CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES
E INCIDENTES DE
AVIACIÓN CIVIL

Informe técnico ULM A–021/2016

Accidente ocurrido el día 6 de octubre de 2016, a la aeronave Preceptor Ultra Pup, matrícula EC-XEG, en el aeródromo de Avinyonet del Penedés (Barcelona)

GOBIERNO DE ESPAÑA

MINISTERIO DE FOMENTO

Informe técnico

ULM A-021/2016

Accidente ocurrido el día 6 de octubre de 2016, a la aeronave Preceptor Ultra Pup, matrícula EC-XEG, en el aeródromo de Avinyonet del Penedés (Barcelona)

GOBIERNO DE ESPAÑA
MINISTERIO DE FOMENTO
SUBSECRETARÍA
COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

© Ministerio de Fomento
Secretaría General Técnica
Centro de Publicaciones

NIPO Papel: 161-17-231-X

NIPO Línea: 161-17-232-5

Depósito legal: M-35120-2017

Maquetación: David García Arcos

Impresión: Centro de Publicaciones

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: +34 91 597 89 63 E-mail: ciaiac@fomento.es C/ Fruela, 6
Fax: +34 91 463 55 35 http://www.ciaiac.es 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.° 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

ADVERTENCIA 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
1.5.1. Piloto 2
1.6. Información sobre la aeronave 3
1.6.1. Información general 3
1.6.2. Registro de mantenimiento 5
1.6.3. Estado de aeronavegabilidad 6
1.7. Información meteorológica 6
1.7.1. Situación general 6
1.7.2. Situación en la zona del accidente 6
1.8. Ayudas para la navegación 7
1.9. Comunicaciones 7
1.10. Información de aeródromo 7
1.11. Registradores de vuelo 9
1.12. Información sobre los daños de la aeronave siniestrada 9
1.13. Información médica y patológica 10
1.14. Incendio 10
1.15. Aspectos relativos a la supervivencia 10
1.16. Ensayos e investigaciones 11
1.16.1. Declaración del piloto 11
1.16.2. Comunicación Jefe de Vuelos 11
1.16.3. Ensayos/Inspecciones 11
1.16.3.1. Estructura y cabina 12
1.16.3.2. Sistema de combustible 12
1.16.3.3. Sistema de encendido 13
1.16.3.4. Motor 14
1.17. Información sobre organización y gestión 16
1.18. Información adicional 16
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces 16

2. ANÁLISIS 17

2.1. Análisis de la situación meteorológica 17
2.2. Análisis del vuelo 17
2.3. Análisis de los restos de la aeronave 19
2.4. Análisis del mantenimiento de la aeronave 19

3. CONCLUSIONES 22

3.1. Constataciones 22
3.2. Causas/factores contribuyentes 23

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL 24

Abreviaturas

° ' "	Grado(s), minuto(s) y segundo(s) sexagesimal(es)
° C	Grado(s) centígrado(s)
AEMET	Agencia Estatal de Meteorología
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
cc	Centímetros Cúbicos
E	Este
EASA	European Aviation Safety Agency
Fpm	Pies por minuto
ft	Pie(s)
h	Hora(s)
HP	Caballos de potencia
hPa	Hectopascal
kg	Kilogramo(s)
kg/m^2	Kilogramo(s)/metro cuadrado
km	Kilómetro(s)
km/h	Kilómetro(s)/hora
l , l/h	Litro(s) , Litro(s)/hora
LAPL	Licencia de piloto de aeronave ligera
m	Metro(s)
m/s	Metro(s)/segundo
m^2	Metro(s) cuadrados
mph	millas por hora
N	Norte
QNH	Presión atmosférica referida a nivel del mar
rpm	Revoluciones por minuto
TULM	Licencia Piloto Ultraligero
ULM	Ultraligero motorizado
VFR-VMC	Vuelo Visual Diurno-Condiciones Mínimas Visuales
V_s	Velocidad de entrada en pérdida

Sinopsis

Propietario y Operador:	Privado
Aeronave:	PRECEPTOR ULTRA PUP, matrícula EC-XEG
Fecha y hora del accidente:	Miércoles 6/octubre/2016, 14:30 hora local
Lugar del accidente:	Inmediaciones del Aeródromo de Avinyonet del Penedés (Barcelona)
Personas a bordo:	1 tripulante y 1 pasajero - ilesos
Tipo de vuelo:	Aviación general – Privado
Fase de vuelo:	Despegue – Ascenso inicial
Fecha de aprobación:	26 de julio de 2017

Resumen del suceso:

El miércoles 6 de octubre de 2016 la aeronave PRECEPTOR ULTRA PUP, matrícula EC-XEG, sufrió un accidente en las inmediaciones del aeródromo de Avinyonet del Penedés, situado en la provincia de Barcelona.

Transcurridos pocos segundos después del despegue se produjo una pérdida de potencia del motor y la caída de la aeronave impactando contra el suelo, fuera de los límites del aeródromo en un terreno embarrado.

El piloto y el pasajero resultaron ilesos y ambos pudieron salir del avión por sus propios medios.

La aeronave sufrió importantes daños.

La investigación considera que la causa del accidente fue una pérdida de velocidad y altura irrecuperables por el piloto motivadas por la pérdida de potencia del motor por un inadecuado mantenimiento, la deficiente evaluación de la situación por parte del piloto y su escasa experiencia en la operación de este tipo de aeronaves.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El 6 de octubre de 2016 alrededor de las 14:30 hora local, el piloto de la aeronave ultraligera de construcción por aficionado, PRECEPTOR ULTRA PUP, matrícula EC-XEG, de su propiedad, se disponía a realizar un vuelo local con un pasajero a bordo, con origen y destino el aeródromo de Avinyonet del Penedés, situado en la provincia de Barcelona.

El día estaba nublado, con viento suave a variable, chaparrones en las inmediaciones y temperatura de unos 22ºC. Las condiciones de vuelo eran VMC.

El piloto realizó la inspección pre-vuelo en el hangar del aeródromo, realizó la prueba de motor sin incidencias, rellenó los depósitos de combustible y con las indicaciones óptimas de RPM (según declaración del piloto, aun no disponiendo de indicador de RPM conectado), y posición 2 de flaps, se dispuso a despegar por la pista 12.

