



**COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES
E INCIDENTES DE
AVIACIÓN CIVIL**

Informe técnico A-024/2016

Accidente ocurrido el día 9 de julio de 2016, a la aeronave STARDUSTER TOO, matrícula EC-XJT, en el aeródromo de Robledillo de Mohernando (Guadalajara)



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

A-024/2016

**Accidente ocurrido el día 9 de julio de 2016,
a la aeronave STARDUSTER TOO, matrícula EC-XJT,
en el aeródromo de Robledillo de Mohernando
(Guadalajara)**

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

NIPO: 161-17-136-9

Diseño, maquetación e impresión: Centro de Publicaciones

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) 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, 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
1.6.1. Información general.....	3
1.6.2. Registro de mantenimiento.....	6
1.6.3. Estado de aeronavegabilidad	7
1.7. Información meteorológica	7
1.7.1. Situación general	7
1.7.2. Situación en la zona del accidente	8
1.8. Ayudas para la navegación	8
1.9. Comunicaciones	8
1.10. Información de aeródromo	8
1.11. Registradores de vuelo	9
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	10
1.13. Información médica y patológica	12
1.14. Incendio	12
1.15. Aspectos relativos a la supervivencia	12
1.16. Ensayos e investigaciones	13
1.16.1. Declaración del piloto	13
1.16.2. Ensayos.....	14
1.16.2.1. Análisis de combustible: existencia de agua en suspensión.....	14
1.16.2.2. Ensayo de funcionamiento de magnetos.....	14
1.16.2.3. Otras comprobaciones.....	16
1.17. Información sobre organización y gestión	17
1.18. Información adicional	17
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces	17
2. Análisis	19
2.1. Análisis de la situación meteorológica.....	19
2.2. Análisis del impacto y de los restos de la aeronave	19
2.3. Análisis del vuelo	21
2.4. Análisis de las características técnicas y de mantenimiento de la aeronave.....	22
3. Conclusiones	27
3.1. Constataciones	27
3.2. Causas/factores contribuyentes	28
4. Recomendaciones de seguridad operacional	29

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
ATPL	Licencia de Piloto de Transporte de Línea Aérea
CPL	Licencia de Piloto Comercial
dm ³	Decímetros cúbicos
FAA	Federal Aviation Administration
ft	Pie(s)
g	Aceleración de la gravedad
h	Hora(s)
HP	Caballo de fuerza
hPa	Hectopascales
IAS	Velocidad indicada
IR (A)	Habilitación de vuelo instrumental
kg	Kilogramo(s)
kg/m ²	Kilogramo(s)/metro cuadrado
km	Kilómetro(s)
km/h	Kilómetro(s)/hora
kt	Nudo(s)
l , l/h	Litro(s) , Litro(s)/hora
LAPL	Licencia de piloto de aeronave ligera
m	Metro(s)
Mhz	Megahercio
m/s	Metro(s)/segundo
m ²	Metro(s) cuadrados
MTOW	Peso máximo al despegue
N	Norte
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NO	Noroeste
O	Oeste
PPL	Licencia de Piloto Privado
rpm	Revoluciones por minuto
SE	Sureste
SEP	Monomotores de pistón
s/n	número de serie
UTC	Tiempo universal coordinado
VFR/VMC	Vuelo Visual Diurno-Condiciones Mínimas Visuales
Vne	Velocidad de nunca exceder

Sinopsis

Propietario y operador:	Privado
Aeronave:	STARDUSTER TOO matrícula EC-XJT
Fecha y hora del incidente:	Sábado, 9 de julio de 2016, 17:38 UTC
Lugar del accidente:	Aeródromo de Robledillo de Mohernando (Guadalajara)
Personas a bordo:	1 tripulante y 1 pasajero - ilesos
Tipo de vuelo:	Aviación general – Privado
Fase de vuelo:	Despegue
Fecha de aprobación:	22 de febrero de 2017

Resumen del suceso

El sábado 9 de julio de 2016 la aeronave STARDUSTER TOO matrícula EC-XJT y S/N: 11029-2570, sufrió un accidente en el Aeródromo de Robledillo de Mohernando LERM (Guadalajara).

La aeronave despegó de la pista 01 y a los pocos segundos el piloto detectó falta de potencia en el motor decidiendo tomar fuera de pista en un campo labrado a 100 m en prolongación de dicha pista, colapsando el tren principal, clavando el morro del avión en tierra y capotando.

Piloto y pasajero resultaron ilesos.

La investigación del accidente no ha podido poner de manifiesto las causas concluyentes de la pérdida de potencia del motor.

