para absorber vibraciones, las hélices de madera se pueden usar sin hacer pruebas.
- Las hélices de madera requieren inspecciones periódicas para mantener la tensión de sujeción adecuada, típicamente cada 50 o 100 horas, dependiendo de las recomendaciones del fabricante.
- Máximo momento de inercia permitido para un conjunto de hélice es de $0,3 \text{ kgm}^2$.

Service Bulletin SB-014 issue 2 (mantenimiento e instalación de hélices en motores Jabiru):

En el 2006, un año antes de la construcción de esta aeronave, se emitió un boletín de servicio sobre el mantenimiento e instalación de hélices en motores Jabiru. Este boletín de servicio se modificó en 2011 debido a un accidente donde una aeronave había perdido la hélice en vuelo, siendo esta no aprobada por Jabiru

En este boletín de servicio se amplía la información de por qué se deben usar hélices de paso fijo, y estipula requisitos y pruebas que deberían hacerse para instalar una hélice diferente. Entre ellas están que la hélice no sea demasiado pesada, que las vibraciones no sean excesivas, y se debe probar con una sobre-revolución del motor. Además, si se usa una hélice no aprobada, hay un capítulo entero (capítulo 6) donde se propone un programa de mantenimiento diferente.

En este programa se detalla lo siguiente:

- Hay un aviso de que usar hélices no aprobadas puede llevar a problemas no previstos operacionales, de aeronavegabilidad, de garantía, legales o de otros tipos, y que 'Jabiru' no acepta ninguna responsabilidad por esos problemas.
- Se deben hacer inspecciones visuales de la hélice y su plato buscando exceso de óxido, o de polvo provocado por el roce. Esto es muchas veces una indicación de movimiento entre las partes y de un posible fallo potencial de la unión. Pérdidas de aceite en esta zona deben corregirse lo antes posible pues pueden enmascarar otros problemas.
- Se debe chequear la tensión de los tornillos que montan el plato de la hélice y su condición cada 100 h y en una inspección anual.
- Se deben chequear el equilibrio de la hélice cada 500 h y en una inspección anual.
- Se debe chequear visualmente la instalación de la hélice cada 50 h o anualmente.
- Se deben cambiar los tornillos del plato de la hélice al cigüeñal y a la hélice cada 500h.

Service Bulletin SB-022 (instalación del plato de la hélice):

En el año 2008, un año después de la fabricación de esta aeronave, se emitió un boletín de servicio sobre la instalación del plato de la hélice al cigüeñal. La razón de este boletín de servicio era que se habían registrado múltiples casos de rotura de la unión entre el plato y cigüeñal por distintas causas (como uso de sellante incorrecto, o longitud de tornillo incorrecta).

En este boletín se pedía a los usuarios del motor que, si no habían instalado ya la hélice como se describía en su boletín, que lo hicieran en la siguiente revisión de mantenimiento programada o en 50 h de vuelo, lo que ocurriera antes.

A continuación, se exponen los pasos más importantes del procedimiento de instalación:

- Deberían asegurarse de que al menos 9 mm de rosca del tornillo estuviese en contacto con el cigüeñal (sobre 11 mm desde la punta del tornillo hasta la separación de superficies).
- Hay que limpiar concienzudamente las superficies a unir del cigüeñal y del plato de la hélice.

- Se deben usar tornillos del tipo “Unbrako 1960” o equivalente, y si se van a reutilizar, se deben limpiar las roscas con cepillo metálico, y luego imprimir con Loctite 7471.
- Limpiar e imprimir también las roscas del cigüeñal con Loctite 7471.
- Aplicar una cantidad pequeña (como la cabeza de una cerilla grande) de Loctite 620 en la rosca del tornillo, y otra en la rosca del cigüeñal.
- Apretar los tornillos usando una llave dinamométrica calibrada, apretando todos los tornillos a un par de apriete de 20 lb.ft, luego 25 lb.ft y finalmente a 30 lb.ft.
- Esperar a que el líquido fijador cure antes de encender el motor.