Efectuado el despegue y a una velocidad de 60 mph, el motor comenzó a perder potencia, aunque la palanca de gases estaba actuada al máximo. A una altura de 30 ft, el motor fue incapaz de proporcionar la potencia necesaria para mantener la velocidad y el nivel de vuelo. Finalmente, sin recuperación de la operación, la aeronave impactó contra el terreno, a los 30 segundos del despegue.

El impacto se produjo en un viñedo de terreno blando y arcilloso, embarrado por las lluvias, situado a unos 300 m en la prolongación de la pista.

Fotografía 1. Aeronave accidentada en el lugar del impacto

El piloto y el pasajero resultaron ilesos y salieron por sus propios medios de la aeronave.

Los daños del avión fueron importantes y no pudo ser retirado del lugar del accidente, hasta transcurridos varios días, dadas las malas condiciones meteorológicas.

1.2. Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Mortales				
Lesionados graves				
Lesionados leves				
Ilesos	1	1	2	
TOTAL	1	1	2	

1.3. Daños a la aeronave

Como consecuencia del impacto contra el terreno, la aeronave resultó con daños importantes en la sección de morro, hélice y motor, el tren de aterrizaje, las alas y varias zonas de la parte delantera del fuselaje.

1.4. Otros daños

No se produjeron daños a terceros reseñables.

1.5. Información sobre el personal

1.5.1. Piloto

El piloto, de nacionalidad noruega, de 61 años de edad, tenía la siguiente licencia de piloto expedida por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA):

- Licencia de Piloto de Ultraligero (TULM) desde el 11/02/2016 con la siguiente habilitación:
  - MAF Multieje de ala fija, válida hasta el 28/02/18 y R/TC, radiotelefonía en castellano.

El certificado médico se encontraba en vigor hasta el 09/03/2017 para la clase 1, hasta el 09/09/2017 para la clase 2, y hasta 09/09/2018 para LAPL. El certificado EASA, estaba emitido por la Autoridad Aeronáutica Civil Holandesa.

Adicionalmente disponía de una experiencia de vuelo de 16.931 horas en diferentes aviones monomotor de pistón, en Dornier DO228, Fokker F27 y F50, Embraer EMB 120, Bombardier DHC 8, y en Boeing B737.

Según la información facilitada por el piloto, su experiencia de vuelo con aeronaves ultraligeras era de 20 horas 55 minutos.

El piloto al mando era el propietario de la aeronave, pero no su constructor, al que le fue comprada en julio de 2016.

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1. Información general

La aeronave PRECEPTOR ULTRA PUP es un avión ultraligero, monoplano de ala alta, con tren de aterrizaje fijo, del tipo "patín de cola".

La estructura es de las denominadas de "tubo y tela": tubo de aluminio aeronáutico y entelado en las superficies de sustentación.

De fabricación por aficionado, el "kit" prefabricado del avión es construido por Preceptor Aircraft, permitiendo diferentes configuraciones de motor.

En el caso de este suceso, disponía de un motor Volkswagen "Aircooled" de 2180 cc.

La versión Ultra Pup, es la versión biplaza de la Preceptor y con alas plegables.

El piloto propietario no ha proporcionado la hoja de datos con la información específica de la aeronave del suceso, ni los manuales de vuelo, fabricación y servicio, por lo que las características generales, que se detallan a continuación, son orientativas y responde a la información publicada por el fabricante comercializador del kit:

Estructura:

- Envergadura: 9,29 m.
- Longitud: 5,25 m.

- Superficie alar: 11,14 m^2.
- Altura máxima: 1,82 m.
- Carga útil: 295 kg.
- Peso en vacío: 204 kg.
- Peso máximo al despegue: 499 kg.
- Capacidad de combustible: 53 l.

En el registro de matrículas de AESA, el peso en vacío que consta es de 167 kg, el peso máximo al despegue de 400 kg, y por tanto la carga útil de 233 kg.

Actuaciones:

- Velocidad máxima: 105 mph.
- Velocidad media de crucero: 80 mph.
- Velocidad de entrada en pérdida (V_s): 35 mph.
- Velocidad inicial de ascenso: 1.400 fpm.
- Alcance: 563,27 km.
- Techo: 3.657,6 m.
- Distancia de despegue y aterrizaje: 91,44 m.

Planta de potencia:

El libro de motor tiene registrado que el motor instalado es Mosler pero sin mayor especificación. En el programa de mantenimiento aparece como el modelo Mosler 2180 cc. En realidad se trata de un motor Volkswagen, convertido para uso en aviación, por Mosler Inc., posteriormente absorbida por Total Engine Concepts (TEC). El modelo es un Volkswagen "Aircooled" de 70 HP con número de serie: CU120667.

Nuevamente en el registro de matrículas de AESA la información disponible es diferente, indicando que la aeronave tenía instalado un motor de pistón TEC modelo THUNDERBOLT.

El diseñador de la aeronave recomienda la instalación de un motor Volkswagen 2180 cc de 70 HP que es el existente en la aeronave según se comprueba en la inspección de campo. Sus características son las siguientes:

- Motor de pistón de cuatro tiempos, cuatro cilindros opuestos horizontalmente, y sistema de encendido por magneto (SLICK M2266) y doble bobina.

- Refrigerado por aire en los cilindros.
- Potencia máxima en despegue a 3600 rpm: 75 HP.
- Potencia continua a 3200 rpm: 70 HP.
- Cilindrada: 2.180 cc.
- Velocidad nominal: 2.700 rpm.

Hélice:

- Hélice de madera, tractora, bipala y de paso fijo.
- Diámetro: 1,57 m (según información proporcionada por el piloto).

Combustible:

- La aeronave dispone de dos depósitos, uno por cada ala, con capacidad de 26,5 litros cada uno.

La aeronave no disponía de instalación de radio fija.

1.6.2. Registro de mantenimiento

Esta aeronave de construcción por aficionado fue construida en 2010 con nº de serie: 0016/1405. El mantenimiento era realizado por el propietario según el Programa de Mantenimiento autorizado por AESA el 28/04/2011, estableciendo revisiones básicas periódicas (de tipo B) cada 25 horas de vuelo, otra cada 100 horas o anual (también de tipo B) y una general (de tipo D) a las 200 horas o 24 meses.