Ninguna de las inspecciones, pruebas y comprobaciones realizadas han podido evidenciar una posible pérdida de potencia, aunque se han identificado elementos que pudieron contribuir a una falta de desarrollo adecuado del motor.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El 9 de julio de 2016 alrededor de las 17:30 UTC, el propietario y piloto de la aeronave STARDUSTER TOO, matrícula EC-XJT, se disponía a realizar un vuelo local con un pasajero a bordo, con origen y destino el aeródromo Teniente General Vives (LERM) en Robledillo de Mohernando (Guadalajara).

El piloto tras realizar la inspección pre-vuelo en el hangar y las comprobaciones pertinentes en cabecera de pista, despegó por la pista 01.

A los pocos segundos de ir al aire, según indicación del piloto, el motor perdió potencia impidiéndole mantener el vuelo por lo que decidió, conservando el rumbo, aterrizar en un campo labrado fuera de los límites del aeródromo.

El tren de aterrizaje se hundió en el terreno, hendiendo el morro de la aeronave en el mismo y capotando.

El piloto y el pasajero resultaron ilesos del suceso, volviendo al aeródromo por su propio pie. Se informó al Jefe del Campo de Vuelos además del aviso al 112 y la notificación a la CIAIAC.

Se gestionó la retirada de la aeronave del campo, su traslado y a los tres días su posterior ubicación en el hangar del propietario.



Fotografía 1. Aeronave accidentada en el lugar del impacto

1.2. Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Mortales				
Lesionados graves				
Lesionados leves				
llesos	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.

1.4. Otros daños

No se produjeron daños a terceros.

1.5. Información sobre el personal

El piloto, de nacionalidad española, de 49 años de edad, tenía las siguientes licencias de piloto expedidas por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA):

- Licencia de Piloto de Transporte de Línea Aérea (ATPL) desde el 09/05/00
- Licencia de Piloto Comercial (CPL) desde el 31/03/93
- Licencia de Piloto Privado (PPL) desde el 24/10/91

Con las siguientes habilitaciones:

- SEP (land) de monomotores de pistón válida hasta el 30/06/18
- Habilitación de tipo Airbus A320 IR(A) válida hasta 30/11/16
- IR (A) Habilitación de vuelo instrumental válida hasta 30/11/15

El certificado médico se encuentra en vigor hasta el 13 de marzo de 2017 para las clases 1, 2 y LAPL. El correspondiente a la clase 1 pero específicamente para operaciones comerciales con un solo piloto transportando pasajeros, estaba en vigor hasta el 13 de septiembre de 2016, por lo tanto en vigor en el momento del accidente.

El piloto al mando era el constructor y propietario de la aeronave.

Según la información facilitada por el piloto, su experiencia de vuelo con aeronaves monomotores de pistón con patín de cola era de unas 300 horas, de las cuales las últimas 40 horas correspondían al tipo de aeronave del presente suceso, acumulando más de 2000 horas de vuelo en total incluyendo las horas de vuelo de piloto de transporte de línea aérea.

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1. Información general

El Starduster Too SA300 es un avión biplano de construcción por aficionado a partir de los kit de componentes soldados que conforman la estructura, los de componentes de fibra de vidrio, de superficies sustentadoras y los de acabado que incluyen recubrimientos y pintura.

La estructura es de tubo y tela construida en tubos de acero 4130. Las alas de forma elíptica (perfil NACA M-6) ultraligeras son de madera de abedul y picea.

Los alerones de ambos planos también son de madera recubiertos de tela y no dispone de flaps de borde de salida.

Es un monomotor biplaza diseñado para vuelos deportivos en condiciones VFR/VMC. Dispone de dos asientos en tándem con la cabina abierta.

El tren de aterrizaje es fijo de tipo convencional con patín de cola. Las ruedas del tren principal están carenadas y los frenos son hidráulicos.

El motor óptimo recomendado por el fabricante para esta aeronave es el de 180 HP o 200 HP Lycoming 360 serie de 4 cilindros. Específicamente la aeronave del suceso llevaba instalado un Lycoming O-435 de 6 cilindros del año 1942 de 190 HP.

Sus características generales son las siguientes:

Estructura:

- Envergadura ala superior: 7,31 m
- Envergadura ala inferior: 6,63 m
- Longitud: 6,27 m
- Superficie alar: 15,33 m²
- Altura máxima: 2,21 m
- Peso en vacío: 584 kg
- Peso máximo al despegue: 959 kg
- Capacidad de combustible: 170 l
 - Depósito principal: 105 l
 - Depósito en alas: 65 l
 - Combustible no utilizable: 20 l
- Factor de carga: +/- 6 g
- Velocidad ascenso: 7,6 m/s
- Limitación por viento transversal/cola: 30/10 Kts
- La hoja de características emitida por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) junto con el certificado de aeronavegabilidad restringida no especifica la potencia del motor ni los diferentes tipos de velocidades alcanzados por la aeronave según sus actuaciones.