Además del procedimiento, hace las siguientes advertencias:

- Es imperativo el uso de Loctite 620. No así los alambres para evitar el aflojado del par, que son opcionales y que Jabiru no usa al montar sus aeronaves. Los alambres por sí solos son insuficientes para asegurar el apretado de tornillos
- Es importante usar una llave dinamométrica bien calibrada.
- Se debe usar Loctite 620 porque tolera bien las altas temperaturas (en este caso rondando los 80-90°C). Otras pastas fijadoras han demostrado perder gran parte de su fuerza a esas temperaturas.
- Los agujeros de los bulones se han mecanizado en el cigüeñal para el uso de hélices de otros fabricantes (8 mm de diámetro x 12 mm de profundidad)

Manual de ‘Overhaul’:

Por otra parte, en el manual de ‘Overhaul’ del motor, con respecto a la unión del cigüeñal al plato de la hélice (punto 5.9.1), se dice que hay tres tipos de uniones, denominando antigua a la que no presenta agujeros para bulones (la presente en la aeronave accidentada). Si el tipo de unión es antigua, esta y el plato de la hélice deben ser modificadas durante el ‘Overhaul’, para que se puedan instalar los bulones en ella. El fabricante declaró que la razón de no emitir un boletín de servicio para que se realizasen los agujeros en los modelos antiguos era que, debido a la importancia de la unión, el riesgo era demasiado alto si se efectuaban por gente que no estuviese lo suficientemente preparada.

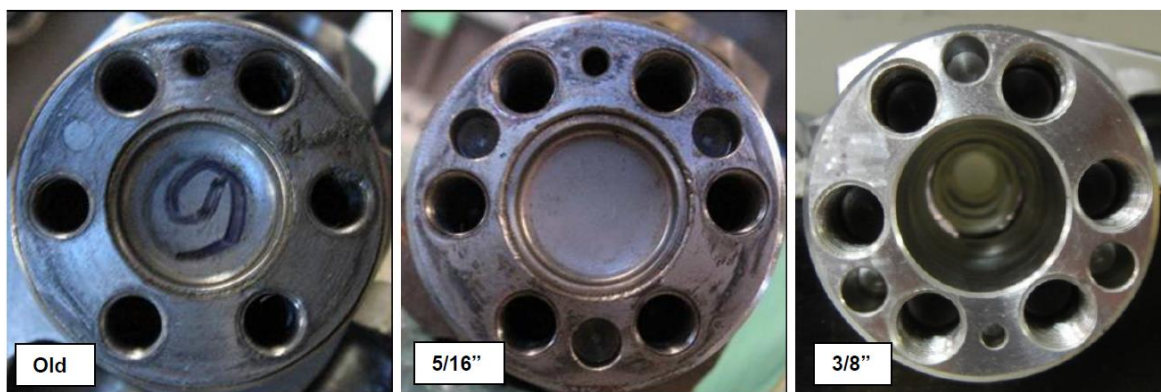


Ilustración 1: Tipos de uniones del cigüeñal al plato de la hélice

También se dice que los tornillos de unión del plato de la hélice deben colocarse con Loctite 620.

1.6.4. Mantenimiento

Hasta la venta, el mantenimiento básico era realizado por el propietario, como los cambios de aceite y los chequeos superficiales del avión. En cuanto a la unión del plato de la hélice al cigüeñal, el propietario chequeaba frecuentemente la holgura entre ambas partes manualmente, declarando que nunca notó que hubiera alguna.

Para tareas de mantenimiento más complejas, enviaba la aeronave a un mecánico profesional. Las últimas tareas de mantenimiento realizadas a la aeronave por este mecánico fueron las siguientes:

Junio 2017, 244 h.- Revisión de célula y motor con mecanizado e instalación sondas CHT y adaptación de las gomas de sellado de las pipas de las bujías.
Sustitución de la goma guardapolvos de la pata de morro.

Septiembre 2018, 269 h.- Revisión anual de motor e inspección básica de célula.
Comprobación de las conexiones eléctricas, circuito de carga y sensor rpm.
Instalación deflector inferior en el capó del motor.