En el momento del accidente la aeronave y el motor tenían un registro acumulado de 41 horas de vuelo 20 minutos según información proporcionada por el piloto.

Según la información que consta en la cartilla del motor, éste se monta nuevo procedente de importación con solo 2 horas de funcionamiento hasta el 15/04/2011.

Desde su instalación, se realiza una revisión general el 15/04/2013, transcurridos 24 meses ya que no se alcanzaron las 200 horas de vuelo requeridas para este tipo de revisión. La siguiente revisión también general se realizó el 22/06/2015.

En julio 2016 el actual propietario y piloto adquiere la aeronave con un registro de horas de vuelo del motor de 25 horas 10 minutos. El 20/07/2016 el nuevo propietario realiza la revisión periódica de 25 horas (de tipo B), según programa de mantenimiento autorizado, cuando el motor tenía 29 horas 15 minutos. En tres meses, como nuevo propietario, realizó 16 horas 10 minutos.

El último registro de vuelo constatado antes del accidente, corresponde a un vuelo con origen y destino el aeródromo de Avinyonet, de fecha el 04/10/2016, 2 días antes del suceso, con una duración total de 30 minutos. El vuelo se realiza a modo de vuelo de prueba, tras haberle desmontado el carburador, haberlo ajustado y comprobado su funcionamiento. El resultado registrado fue satisfactorio. El motor contaba en esa revisión con un total de 40 horas 50 minutos de vuelo.

1.6.3. Estado de aeronavegabilidad

La aeronave con número de serie 0016/1405 y matrícula EC-XEG según registro de matrículas activas de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea fue matriculada el 01/02/2010, con número de registro 8707. En el certificado de matrícula figuraba como estacionamiento habitual el Aeropuerto de Girona.

La construcción fue finalizada el 15/04/2011 por el anterior propietario de la aeronave.

El piloto del suceso es su actual propietario.

La aeronave disponía de Certificado de Aeronavegabilidad Especial Restringido nº A-1358, emitido por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea el 8 de julio de 2011, como Avión de categoría Privado-3-Normal ULM, renovado el 25/06/2015 con validez hasta el 25/06/2017.

La aeronave disponía de una póliza de seguro de accidentes válida y en vigor hasta el 28/02/2017.

1.7. Información meteorológica

1.7.1. Situación general

De acuerdo con la información facilitada por AEMET, la situación meteorológica generalizada era de pantano barométrico sobre Cataluña, con dos borrascas a ambos lados de la región, y una ausencia de gradiente de presión y viento en la mitad oriental de la Península Ibérica. Los cielos estaban poco despejados sobre Barcelona y con bastante nubosidad en los Pirineos.

1.7.2. Situación en la zona del accidente

AEMET no dispone de información en Avinyonet del Penedés pero sí, en una estación automática en Vilafranca del Penedés, situada a unos 5 km al oeste. Con los datos de esta estación, la situación más probable en el lugar del accidente fue:

- Viento:
  - Dirección: del Suroeste (230º).
  - Velocidad: 10 Km/h.
  - Racha máxima: alrededor de 20 Km/h.
- Visibilidad: buena visibilidad en superficie.
- Nubosidad: Despejado.
- Temperatura: alrededor de 25ºC.
- QNH: alrededor de 1016 hPa.
- Humedad relativa: alrededor del 54%.
- Fenómenos de tiempo significativos: No se observaron precipitaciones apreciables.

1.8. Ayudas para la navegación

El vuelo se desarrolló bajo reglas VMC/VFR.

1.9. Comunicaciones

No aplicable. La aeronave no disponía de instalación de radio fija.

1.10. Información de aeródromo

El aeródromo se encuentra en Avinyonet del Penedés, en la provincia de Barcelona. Es un aeródromo no controlado de vuelo ULM.

Dispone de una pista de asfalto de 480 m de longitud y 15 m de ancho, con orientación 12/30 y una elevación de 246 m. Sus coordenadas geográficas son:

N 41º 22’ 17”; E 01º 45’ 99”

Los circuitos están establecidos con tráfico siempre hacia el Noreste.

El uso de radio no es obligatorio.