Como referencia para una potencia máxima de 180 HP presenta las siguientes velocidades (IAS):

- Velocidad de no exceder (V_{ne}): 290 km/h
- Velocidad de crucero: 216 km/h
- Velocidad de entrada en pérdida: 90 km/h

Planta de potencia (Fig.1):

- Motor de pistón TEXTRON LYCOMING O-435 de 6 cilindros. Características:
 - Cuatro tiempos, seis cilindros opuestos horizontalmente, y doble sistema de encendido (magnetos SLICK serie 600)
 - Refrigerado por aire en los cilindros
 - Válvulas actuadas hidráulicamente
 - Potencia máxima 190 HP
 - Potencia a nivel del mar a 3.000 rpm: 212 HP
- Hélice: tractora bipala SENSENICH de madera, de paso fijo. 190 HP

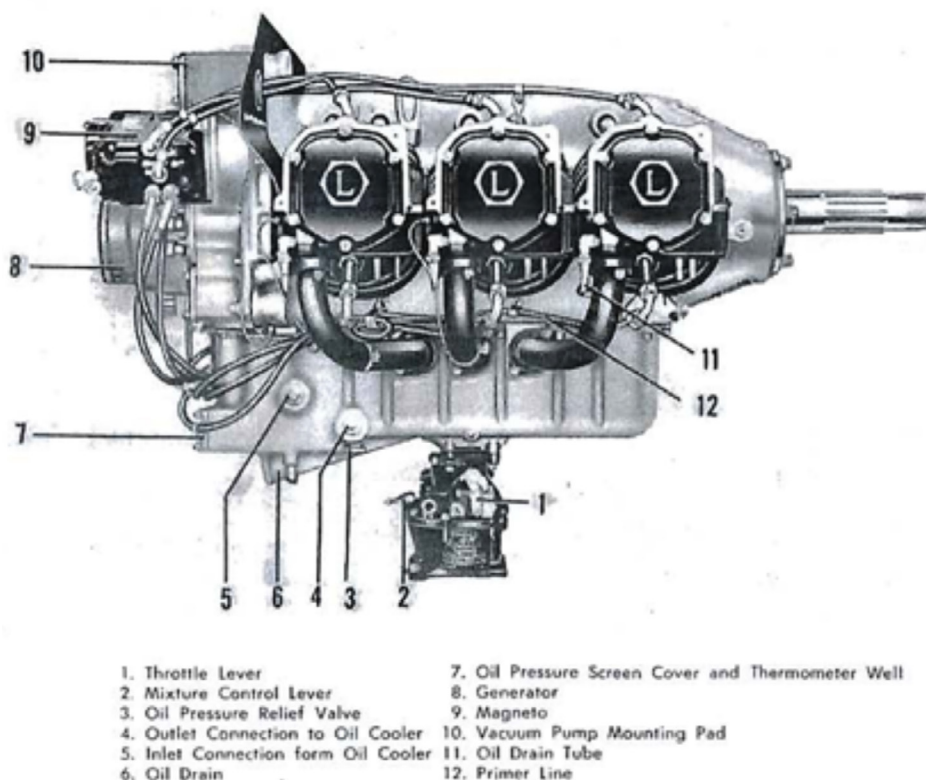


Figura 1. Motor Lycoming O-435

Combustible:

- Tipo de combustible autorizado y utilizado: AVGAS 100LL
- Los depósitos de capacidad 170 l, se encontraban llenos.

1.6.2. Registro de mantenimiento

Esta aeronave fue construida en 2012 y el piloto del suceso era el propietario y constructor de la misma.

Las horas totales de vuelo de la aeronave, según su libro de registro a fecha 01/07/16, era de 40 horas 5 minutos con un total de 47 aterrizajes realizados en los 3 años y 6 meses desde la fecha del certificado de aeronavegabilidad del 21/01/13.

El libro de registro de funcionamiento de motor contabilizaba un total de 40 horas 5 minutos, de las cuales 2 h 40' eran en tierra, contabilizadas a razón de 10' por vuelo; y en vuelo un total de 37 h 25'.

Según indicaciones del piloto propietario, él mismo realizaba las tareas de mantenimiento de la aeronave según el programa de mantenimiento autorizado. No obstante, no ha proporcionado ningún tipo de documentación que pudiera permitir verificar en detalle las tareas de mantenimiento realizadas en las revisiones aplicables.

El programa de mantenimiento fue autorizado por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea en enero de 2013 con el nº: 11029-2570.