Noviembre 2019, 282 h.- Revisión anual de motor.
Modificación del deflector inferior del capó, con instalación de tapa de cierre en tren delantero. Revisión de célula, con engrase de articulaciones y mecanismos del tren de aterrizaje.

Enero 2020, 283 h.- Instalación del depósito de recuperación de aceite.
Comprobación de compresión cilindros mediante test de presión diferencial, siendo sus valores: n.1= 90%, n.2= 90%, n.3= 83%, n.4= 92%, n.5= 93%, n.6= 85%.

Según las anotaciones en el libro de motor de la aeronave, las últimas revisiones de mantenimiento fueron las siguientes:

El 23 de junio del 2017, 247:45 h: Se hace revisión general del motor, realizando cambio de aceite, bujías y filtros. Se revisa la célula comprobando solidez estructural del conjunto y los mandos de planos, flaps y compensadores.

En esta revisión, el propietario desmonta la hélice y la envía al fabricante, 'GT Propellers', para su revisión, pues en un chequeo notó que había cierta holgura en el mecanismo de cambio de paso, y para una revisión del borde de ataque y pintura. Tras la revisión por parte de 'GT Propellers', se toma finalmente la decisión de cambiar las palas y hacer un 'overhaul' del buje, dado el estado en el que se encontraban. La sustitución de las palas y el 'overhaul' del buje no figuran en el libro del motor, donde solo se especifica que se mandaron a revisión.

El 28 de julio de 2018, 272 h: Se hace revisión de la hélice y de los frenos. Se revisan los tornillos de los frenos. Se ponen tornillos nuevos en discos del freno del tren principal. Se

sustituyen las bujías. Se ajusta el cierre de cabina con nuevos sellados de neopreno para evitar ruido excesivo durante el vuelo.

El 18 de mayo de 2019, 296 h: Se hace una revisión general del avión donde se desmontan las alas para arreglar la luz de posición del plano izquierdo. Se sustituye bombilla y se limpia el conector.

Se aprecian algunas discrepancias en fechas y tareas entre los últimos mantenimientos apuntados en el libro del motor y en los registros del mecánico encargado.

1.7. Información meteorológica

Según el informe de AEMET respecto a las condiciones meteorológicas en el día del accidente, los vientos predominantes en la zona del vuelo tenían componente noroeste, y con unas intensidades que rondaban los 20 kt (extraído del mapa previsto de viento y temperatura elaborado por el WAFC de Londres para el nivel de vuelo FL050). La estación meteorológica de AEMET más cercana al lugar del accidente se encontraba a 25 km de distancia, considerándose demasiado lejana para que sus valores puedan ser aplicables a las condiciones en el lugar del accidente o durante el vuelo (la intensidad de viento en superficie en esta estación tenía una velocidad media de 18 km/h)

Por su parte, el piloto declaró que hacía bastante viento cuando despegaron de Casarrubios, y que se encontró con viento en cola la mayor parte del vuelo.

1.8. Ayudas para la navegación

No aplicable.

1.9. Comunicaciones

No se realizaron comunicaciones por radio los minutos antes del accidente.

1.10. Información de aeródromo

No aplicable.

1.11. Registradores de vuelo

La aeronave no llevaba registradores de vuelo, no siendo requerido por la normativa aplicable. Sí llevaba un GPS, que grabó el vuelo, y un Sistema de Instrumentos de Vuelo Electrónico (EFIS), que grabó diversos parámetros de vuelo y del motor.