Figura 1. Carta de aproximación visual Avinyonet del Penedés

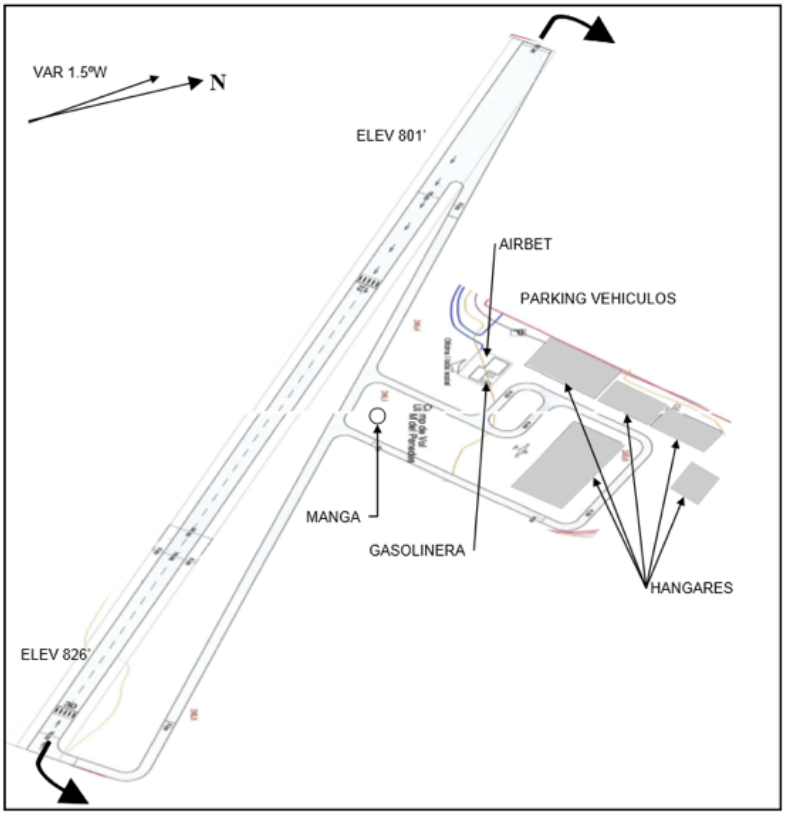


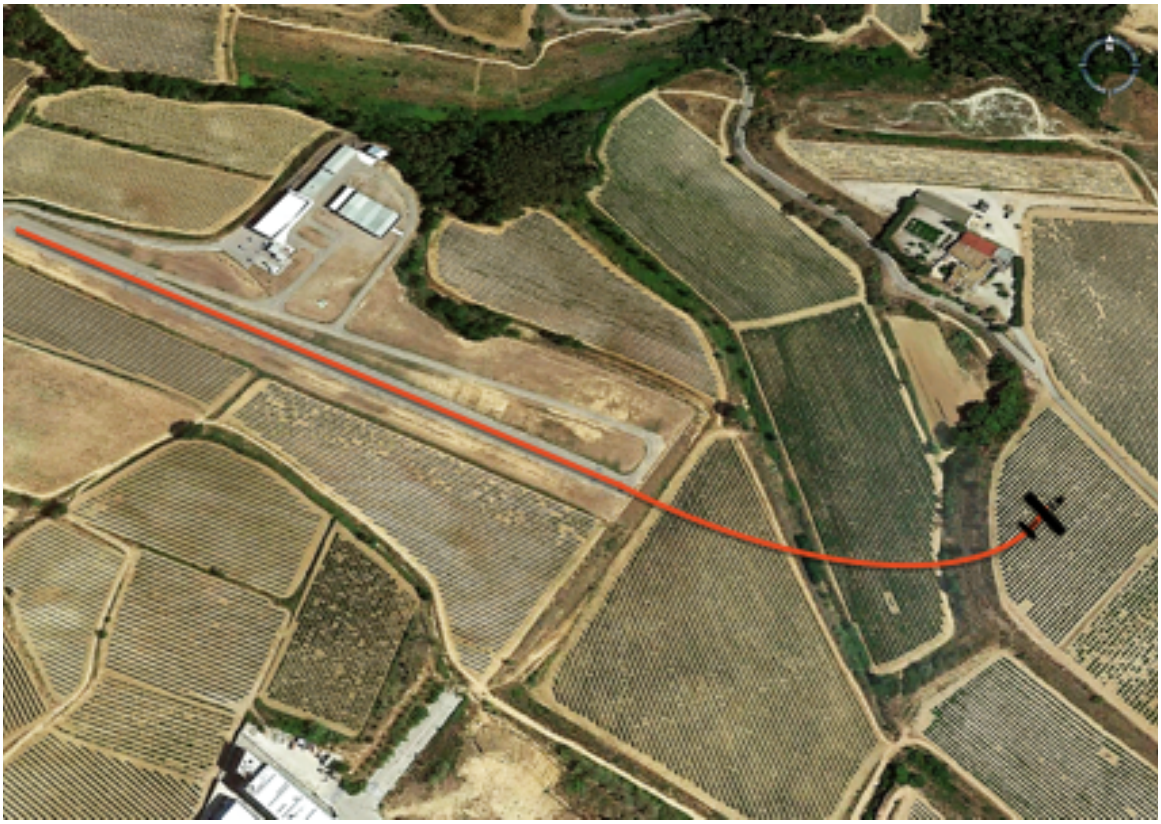
Figura 2. Plano del aeródromo de Avinyonet del Penedés

1.11. Registradores de vuelo

La aeronave no estaba equipada con un registrador de datos de vuelo ni con un registrador de voz del puesto de pilotaje, ya que la reglamentación aeronáutica en vigor no exige llevar ningún registrador en este tipo de aeronaves.

1.12. Información sobre los daños de la aeronave siniestrada

El lugar del accidente donde impactó la aeronave, se encontraba a unos 300 m de la pista 12, en un viñedo de terreno embarrado que dificultaba el acceso al avión. Coordenadas geográficas: N 41º 21’ 59,16” ; E 1º 46’ 23,41”.



Fotografía 2. Lugar del accidente

Las lluvias posteriores al accidente facilitaron que la aeronave quedara en parte, hundida en el terreno, no pudiendo ser retirada hasta varios días después.

Los daños principales en la aeronave se situaban como se indica a continuación:

- Tren de aterrizaje: destruido.
- Alas: deformaciones cercanas a la punta de ala y en ambas alas, coincidentes con el ancho de la plantación del viñedo.

- Motor y morro de la aeronave: carenados deformados.
- Hélice bipala de madera: destruida.
- Parte delantera del fuselaje: deformada.

El resto de la aeronave mantenía su estructura y características intactas sin mostrar daños aparentes.

1.13. Información médica y patológica

El piloto y el pasajero resultaron ilesos y salieron por sus propios medios de la aeronave.

El sistema de seguridad del avión consistente en los cinturones del piloto y pasajero estaban en buen estado y sus anclajes funcionaban correctamente.

1.14. Incendio

No aplicable.

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

La estructura de la aeronave mantuvo su forma sin sufrir deformaciones de importancia, especialmente en la cabina, lo que permitió que el piloto y pasajero no tuvieran dificultades que impidieran su salida de la misma.

Según la declaración del piloto, la aeronave comenzó a caer desde 30 ft de altura para impactar contra el terreno, con una velocidad de unos 50 mph, con un inicio de viraje hacia la izquierda, a 300 m en la prolongación de la pista. Se precipitó en posición horizontal y equilibrada sobre un viñedo, amortiguando el impacto y dejando, en parte, suspendida la aeronave sobre las viñas, hundiendo solamente el morro del avión en el terreno, al romperse el tren de aterrizaje.

Este impacto sólo produjo algunas magulladuras sin importancia en el piloto y el pasajero. No obstante, y de forma preventiva, ambos se dirigieron al hospital de St. Pere de Ribes donde les practicaron un reconocimiento médico.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1. Declaración del piloto

Según la declaración del piloto por escrito, anticipada verbalmente el día de la inspección de campo, el día del suceso, el cielo estaba nublado. Con lluvias en las inmediaciones, las condiciones de vuelo eran VMC y el viento era suave a variable.