Las revisiones según el programa de mantenimiento estaban vinculadas al número de horas de vuelo o a las revisiones por calendario transcurridos 12 y 24 meses desde la última realizada. Además de las inspecciones pre-vuelo las siguientes exigibles eran cada 50 h. o a los 12 meses y a las 200 h o a los 24 meses. En el momento del suceso la aeronave contaba con un total de 40 h 5'.

La última revisión de mantenimiento realizada según los criterios comentados, fue el 15/03/2015 por cumplimiento de calendario transcurridos 24 meses. Según testimonio del piloto, se realizó según el programa de mantenimiento autorizado y por tanto incluyendo una revisión general de célula y motor con las tareas siguientes:

1. Todos los puntos a revisar en las inspecciones pre-vuelo
2. Sistema de encendido
3. Sistema de combustible, de inyección, conducciones
4. Sistema de lubricación
5. Sistema de refrigeración
6. Cilindros

- 7. Carburador
- 8. Sistema eléctrico
- 9. Magnetos: calibrado de encendido
- 10. Accesorios, dispositivos de motor
- 11. Bancada de motor

Según declaración del piloto la aeronave hasta el momento del suceso se comportaba correctamente y por tanto consideraba que estaba en buen estado operativo.

1.6.3. Estado de aeronavegabilidad

La aeronave con número de serie 11029-2570 y matrícula EC-XJT según registro de matrículas activas de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea fue matriculada el 08/08/2012 con número de registro 9166. En el certificado de matrícula figuraba como estacionamiento habitual el Aeródromo de Robledillo de Mohernando (Guadalajara).

La aeronave disponía de Certificado de Aeronavegabilidad Especial Restringido nº A-1495, emitido por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea el 21 de enero de 2013, en la categoría privado-3-especial, y con hoja de características del 11/01/2013.

Este certificado fue renovado el 28/04/2015 con una validez de dos años o 200 h de vuelo.

La renovación requería una revisión general de la aeronave, excepto del material o equipo aeronáutico con potencial propio. Así mismo, este certificado se considera en vigor mientras que la aeronave se mantenga y utilice de acuerdo con los requisitos de la concesión y las limitaciones de utilización pertinentes.

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 cielos despejados en prácticamente todo el país, con viento del noreste fuerte en el cabo de Gata, y levante moderado en el Estrecho.

1.7.2. Situación en la zona del accidente

AEMET no dispone de una estación en Robledillo de Mohernando. Las estaciones más cercanas son El Vado (a algo más de 20 km en línea recta hacia el NO) y Guadalajara (a unos 25 km en línea recta hacia el o SE). Los datos de ambas estaciones eran:

- El Vado:
 - Viento del Nordeste de unos 4 km/h, con un máximo hacia las 15:30 de 10 km/h
 - Temperatura en torno a 32,5 grados (máxima de 33,8 a las 16:00)
 - Humedad relativa del 27 por ciento
- Guadalajara:
 - Viento del oeste de unos 5 km/h, con un máximo hacia las 15:30 de 21 km/h
 - Temperatura en torno a 36,2 grados (máxima de 36,4 a las 15:50)
 - Humedad relativa del 23 por ciento. Presión de unos 934,3 hPa.

Los cielos estaban despejados o había alguna nube en las zonas montañosas próximas. No había actividad convectiva, ni ningún otro tipo de fenómeno significativo salvo los asociados al calentamiento diurno, aunque tanto temperaturas como viento de origen térmico no parece que alcanzaran valores relevantes.

1.8. Ayudas para la navegación

No es de aplicación.

1.9. Comunicaciones

No hay constancia de que el piloto hubiera mantenido comunicación alguna.

1.10. Información de aeródromo

El aeródromo de Robledillo de Mohernando LERM (Guadalajara) está ubicado entre las poblaciones de Robledillo de Mohernando y Matarrubia; propiedad del Aeroclub de Guadalajara, principalmente está dedicado a la práctica de la aviación deportiva y privada.

Coordenadas geográficas son: 40° 51' 45" N ; 3° 14' 47" O

Altitud de 944 m (3.096 ft) medido en plataforma.

Elevaciones: 3.102 ft (cabecera 01); 3.123 ft (cabecera 19).



Es un aeródromo no controlado con comunicaciones Aire-Aire y frecuencia asignada 123.325 MHz.

Posee una pista asfaltada de 1000 x 18 m, orientación 01/19 y otra de 900 x 30 m de tierra. Los tráficos asignados son 01 a izquierdas y 19 a derechas. La pista principal tiene balizado un tramo de

Fotografía 2. Aeródromo de Robledillo de Mohernando (Guadalajara)

500 m para su utilización nocturna, con señalización lumi-nosa vía radio. Tiene así mismo habilitado un helipuerto para servir de enlace con los servicios de Emergencias y Contra Incendios.