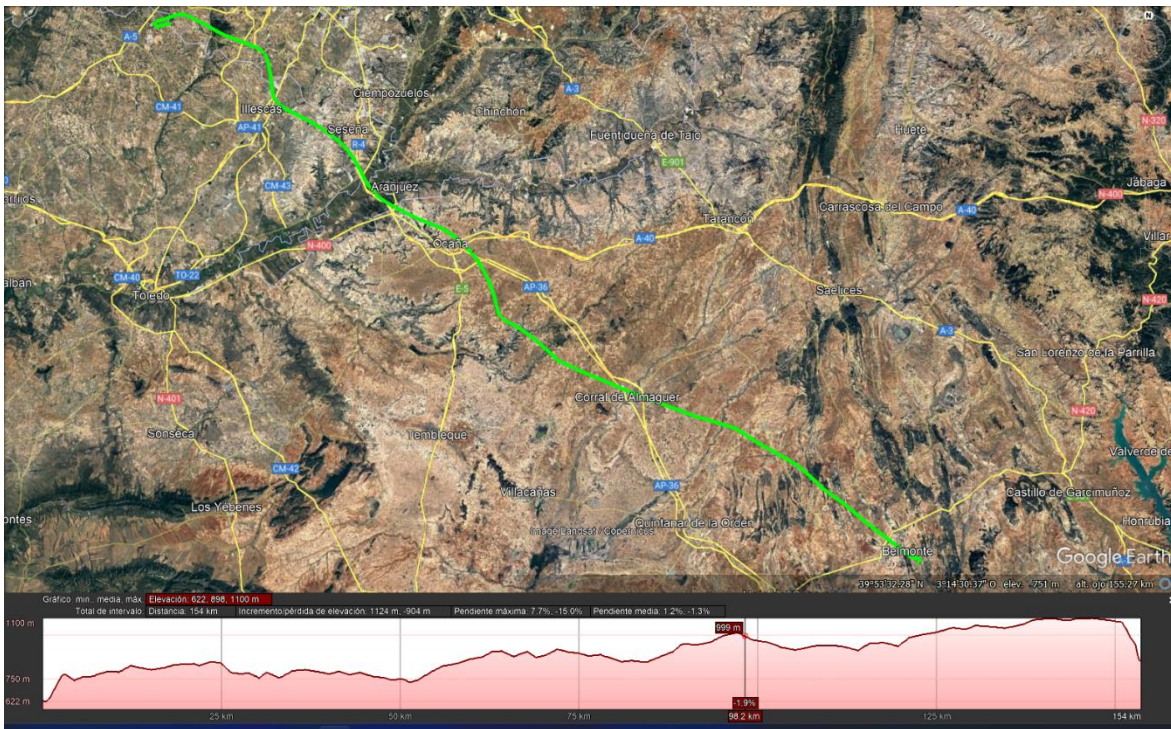


Ilustración 2: Trayectoria de todo el vuelo registrada en el GPS

Del estudio de la traza del GPS, se pudo obtener la siguiente información:

- Desde el comienzo del registro de datos hasta que la aeronave aterriza, pasan 43 minutos, y 38 minutos desde el despegue.
- Cuando se desprendió la hélice, la aeronave iba en vuelo rectilíneo de crucero.
- Hay un momento en el registro donde la velocidad comienza a descender en medio del vuelo de crucero, por lo que muy probablemente fue en ese momento cuando se desprendió la hélice. Tras el desprendimiento, el piloto mantiene el rumbo durante unos 30 segundos y luego comienza a realizar un viraje abierto de unos 180° y así aterrizar de cara al viento.
- La velocidad máxima registrada con respecto a tierra en todo el vuelo es de **149 kt**.
- La velocidad media registrada con respecto a tierra en el vuelo de crucero rectilíneo antes del desprendimiento de la hélice (que fueron 13 minutos) es de **139,5 kt**.
- Desde el momento en que se desprende la hélice hasta que la aeronave toma tierra pasan aproximadamente 70 segundos.

El EFIS registra las rpm del motor, aunque el propietario anterior de la aeronave declaró que esta medición no era muy fiable, porque fluctuaba bastante, y que él miraba las rpm en un instrumento diferente a la izquierda de la pantalla del EFIS. Aun así, se exponen aquí los valores medios registrados para el vuelo, y de este modo minimizar el posible error de fluctuaciones puntuales:

- Las rpm medias durante todo el vuelo: 2636.
- Las rpm medias durante el despegue: 2845.
- Las rpm medias los últimos cinco minutos antes del desprendimiento de hélice: 2750 rpm.

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

La aeronave realizó el aterrizaje en emergencia en el punto de coordenadas 39°33'14,7"N 2°38'35,7"O. Cuando el equipo investigador se desplazó a inspeccionar la aeronave, ésta ya había sido trasladada a una nave perteneciente al taller de mantenimiento que se ocuparía de ella en Castalla (Alicante).