La puesta en marcha del motor se realizó con normalidad, según testimonio del piloto, con las rpm y la indicación del motor adecuadas para el despegue; despegó y cuando llegó a 60 mph, notó que la potencia del motor disminuía. El piloto refirió que con la palanca de gases actuada al máximo no podía mantener la velocidad. El nivel de vuelo era de 30 pies y la velocidad de 55 mph. Según su testimonio, seleccionó la configuración 1 de flaps, dado que estaba muy por encima de la velocidad de pérdida, y así podía facilitar la aceleración en ese nivel de vuelo, ya que la configuración 2 le hubiera proporcionado mayor resistencia.

Finalmente, según su declaración, no pudo mantener el nivel de vuelo y con la pérdida de velocidad asociada terminó impactando en el terreno después de 30 segundos desde el despegue. El piloto estimó la velocidad en el momento del impacto en menos de 50 mph.

1.16.2. Comunicación Jefe de Vuelos

El Jefe de Vuelos del aeródromo de Avinyonet del Penedés notificó el suceso a AESA, con fecha 07/10/2016, indicando que con fecha 06/10/2016, alrededor de las 14:15h la aeronave EC-XEG despegó del aeródromo de Avinyonet por la cabecera 12, y una vez en vuelo, según argumentó el piloto, el motor sufrió una pérdida de potencia, aterrizando en una viña cercada al aeródromo. Los dos ocupantes de la aeronave salieron por sus propios medios, sufriendo leves magulladuras. No obstante, y de forma preventiva, ambos se dirigieron al hospital de St. Pere de Ribes donde les practicaron un reconocimiento médico.

1.16.3. Ensayos / Inspecciones

Considerando las actuaciones relatadas por el piloto y tras la correspondiente inspección visual de la aeronave completa en el lugar del accidente, se procedió a desmontar el motor, revisar el sistema de combustible y el sistema de encendido, así como varios componentes que se consideraron de interés para la investigación, y que podían estar relacionados con lo ocurrido.

1.16.3.1. Estructura y cabina

La inspección detallada de la estructura de la aeronave, en su conjunto, y las superficies de mando, no mostraban ningún elemento anormal que pudiera incidir en el suceso. Los sistemas mostraban continuidad.

Las alas tenían deformaciones en el borde de ataque, cercanas a la punta de ala; en el ala izquierda, y con muesca en el recubrimiento, a un tercio de la punta, en el ala derecha. No obstante, mantenían su estructura. Los flaps estaban deflectados.

El empenaje de cola se encontraba sin daños aparentes. El timón de profundidad se encontraba deflectado hacia abajo en posición de descenso de la aeronave. El timón de dirección en posición neutra, sin actuar.

Fotografía 3. Aeronave en el lugar del accidente

En el interior de la cabina no se detectó ningún elemento inoperativo, a excepción de un pequeño indicador, que se encontraba suelto, sin conexión a ningún sistema, comprobándose que en realidad se trataba de un medidor de temperatura y contador de horas. Se revisaron el resto de indicadores, no observándose falta de funcionalidad en ninguno a excepción de un pequeño cuenta-revoluciones que tras el desmontaje del motor se comprobó que no estaba conectado.

Así mismo se revisaron los mandos, comprobándose que todos los sistemas funcionaban correctamente sin mostrar ningún tipo de bloqueo. La palanca de gases se encontraba totalmente adelantada.

El tren de aterrizaje principal se encontraba roto y colapsado en el terreno. El patín de cola estaba en perfectas condiciones sin daño aparente.

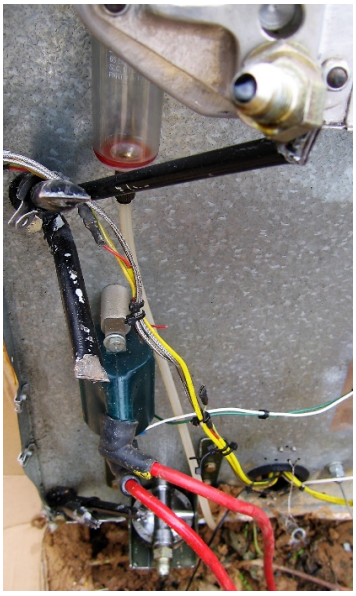
1.16.3.2. Sistema de combustible

Los depósitos de combustible estaban llenos a la mitad de su capacidad, según el indicador de cabina. El piloto refirió que lo había llenado con 40 l. No se apreciaron

pérdidas de ningún tipo. Se tomó una muestra de combustible de las alas y no se apreciaron contenidos de agua ni de impurezas.

Fotografía 4. Filtro de combustible

Adicionalmente al indicador analógico en el panel de instrumentos, la aeronave tenía instalados dos indicadores de combustible montados a ambos lados de la carlinga. Dichos indicadores, consistentes en una derivación desde los depósitos hacia el motor mediante mangueras flexibles transparentes, contenían unos filtros de combustible, que según testimonio del piloto/propietario, había instalado recientemente cuando revisó el carburador, con objeto de evitar el paso de impurezas y carbonilla hacia el carburador. Se observó que la sección de salida de estas tomas de combustible hacia el motor, quedaba considerablemente disminuida respecto a la de entrada. Al desmontar las mangueras de combustible y comprobar el flujo del mismo, se constató que el caudal de la toma izquierda era considerablemente inferior al de la derecha.



Fotografía 5. Gascolator

Se revisó el gascolator y se observó que no estaba bien ajustado, permitía el apriete en una vuelta más. Se tomó una muestra de combustible en este dispositivo y el resultado fue correcto. La junta aislante instalada no era la adecuada, comprobándose que el gascolator tenía pérdidas de combustible.