El aeroclub cuenta con hangares privados, Escuelas de Ultraligeros y Piloto Privado y talleres de mantenimiento.

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.

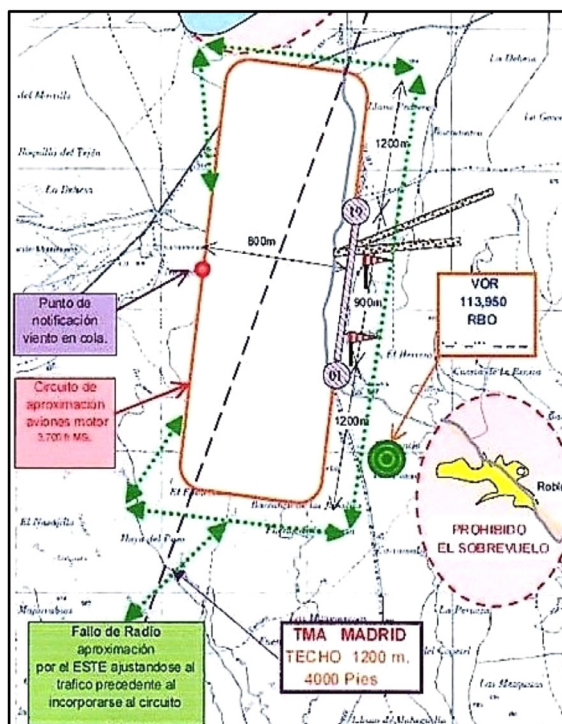


Figura 2. Carta de Navegación del Aeródromo

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

La aeronave despegó de la pista 01 pero el piloto tras detectar falta de potencia en el motor, tomó fuera de pista en la prolongación de la misma situándose los restos en un campo labrado a unos 100 m, donde según declaración del piloto aterrizó con contacto en tres puntos, pero al encontrarse el terreno blando, el tren principal se hundió, colapsándose, hundiéndose el morro del avión en tierra y capotando. La ubicación del impacto de la aeronave contra el terreno corresponde con las coordenadas geográficas 40° 52' 19,9" N ; 3° 14' 41,2" O.



Figura 3. Esquema de la trayectoria de la aeronave hasta el impacto



Figura 4. Detalle del lugar del impacto

Se aprecian daños importantes en el motor, la hélice, el tren de aterrizaje principal y el plano superior derecho. La aeronave mantenía su forma. Su estructura principal no sufrió daños aparentes; se aprecian no obstante algunas leves deformaciones en la parte superior del empenaje vertical, estabilizador vertical y en el carenado de la cabina delantera.

Los daños principales estaban situados fundamentalmente en el morro del avión, y por tanto en el motor que quedó hundido en el terreno y sobre el que capotó la

aeronave. Se encontraron abundantes restos de tierra en las tomas de aire y en el propio motor. Especialmente el lateral izquierdo del mismo y su correspondiente carenado estaban fuertemente hundidos y deformados. El traslado del lugar del accidente al hangar donde se depositó el avión se realizó con una grúa que según muestra la fotografía 3, probablemente produjo daños adicionales a los directamente producidos por el accidente.



Fotografía 3. Traslado de aeronave

La hélice estaba destruida, con algunos restos de madera del encastre aún unidos al buje. El cono de la hélice, no obstante, estaba en bastante buen estado. El desgarre de la madera se encontraba orientada en sentido contrario a las agujas del reloj observado desde la cabina. Entre 1,5 y 2 m de los restos de la aeronave, se encontraban astillas de madera del impacto de la hélice contra el terreno.

La estructura de la pata derecha doblada, cercana al plano inferior de la aeronave, y la rueda separada de la misma, se encontraba a unos 4 m del avión. La pata izquierda abierta y deformada respecto a su posición original en el encastre del fuselaje, conservaba la rueda y el carenado. El patín de cola se encontraba en buen estado.

El extremo del plano superior derecho se encontraba deformado hacia abajo, orientado hacia el plano inferior.

El plano inferior derecho mostraba deformaciones en el encastre con el fuselaje.



Figura 5. Huellas en el lugar del impacto

Los alerones de ambos planos se encontraban deflectados en el mismo sentido, hacia abajo en los semiplanos izquierdos y hacia arriba en los semiplanos derechos.

El timón de profundidad estaba deflectado hacia abajo.

El carenado inferior del motor se encontraba destruido. Respecto al estado específico del motor, no se dispone de constataciones que permitan identificar con exactitud su

situación dadas las grandes deformaciones producidas que impedían su acceso. Los conductos de escape, tomas de aire, carburador, drenajes, etc., se encontraban muy deformados o destruidos.