Varios días después se pudo recuperar la hélice, que había caído en las cercanías del lugar del accidente.

Respecto a los daños de la aeronave, al inspeccionarla se detectó lo siguiente:

Al desprenderse la hélice de su unión al cigüeñal, se habían cortado todos los tornillos menos uno, permaneciendo parte del material de su rosca en el cigüeñal. En el que no se había partido, se había deformado la unión al cigüeñal en su lugar. El carenado se había roto y rasgado en la zona cercana a la hélice. Se podía apreciar bastante polvo rojizo en la unión y en las piezas cercanas, como en el cárter, la carcasa de la bomba de aceite o el sensor de presión de aceite (ver Ilustración 3). Preguntado posteriormente sobre este polvo al propietario anterior de la aeronave, este declaró que ese polvo llevaba apareciendo desde hacía tiempo, y que en las revisiones lo limpiaban, pensando que era polvo de aparición normal por el desgaste del retén en la unión de cigüeñal a la hélice.



Ilustración 3: Unión del cigüeñal a la hélice

El plano derecho presentaba una deformación y desprendimiento de pintura en el extradós, además de un agujero en el extradós del alerón, cerca de la punta del plano, siendo estos puntos donde contactó la hélice tras separarse del cigüeñal.



Ilustración 4: Daños en el extradós del plano derecho

También se apreció una grieta en la estructura de madera del lado izquierdo del fuselaje, a la altura de la pata izquierda del tren principal. La pata estaba adelantada por culpa de la grieta y el fuselaje impedía que se replegase el tren de aterrizaje.



Ilustración 5: Hélice desprendida en vuelo

Al inspeccionar el estado de la aeronave, se constató lo siguiente:

- Se apreciaba un poco de corrosión en algunas partes metálicas, como en el cárter y en las aletas refrigeradoras de los cilindros (especialmente en la parte más cercana al cigüeñal).
- El aceite tenía aspecto normal, por lo que no necesitaba ser cambiado
- Los filtros de aceite y aire estaban limpios.
- Los tornillos seccionados de la unión plato-cigüeñal eran de la marca Unbrako, de $\frac{3}{4}$ " de longitud por $\frac{3}{8}$ " de diámetro. Estos presentaban abundante corrosión en sus cabezas, así como en el plato de unión de la hélice al cigüeñal.
- Se comprobó que el cigüeñal podía girar sin restricciones.
- Al desmontar la hélice, se pudo observar que había marcas en el plato de la hélice que denotaban que se había cambiado la hélice varias veces en el pasado, pero siempre desatornillando los tornillos del interfaz plato-hélice, no los del interfaz plato-cigüeñal.

1.13. Información médica y patológica

No hay constancia que factores fisiológicos o incapacidades pudiesen haber afectado a la actuación del piloto.

Ambos, piloto y acompañante, resultaron ilesos del accidente.

1.14. Incendio

No se produjo incendio.

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

El piloto realizó correctamente el aterrizaje en emergencia y no hubo ningún tipo de lesión en los ocupantes de la aeronave.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1. Estudio de la fractura de la unión de la hélice al cigüeñal.



Ilustración 6: Unión de cigüeñal al plato de la hélice con la numeración de los tornillos fracturados

Se encargó un estudio fractográfico en laboratorio de los tornillos y de su unión al cigüeñal, mostrándose a continuación la información relevante de este estudio:

- Las superficies de acoplamiento presentaban abundante corrosión.
- Los tornillos fracturados también presentaban corrosión (en la cabeza y en la rosca), así como algunos depósitos marrones en los valles de las roscas.
- La rotura de los pernos, cuya consecuencia es la separación de del cubo y el cigüeñal, se produjo de forma secuencial y siguiendo un mecanismo de fatiga pulsatoria donde se combinaron cargas de flexión y tracción.