1.16.3.3. Sistema de encendido

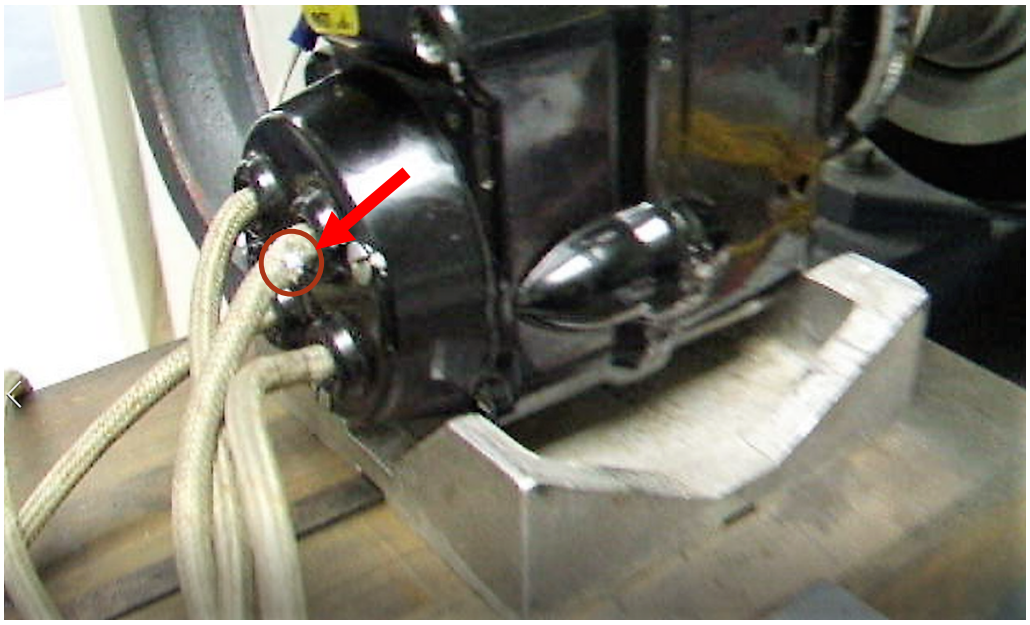
Durante la inspección de campo se desinstalaron la magneto y las bobinas. Se comprobó la conectividad del cableado y todos funcionaban correctamente menos el correspondiente al cilindro nº 2 que no daba chispa. Para contrastar este resultado se decidió realizar un ensayo funcional en banco de pruebas de este dispositivo. Las bobinas funcionaban correctamente.

El componente ensayado en banco de pruebas fue una magneto SLICK modelo 4316 y s/n 95080007 con su correspondiente cableado ("*harness*").

La magneto presentaba un buen estado general y el acoplamiento ("*coupling*") de la magneto se comprobó que funcionaba correctamente.

Cuando se realizó la prueba de alta tensión del "*harness*", se observó que uno de los cables estaba derivado, por lo que la chispa nunca llegaba a la bujía.

Se instaló la magneto en el banco de pruebas y se confirmó que efectivamente la chispa saltaba en la derivación del cable.



Fotografía 6. Derivación de chispa en manguera de magneto (en banco de pruebas)

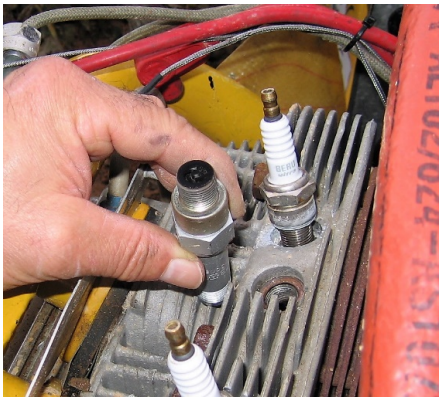
Fotografía 7. Motor descapotado y Hélice

1.16.3.4. Motor

Se desmontó la capota del motor y se procedió a inspeccionar en detalle el motor. Para poder acceder a todos los componentes, se desinstaló de la estructura.

Se observó que se había cambiado la numeración de los cilindros, mostrando marcas sobre-escritas varias veces sobre cada cilindro. El piloto refirió que lo había realizado un mecánico de automóviles que lo había revisado recientemente. El orden de encendido había sido cambiado respecto al indicado por el fabricante.

Fotografía 8. Numeración cilindros



Fotografía 9. Bujía

Fotografía 10. Superficie conexión a válvula de mariposa

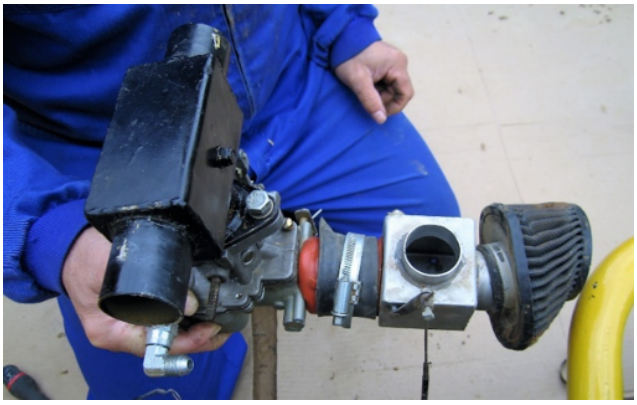
Las bujías estaban en mal estado, con las cabezas quemadas y acumulación de carbonilla.

Se desmontó y se seccionó el filtro del aire, constatando que estaba muy sucio y saturado de partículas.

A continuación se desmontó el carburador. La junta de unión estaba deteriorada y en mal estado. Las superficies de conexión con la válvula de mariposa no estaban planas y mostraban zonas con depósitos de suciedad e irregularidades.

La aguja situada debajo de los flotadores, mostraba carbonilla, obstrucción y suciedad. Los chiclés del carburador estaban sucios.

Las juntas aislantes de conexión de la admisión al carburador, de las tuberías de calefacción al carburador, de las tomas de aire, etc., eran materiales recortados irregularmente, no homologados, que no proporcionaban acoplamientos estancos.



Fotografía 12. Conjunto de carburador y filtro de aire

Fotografía 11. Conjunto de juntas aislantes y acoplamientos de carburador

1.17. Información sobre organización y gestión

No es de aplicación.

1.18. Información adicional

No es de aplicación.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

No es de aplicación.

2. ANÁLISIS

2.1. Análisis de la situación meteorológica

Las condiciones meteorológicas existentes en el área del aeródromo de Avinyonet del Penedés, en el entorno horario en el que se produjo el suceso (14:30 hora local), no eran limitativas para el vuelo visual, sin constatarse ninguna condición adversa imprevista influyente en el accidente.

2.2. Análisis del vuelo

El día del suceso, el piloto y un pasajero se disponían a realizar un vuelo local con origen y destino el aeródromo de Avinyonet del Penedés.