La aeronave fue trasladada por el propietario a su propio hangar en el aeródromo LERM, donde fue apoyada en unos soportes que impedían el acceso a la parte inferior del motor y la comprobación de giro de la hélice.

Apenas se apreció dispersión de los restos ni partes desprendidas de la aeronave a excepción de la rueda del tren de aterrizaje derecha y las palas de la hélice. No hubo derrame de combustible.

En cuanto a las huellas sobre el terreno, que se encontraba recién labrado y por tanto suelto y blando, se apreciaron las siguientes marcas:

1. Huella profunda longitudinal en el sentido de la marcha de la aeronave de unos 8 m de longitud. (Figura 5, huella 1)
2. Huella de escasa profundidad longitudinal prácticamente paralela a la anterior de unos 3 m. (Figura 5, huella 2)
3. Huella en la parte delantera del morro de la aeronave con restos de astillas de madera de la hélice. (Figura 5, huella 3)
4. Huella redondeada de gran profundidad muy cercana al plano superior izquierdo apoyado en el terreno. (Figura 5, huella 4)

No se apreciaron más daños significativos en la estructura debidos al impacto.

1.13. Información médica y patológica

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

1.14. Incendio

No aplicable

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

La decisión de aterrizar inmediatamente tras detectar la falta de potencia del motor y sin cambio de rumbo, implicó una toma en la prolongación de la pista sobre un campo labrado, resultando un aterrizaje de emergencia pero controlado.

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

La cercanía del lugar del impacto al aeródromo permitió al piloto y pasajero volver por su propio pie y sin dificultad al mismo, donde notificaron lo sucedido sin precisar intervención sanitaria alguna.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1. Declaración del piloto

En la fecha del suceso el piloto comunicó a la CIAIAC el suceso indicando que se trataba de un avión experimental que en el despegue había sufrido una pérdida de potencia del motor y tras aterrizar la aeronave capotó resultando los dos ocupantes ilesos.

Posteriormente realizó la siguiente declaración donde describió los hechos como se indica a continuación:

El piloto refirió que inició el vuelo realizando la inspección pre-vuelo, comprobó que el depósito de combustible estaba completamente lleno, drenó el gascolator y rodó hasta la cabecera de la pista 01 del aeródromo LERM, donde realizó la prueba de magnetos y las comprobaciones finales.

Con valoración positiva del estado y actuación de la aeronave, despegó de la pista 01 y a los pocos segundos de irse al aire, cuando se disponía a nivelar el avión, notó que el motor rateaba, no llegando a pararse del todo y según la percepción del piloto, sin ser capaz de entregar suficiente potencia como para mantener el vuelo nivelado, por lo que decidió intentar una toma fuera del campo, sin variar el rumbo ya que no existía según testimonio del piloto, suficiente margen para volver al aeródromo.

El aterrizaje se realizó en un campo recientemente labrado, a pesar de realizar una toma en "tres puntos", las ruedas del tren principal se clavaron en la tierra, colapsándose y provocando que el morro del avión se hundiera y capotara.

Ambos ocupantes, piloto al mando y pasajero, salieron ilesos y volvieron al aeródromo por su propio pie. Según indicó el piloto, en ningún momento precisaron la intervención de personal sanitario alguno.

El piloto avisó al teléfono de emergencias que siguiendo los protocolos correspondientes alertó a la Guardia Civil. Así mismo, contactó con el Jefe del Campo de Vuelo al que informó del suceso y lo notificó a la CIAIAC.

1.16.2. Ensayos

Considerando las actuaciones relatadas por el piloto, se realizó una inspección visual de la aeronave en el hangar a donde se trasladó, procediendo a desmontar varios elementos y accesorios del motor que se consideraron de interés para la investigación, y que podían estar relacionados con la pérdida de potencia del mismo.

Se descapotó el motor y se intentó comprobar el funcionamiento de los siguientes sistemas:

- Sistema de combustible: adicionalmente a la inspección del sistema se procedió a tomar una muestra de combustible para comprobar su idoneidad.
- Sistema eléctrico: inspección del sistema y desmontaje de magnetos.
- Sistema de admisión y escape: inspección.

1.16.2.1. Análisis de combustible: existencia de agua en suspensión

Con objeto de valorar la posible influencia en la pérdida de potencia del motor de la utilización de un combustible inadecuado, y considerando según el testimonio del piloto, que repostó en el aeródromo el tipo apropiado, el AVGAS 100LL, específicamente se consideró oportuno realizar un test de comprobación de ausencia de agua en combustible.

Para ello se tomó una muestra de combustible de los depósitos de las alas de la aeronave comprobando así mismo que estaban llenos.