- Las primeras roturas se produjeron en los tornillos 2 y 4, que tuvieron un proceso análogo de desarrollo de la fractura. Atendiendo a las características fractográficas, la rotura por fatiga se desarrolló con un nivel de esfuerzos elevado en todo el perímetro y una tensión nominal alta en la consecución de las roturas por fatiga. El comienzo de la grieta se localizó en el fondo de rosca, y probablemente se debió a picaduras de corrosión.
- Seguidamente, rompió el tornillo 3, siguiendo el mismo mecanismo que los anteriores, un mecanismo de rotura por fatiga con combinaciones de carga de tracción axial y flexión. Esta vez el nivel de esfuerzos (y, por tanto, la velocidad de avance de la grieta) fue superior, debido a la falta de resistencia de los tornillos 2 y 4.
- Posteriormente se rompió el tornillo 1 de manera plástica por tracción, y luego se separó por completo el plato de la hélice, deformando las roscas de los tornillos 5 y 6, rompiendo la punta del tornillo 5 en el proceso y deformándose el cigüeñal en gran medida en su unión al tornillo 6.
- Se pudo determinar que no hubo sellado apropiado de los tornillos, lo que implicó un hueco por donde se filtró la humedad, que favoreció la corrosión en esta zona. Esto aflojó la unión y permitió que se produjeran vibraciones.

La conclusión del estudio fue la siguiente: La rotura de la unión se produjo por un proceso de fatiga en dos tornillos, debido a vibraciones con cargas elevadas, la presencia de corrosión y una pérdida de par de apriete. No se pudo determinar en qué medida afectó cada uno de los factores anteriores a la rotura, pudiéndose producir la fatiga principalmente por uno de ellos o por una combinación de los tres.

1.16.2. Análisis de la hélice

La hélice recuperada se pesó en el laboratorio de la CIAIAC, dando un resultado de 10,7 kg (incluyendo el cono, que pesaba 0,5 kg). Sin embargo, a esta hélice le faltaban las puntas de ambas palas (de madera), por lo que el peso del conjunto sería superior. Esto es más de lo estipulado en la ficha técnica de la hélice (10,7 kg), por lo que por alguna razón el peso del conjunto de la hélice era mayor que el especificado en la ficha técnica.

Además, el manual de la hélice especifica que el momento de inercia de la hélice es de 0,43 kgm², pero esto para una versión con diámetro de 177 cm. Se ha estimado el momento de inercia para un diámetro de 160 cm basado en el dato de 177 y el resultado y el peso de 10,7 kg. El resultado es mayor que 0,34 kgm².

1.17. Información sobre organización y gestión

No aplicable.

1.18. Información adicional

No aplicable.

1.19. Técnicas de investigación especiales

No requeridas.

2. ANÁLISIS

Según el informe fractográfico encargado, la causa inicial de la rotura de los tornillos, que finalmente llevó al desprendimiento de la hélice, fue un proceso de fatiga. A continuación, se analizarán los factores que pudieron haber provocado el inicio y crecimiento de esas grietas de fatiga.

2.1. Diseño y construcción de la aeronave

En el pasado ya había habido accidentes de aeronaves con motor Jabiru donde se había desprendido la hélice en vuelo. Jabiru era conocedor de que la unión de cigüeñal a hélice estaba muy solicitada y que podía llevar a situaciones inseguras con pequeñas desviaciones de lo prescrito para su instalación, mantenimiento u operación. Por ello cambió el diseño de esta unión, añadiendo tres bulones que aportaban más rigidez y resistencia al conjunto, aliviando de este modo las cargas soportadas por los tornillos. Sin embargo, decidió que un cambio inmediato de las uniones antiguas podría ser contraproducente, si no se hacía por personal lo suficientemente preparado. En su lugar, realizó varias acciones:

- Requirió la instalación de los bulones en el 'Overhaul' del motor.
- Emitió un boletín de servicio en el 2008 (SB-022) el que se detallaba el procedimiento de instalación de la hélice al cigüeñal, y se hacía hincapié en la importancia de realizarlo correctamente.
- Modificó otro boletín de servicio en 2011 (SB-014 i2) donde se detallaba un programa de mantenimiento especial para motores que no montaran las hélices recomendadas por ellos, sabiendo que estas podrían llevar a situaciones inseguras.

La aeronave accidentada se construyó antes del cambio de diseño de la unión, por lo que su cigüeñal no presentaba los bulones que mejoraban la resistencia de la unión.