Las condiciones meteorológicas no eran limitativas para el vuelo visual.

Tras realizar la carga de combustible y la inspección pre-vuelo, se realizaron a continuación las pruebas de motor sin incidencias.

Según el testimonio del piloto, con las indicaciones óptimas de rpm y la posición 2 de flaps, despegó por la pista 12 aparentemente con normalidad. Durante la inspección de la aeronave posterior al accidente, se comprobó que no había indicador conectado de rpm, por lo que esta referencia no pudo ser observada.

El piloto refirió, que efectuado el despegue, y cuando la velocidad era de 60 mph, el motor comenzó a perder potencia aun manteniendo la palanca de gases actuada al máximo.

La altura alcanzada era de 30 ft. En la prolongación de la pista, el terreno descendía. El piloto declaró que no podía mantener el nivel de vuelo ni la velocidad, que disminuyó rápidamente a 55 mph.

Según su testimonio, consideró idóneo cambiar la configuración de flaps a la posición 1, dado que la velocidad estaba muy por encima de la de pérdida (según el diseñador de la aeronave, 35 mph), para de esta manera, conseguir mayor aceleración y mantener el nivel de vuelo. Sin embargo, la pérdida de velocidad sobrevenida y la incapacidad para mantener la altura de vuelo, le llevó al impacto tras 30 segundos desde el despegue, y a unos 300 m de la pista de vuelo, sobre un viñedo.

La trayectoria descrita desde la pista de despegue hasta el lugar del impacto, denota la intención de viraje a la izquierda, en un tráfico noreste, coincidente con el autorizado en el aeródromo.

Considerando que el actual piloto/propietario no era el constructor de esta aeronave, y que según su testimonio no disponía del manual de vuelo de la misma y por lo tanto no pudo aportarlo a esta investigación, no se puede asegurar cual sería la configuración de flaps óptima en el despegue, no obstante, una posición 2 como es el caso del suceso, probablemente retrasó el despegue (el "ir al aire") y explicaría que se recorrieran 300 m y sólo se alcanzaran 30 ft de altura, precisando por tanto más velocidad que si se hubiera realizado en posición 1.

Al comprobar que no era capaz de mantener la velocidad, cambió la configuración de flaps a posición 1, (según la propia declaración del piloto), lo que lleva a presuponer, que en realidad el piloto quiso parar el ascenso, nivelar la aeronave, y así poder realizar un circuito y aterrizar, probablemente creyendo que la pérdida de potencia era parcial y asumible, pero sin embargo esta percepción era errónea. Desafortunadamente, no le dio tiempo a realizar esta maniobra, porque la pérdida de potencia era casi total y el impacto fue inminente a unas 50 mph.

La trayectoria finalmente descrita por la aeronave, desde el despegue hasta el lugar del impacto, corroboraría este análisis.

La escasa duración del vuelo, según el testimonio del piloto, de unos 30 segundos y escasa altura alcanzada, de unos 30 ft, hace presuponer que se presentaron indicios de pérdida de potencia del motor durante la carrera de despegue, no tras el despegue, pero que el piloto, presumiblemente, no supo apreciarla adecuadamente.

Una vez en vuelo, la evaluación de la situación fue inadecuada al adoptar la decisión de continuar el vuelo para intentar realizar un circuito y aterrizar, dado que la pérdida de potencia fue tal, que le impidió proseguir con el vuelo.

Por otro lado el piloto refirió que estaba dentro de los límites de carga útil utilizada, ya que para él, el peso máximo al despegue era de 499 kg; el peso de ambos pasajeros, de 150 kg, y el combustible cargado, de 40 kg. Según sus cálculos, había 48 kg de carga útil todavía disponible. La realidad es que existían discrepancias en cuanto a los datos disponibles de pesos. Según el registro de aeronaves de AESA, se trataba de una aeronave ultraligera con peso máximo al despegue de 400 kg, y peso en vacío de 167 kg lo que determinaría una carga útil de 233 kg y no de 295 kg como creía el piloto.

En cualquier caso aunque la información difiera, según los datos disponibles, se puede presuponer que el peso máximo al despegue de la aeronave estaba dentro de los límites establecidos y no pudo por tanto ser un factor contribuyente a la pérdida de potencia del motor.

Del análisis de la operación realizada por el piloto, cabe considerar que se realizó una evaluación errónea de la situación, adoptando una decisión inadecuada, intentando continuar el vuelo y no apreciando la pérdida de potencia del motor en el momento en el que se produjo.

2.3. Análisis de los restos de la aeronave

Los daños identificados en la aeronave son coherentes con el impacto en el terreno.

Las puntas de las alas se dañaron en el contacto con la parte alta de la estructura del viñedo, que frenó la aeronave en su aproximación al mismo, arrastrando parte de las viñas. El contacto contra el suelo fue brusco y con una velocidad aproximada de 50 mph, pero amortiguado afortunadamente por las viñas, dejando prácticamente suspendidas las alas en el viñedo, lo que posibilitó que la cabina apenas sufriera deformaciones.

Al romperse el tren de aterrizaje, se colapsó, dejando hundido, en parte, el morro de la aeronave, deformando la estructura y el carenado, y dejando el empenaje elevado y sin daños.

La propia estructura del viñedo retuvo a la aeronave atrapándola en su arrastre y amortiguando el impacto.

El tipo de rotura de la hélice denota que impactó contra el terreno, cuando todavía estaba en movimiento.

La posición de los flaps actuados, confirma la declaración del piloto. La posición del estabilizador horizontal deflectado, sin embargo, pudo ser modificada involuntariamente, en el momento de abandonar la aeronave, por lo que no se considera determinante.

El motor quedó en parte colapsado por el barro del terreno, pero no se desprendió de su bancada ni se produjo desprendimiento de ninguno de sus componentes.

No se apreció ningún daño estructural previo al accidente que pudiera haber influido en el mismo.

2.4. Análisis del mantenimiento de la aeronave

La inspección realizada del motor así como las pruebas llevadas a cabo en el sistema de encendido, inducen a considerar que el mantenimiento del motor era inadecuado.