La prueba realizada fue la de impregnación de una varilla de cobre con la pasta KOLOR KUT (Gasoline Gauging Paste) e inmersión de la misma en la muestra disponible de combustible, para así comprobar si la coloración obtenida correspondía a la presencia o no de agua en el mismo, según especificación técnica del producto.

El resultado de la prueba fue negativo, es decir, no hubo cambio de coloración y por tanto se puede determinar que no había presencia de agua en el combustible.

1.16.2.2. Ensayo de funcionamiento de magnetos

Las pruebas se realizaron a las dos magnetos instaladas en el motor LYCOMING, modelo O-435, y desmontadas de la aeronave después del suceso, una vez trasladada al hangar de uso exclusivo del piloto propietario.

Desmontados los conjuntos del motor, se observó falta de lubricación, oxidación y coloración por sobrecalentamiento.

Todas las pruebas en banco de magnetos se realizaron sin abrir las magnetos y sin realizar ningún tipo de ajuste sobre ellas.

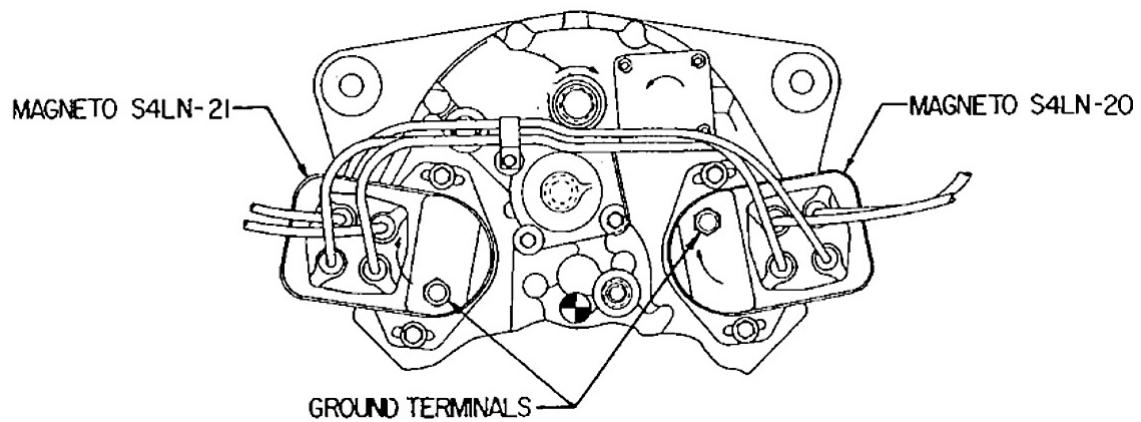


Figura 6. Esquema de montaje de magnetos en motor Lycoming O-435

Las magnetos marca SLICK, del fabricante CHAMPION AEROSPACE LLC, modelo 664, y números de serie 5050221R y 6060088R, no presentaban, en una primera inspección visual, ningún desperfecto o anomalía que indicaran un posible fallo de las mismas.



Fotografía 4. Conjunto Magneto



Fotografía 5. Desmontaje "Impulse Coupling"

Se comprobó que los "Impulse Couplings" estaban instalados en ambas magnetos y se apreció un aparente buen estado de ambos. La comprobación de su funcionamiento fue manual al no disponer de la adaptación correspondiente al banco de pruebas.



Fotografía 6. Prueba funcional en banco de pruebas



Fotografía 7. Conexión amarres de encendido

El funcionamiento en ambos casos fue correcto, y la chispa saltaba secuencialmente en ambas magnetos al accionarse manualmente el "Impulse Coupling".

Posteriormente se desmontaron ambos acoplamientos para instalar las magnetos en el banco de pruebas. Se inspeccionan ambos elementos desmontados, no encontrando ninguna anomalía aparente.

A continuación se procedió a probar las magnetos de acuerdo con el procedimiento de "TESTING" del manual del fabricante, "SLICK 600 Series Aircraft Magnetos" (Catalog and Service Manual L-1020-C).

Para esta prueba funcional en banco se utilizaron unos arneses de encendido del laboratorio, no los instalados en el motor de la aeronave accidentada.

Se realizaron las pruebas a diferentes RPM. En la prueba de baja velocidad, las magnetos empezaban a dar chispa continua en todos los electrodos a una velocidad entre 120 y 130

RPM. En el manual del fabricante no se especifica el número de RPM mínimo de funcionamiento pero por analogía con las magnetos TCM de la serie S-1200 y D-3000, en las que esta velocidad mínima está entre 100 y 150 RPM, la prueba a bajas RPM se consideró correcta.

Finalmente se comprobó que ambas magnetos producían chispa continua y consistentemente, no detectándose ningún problema en las diferentes pruebas de funcionamiento.