Por otra parte, la hélice que se había montado en la aeronave no estaba aprobada por Jabiru, siendo de paso variable, con el buje metálico y las palas de madera cubierta por fibra de carbono. Jabiru recomendaba hélices de paso fijo y de madera, que tienen buenas propiedades de absorción de vibraciones. Como la hélice no era enteramente de madera, teniendo una raíz metálica con el mecanismo de cambio de paso, su peso era mayor y no absorbía tan bien las vibraciones, teniendo además un momento de inercia, estimado en más de $0,34 \text{ kgm}^2$, mayor que el máximo prescrito por Jabiru ($0,3 \text{ kgm}^2$). Por último, al ser de paso variable, este se acababa desajustando, lo que provocaba aún más vibraciones y mayores cargas en los tornillos. El propietario anterior de la aeronave usaba una herramienta específica para equilibrar el paso de las palas, y mencionó que debía ajustarlo ocasionalmente.

En cuanto a los tornillos montados en la unión del plato de la hélice al cigüeñal, estos eran Unbrako de $\frac{3}{4}$ " de longitud por $\frac{3}{8}$ " de diámetro, eran los recomendados por el fabricante. Sin embargo, aunque se detectaron algunos depósitos marrones en las roscas de los tornillos, que pudieron ser algún sellante usado (como el Loctite 620 requerido por el manual de instalación de Jabiru), estos eran muy pocos, concentrándose sobre todo en la

interfaz entre el tornillo y el plato de hélice (donde no hay rosca, ya que esta se encuentra en el interfaz entre cigüeñal y tornillo), y no habían impedido que se introdujese humedad y que las roscas de los tornillos presentaran mucha corrosión. La corrosión en la rosca provoca inicios de grietas de fatiga y también que se afloje el par de apriete, por lo que empeora la situación al permitir más entrada de humedad y más vibraciones.

2.2. Mantenimiento

En la inspección del motor se observó que el avión en general se conservaba en buen estado, exceptuando la presencia de algo de corrosión superficial en algunas piezas, como en las aletas de refrigeración de los cilindros. Los filtros de aceite y aire estaban limpios, y el aceite estaba en buen estado.

Sin embargo, se pudo comprobar que la unión del cigüeñal al plato de la hélice estaba llena de polvo rojizo, que incluso había salpicado a las piezas cercanas. El propietario anterior declaró que ya llevaba tiempo apareciendo ese polvo, y que lo había estado limpiando en las tareas de mantenimiento correspondientes, pensando que era producto de un desgaste normal del retén de la unión del cigüeñal a la hélice. Sin embargo, el boletín de servicio SB-014 avisaba que este era un indicador claro de que había holgura y fricción excesiva en las piezas de la unión y que, si se advertía, debería revisarse en profundidad desmontando esa unión. El propietario anterior desconocía el contenido de este boletín de servicio y por eso no le dio importancia a este polvo en las últimas inspecciones hechas al avión, impidiendo detectar a tiempo el avance de las grietas.

Por otra parte, tampoco se detectó que los tornillos de la unión del cigüeñal al plato de la hélice estaban muy oxidados, aunque solo podrían ser visibles cuando se desmontase la hélice del plato (la última vez que se hizo esto de la que se tenga constancia fue en 2017, al mandar la hélice al fabricante para revisión).

Hay que notar que el hecho de encontrarse las tareas de mantenimiento divididas entre el propietario y un mecánico profesional, sin establecer un procedimiento claro de división de tareas, descarga la atención del mecánico por ceñirse única y exclusivamente a las tareas encomendadas (ninguna relacionada con la hélice) y al propietario por encargarse parcialmente del mantenimiento, no reconociendo ninguno de los dos la importancia del polvo rojizo y por lo tanto la verificación de la tornillería de la hélice.