La suciedad encontrada en el filtro del aire, con saturación de partículas, podrían haber influido en la pérdida de potencia. La junta del carburador estaba en mal estado, lo que pudo implicar que admitiera más aire del debido, por lo que la mezcla no habría estado proporcionada y el motor habría realizado una mala combustión.

Las superficies de apoyo del carburador con el colector de admisión, estaban deterioradas con incrustaciones de suciedad, deformaciones, etc., que junto con el mal estado de la junta, también deteriorada, se convirtieron probablemente en origen de fugas y tomas de aire que pudieron afectar al rendimiento del motor. Estas superficies tendrían que haber sido planificadas cuando se hizo el mantenimiento del carburador, momento en el que se debió detectar su mal estado. La limpieza del carburador se produjo sólo dos días antes del accidente, lo que evidencia el inadecuado trabajo realizado.

La aguja instalada debajo de los flotadores del carburador, mostraba carbonilla, obstrucción y suciedad. Cuando se abrió el carburador para su mantenimiento, no debió ajustarse correctamente, con lo que la mezcla y el ralentí no estaban bien regulados. La relación air/combustible estaba desajustada y por tanto pudo determinar, así mismo, una mala combustión y una pérdida de potencia del motor.

Los chiclés del carburador mostraban suciedad resultado de una falta de mantenimiento adecuado.

En consecuencia de todo lo anterior, el sistema de carburación era ineficiente.

Según los ensayos realizados en banco de pruebas del sistema de encendido, el resultado mostró que el cableado o “harness” de la magneto estaba dañado en uno de sus cables, uno de ellos tenía una derivación, por lo que la chispa nunca llegaba a una de las bujías, provocando que el motor estuviera funcionando en tres cilindros. Evidentemente este hecho hace disminuir la potencia desarrollada por el motor. Además se comprobó que el orden de encendido estaba cambiado respecto a lo establecido por el fabricante, por lo que no se puede asegurar que estuviera adecuadamente ajustado. Las bujías estaban sucias y en mal estado, lo que tampoco aseguraba el encendido.

En su conjunto el sistema de encendido estaba funcionando de forma irregular y deficiente.

Adicionalmente a lo anterior, el sistema de combustible se vio modificado recientemente por el piloto/propietario, según su testimonio, insertando unos filtros en unas conducciones flexibles exteriores que alimentaban el motor desde los depósitos de las alas. Estas conducciones y sus filtros disminuían la sección del caudal

de alimentación de combustible al motor, especialmente en uno de ellos, en el izquierdo, en el que apenas pasaba combustible. Este sistema implementado por el piloto/propietario con objeto de evitar impurezas en el carburador, desafortunadamente lo que provocaba era además de una alimentación irregular desde los dos depósitos, un caudal inapropiado al motor que pudo influir así mismo, en la pérdida de potencia.

En general el sistema de juntas aislantes era deficiente, no proporcionando acoplamientos estancos.

La falta de ajuste del gascolator y las fugas de combustible del mismo, no eran muy importantes y pudieron producirse por efecto del propio impacto de la aeronave contra el terreno.

3. CONCLUSIONES

3.1. Constataciones

- El piloto de la aeronave poseía licencia de Piloto de Ultraligero (TULM) con habilitación "Multieje de Ala Fija" (MAF), válida y en vigor.

- El certificado médico de clases 1, 2 y LAPL era válido y estaba en vigor.

- La experiencia del piloto era de 16.931 horas en aviación comercial y 20 horas 55 minutos en aeronaves ultraligeras.

- La aeronave era una aeronave ultraligera de construcción por aficionado.

- El piloto al mando era el propietario de la aeronave pero no su constructor y realizaba él mismo el mantenimiento de la aeronave.

- Las condiciones meteorológicas no eran limitativas para el vuelo visual.

- La aeronave disponía del certificado de aeronavegabilidad válido y en vigor para realizar la operación.

- La aeronave fue construida en 2010 y tenía 41 horas 20 minutos registradas.

- La última revisión de mantenimiento programado se realizó el 20/07/2016 cuando la aeronave contaba con 29 horas 15 minutos, correspondiente a una revisión programada de 25 horas. No obstante, el 04/10/2016, dos días antes del accidente, el piloto/propietario desmontó el carburador para hacerle una revisión.

- El análisis de los restos de la aeronave ha mostrado que la aeronave impactó contra el terreno con la hélice en movimiento y que no hubo ningún daño previo al impacto en su estructura, que pudiera influir en el accidente.

- La investigación ha revelado que el mantenimiento del motor era inadecuado. Especialmente en el sistema de encendido y en el de carburación y filtro de aire.

- El motor estaba funcionando en 3 cilindros por derivación en el "harness" de la magneto.

- El carburador no tenía ajustada la mezcla y estaba deteriorado y con un mantenimiento inadecuado.

- El sistema de combustible había sufrido una modificación insertando unos filtros de combustible que disminuían la sección del caudal de alimentación.

- El piloto gestionó inapropiadamente la operación, intentando realizar un circuito y aterrizaje en pista, con un viraje a izquierdas, cuando la altura de vuelo era muy escasa, solo de 30 ft, la velocidad de unos 50 mph y la pérdida de potencia del motor prácticamente total.

- El piloto y pasajero resultaron ilesos y pudieron salir de la aeronave por sus propios medios.

3.2. Causas/factores contribuyentes

El impacto contra el terreno de la aeronave se produjo al realizar un aterrizaje de emergencia, tras comprobar que el motor sufría una pérdida de potencia y no podía mantener ni la velocidad ni el nivel de vuelo suficiente para volver a la pista.

La investigación considera que la causa del accidente fue una pérdida de velocidad y altura irrecuperables por el piloto motivadas por la pérdida de potencia del motor por un inadecuado mantenimiento, la deficiente evaluación de la situación por parte del piloto y su escasa experiencia en la operación de este tipo de aeronaves.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

No se realiza ninguna recomendación de seguridad operacional, sin embargo se considera necesario hacer notar que la falta de documentación técnica específica de las aeronaves construidas por aficionado, tales como manuales de vuelo, de servicio, etc., especialmente cuando se producen cambios de titularidad en la propiedad de las aeronaves, pueden ocasionar riesgos para la seguridad aérea, al desconocerse las prestaciones y actuaciones específicas de las aeronaves que se pilotan.