2.3. Actuaciones del piloto

Según el registro del GPS, se pudo constatar que el vuelo se realizó en su mayor parte a una alta velocidad con respecto a tierra (GS), con una máxima de 149 kt y una media de crucero de 140 kt. Teniendo en cuenta que había viento en cola (estimado entre 10 y 30 kt), la velocidad indicada de la aeronave sería más cercana a los 120 - 130 kt, siendo cercana a la velocidad máxima admisible en crucero (V_{NO}), que es 124 kt. Sin embargo, según las declaraciones del piloto y acompañante, llevaban apreciando una vibración notable desde unos minutos tras el comienzo del vuelo, que empeoró en los últimos minutos. Esta vibración les hizo sospechar que algo no iba bien, pero no impidió que el piloto volase cercano a la máxima velocidad admisible para crucero durante la mayor parte

del vuelo, y especialmente en los últimos minutos. Es probable que esto acelerase las últimas fases del crecimiento de la fractura. Se considera que hubiese sido más prudente el haber reducido la velocidad de crucero tras notar la vibración, especialmente cuando aún no había sido chequeado el avión por un mecánico de confianza, o incluso regresar al aeródromo de salida o alternativos para acortar el vuelo, reduciendo las posibilidades de empeorar la situación.

Tras el desprendimiento de la hélice, las actuaciones del piloto fueron muy acertadas: Reaccionó rápidamente apagando el motor y decidiendo el terreno donde aterrizar, encarando el viento y aterrizando con daños mínimos para la aeronave y ninguno a los ocupantes.

3. CONCLUSIONES

3.1. Constataciones

- Jabiru había emitido dos boletines de servicio para la instalación y el mantenimiento correcto de la unión cigüeñal a la hélice.
- La hélice presente en la aeronave no estaba aprobada por Jabiru, siendo de paso variable y de metal, madera y fibra de carbono, cuando las recomendadas por Jabiru son las de madera de paso fijo.
- El propietario anterior desconocía el boletín de servicio que explicaba el mantenimiento especial que necesitan las hélices no aprobadas por Jabiru.
- La unión del cigüeñal a la hélice presentaba polvo rojizo de óxido, que había manchado también las piezas aledañas a la unión. Este polvo ya llevaba apareciendo desde hacía tiempo, pero el propietario anterior pensaba que era polvo de desgaste del retén y no le daba importancia, limpiándolo en las últimas revisiones de mantenimiento.
- Los tornillos de la hélice presentaban mucha corrosión, y se evidenció que no presentaban prácticamente el sellante exigido por el fabricante para la unión.
- El vuelo se realizó con viento en cola, y a una velocidad de crucero alta, aunque dentro de las limitaciones estipuladas en el manual de vuelo.
- El piloto y acompañante percibieron unas vibraciones notables al poco tiempo de despegar. Estas vibraciones se fueron incrementando hasta el desprendimiento de la hélice.

3.2. Causas/factores contribuyentes

La investigación ha determinado que la causa del accidente fue la instalación de una hélice no aprobada por el fabricante del motor que motivó la rotura por proceso de fatiga de los tornillos de la unión del plato de la hélice al cigüeñal y el posterior aterrizaje en emergencia fuera de campo.

Se consideran como factores contribuyentes a este proceso de rotura los siguientes:

- Mantenimiento que no se adecuó a los boletines de servicio emitidos por el fabricante del motor relativos a la unión de hélice al cigüeñal.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

Con objeto de concienciar de los riesgos y limitaciones asociados a la elección y montaje de la hélice en una aeronave, se emiten las siguientes recomendaciones relacionadas con la divulgación de este informe:

REC. 46/23 Se recomienda a la Asociación de Aviación Experimental (AAE) que distribuya este informe entre todos sus asociados.

REC. 47/23 Se a la Asociación Española de Pilotos de Aeronaves Ligeras (AEPAL), que distribuya este informe entre todos sus asociados.

REC. 48/23 Se recomienda a la Asociación Ibérica de Aviación Anfibia (AIAA) que distribuya este informe entre todos sus asociados.

REC. 49/23 Se recomienda a la Asociación de Pilotos y Propietarios de Aeronaves de España (AOPA-Spain), que distribuya este informe entre todos sus asociados.

REC. 50/23 Se recomienda al Real Aero Club de España (RACE Aviación) que distribuya este informe entre todos sus asociados.