Al finalizar las pruebas se abrieron ambas magnetos para su inspección y toma de fotografías.

El ensayo en banco de magnetos y posterior inspección determinó que la operación de ambos dispositivos era correcta.

1.16.2.3. Otras comprobaciones

Las deformaciones y daños producidos en el motor tras el accidente, así como las condiciones de estacionamiento de la aeronave en el hangar, apoyada sobre unos

bidones metálicos, no permitieron la comprobación del funcionamiento y desmontaje de algunos dispositivos relacionados con la pérdida de potencia del motor (carburador, inyectores ...). Se observaron los siguientes resultados:

- El filtro gascolator se encontraba destruido, las tuberías del sistema de combustible y bomba eléctrica estaban en aparente buen estado sin pérdidas apreciables.
- No se observaron pérdidas de combustible de los depósitos.
- Las bujías parecían encontrarse en buen estado y sin fallos apreciables en los terminales de los cables de bujía.
- Los colectores de admisión se encontraban en buen estado pero los de escape sin embargo, estaban muy deteriorados con deformaciones habituales en materiales sometidos a altas temperaturas.
- No se pudo comprobar el giro de la hélice y del motor por la disposición de la aeronave sobre los apoyos que la sostenían, pero el estado general de balancines, muelles y válvulas parecía adecuado y engrasado.
- Las tomas de entrada de aire al motor y el filtro del aire dañado se encontraban colmados de tierra en su interior de las mismas características de la del lugar donde se produjo el accidente. También se encontró abundante tierra en el resto del motor.
- El carburador dañado no permitía su desmontaje.
- Los mandos de gases y mezcla no presentaban fallos apreciables que pudieran haber influido durante el vuelo. Tras el impacto se constató que ambos estaban en su posición máxima adelantada.

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. ANALISIS

2.1. Análisis de la situación meteorológica

Las condiciones meteorológicas existentes en el área del aeródromo de Robledillo de Mohernando LERM (Guadalajara), en el entorno horario en el que se produjo el accidente (17:38 UTC), fueron unas condiciones aptas para el vuelo, sin constatarse ninguna condición adversa imprevista e influyente en el accidente.

El análisis de los restos de la aeronave y de la declaración del piloto resulta coherente con identificar que las condiciones existentes en el momento del suceso eran aptas para el vuelo, y por tanto, aún sin disponer AEMET de registros en el aeródromo en particular, probablemente la información proporcionada es consistente con lo ocurrido en el momento y lugar del suceso.

2.2. Análisis del impacto y de los restos de la aeronave

De acuerdo con la información contenida en el punto 1.12, el análisis de la información extraída de la declaración del piloto, de las huellas del terreno en el lugar del accidente así como de los restos de la aeronave, induce a extraer que la actitud de la aeronave en el momento del impacto era de alabeo hacia la derecha.

Los daños que se apreciaron en la hélice serían indicativos de que en el momento del impacto se encontraba suministrando potencia. El motor no dejó de suministrar potencia en ningún momento.

El aterrizaje no se produjo exactamente siguiendo el rumbo en la prolongación de la pista como indicó el piloto en su declaración, sino que como muestra el lugar del impacto, existía cierta deriva a la derecha. La situación a 100 m en la prolongación de la pista induce a pensar que el ascenso quizá no se terminó cuando se dispuso a realizar el aterrizaje de emergencia.

Según indicó así mismo el piloto, el aterrizaje se produjo en tres puntos y con suavidad. Los daños producidos en el tren de aterrizaje indican un acercamiento al terreno con potencia y alabeo a la derecha, como muestran las huellas en el mismo: profundas, las producidas con la pata derecha del tren, y leves, las de la pata izquierda. Probablemente con el primer impacto de la pata derecha, con gran energía como se induce de la longitud de rodadura sobre el terreno y la profundidad de la huella, el avión se desequilibró. Al no entrar nivelado y con el morro bajo, posiblemente rebotó y por efecto de acción/reacción ante el impacto, se ladeó hacia el lado izquierdo, hundiendo la pata izquierda y colapsándose la rueda en el terreno recién labrado. A continuación posiblemente hundió el morro en la tierra, con la hélice en movimiento y capotando.

Este tipo de aeronave con motor de tracción y gran peso en el morro por el tipo de motor de 6 cilindros elegido en la construcción, añadido al máximo de ocupación posible de tripulación (piloto y pasajero), pudo favorecer el vuelco de la aeronave.

La actitud de los mandos de vuelo, según mostraban los restos tras el accidente, era el siguiente: timón de profundidad bajado, timón de dirección sin deflectar y alerones izquierdos bajados. Todo ello suponía una actitud de vuelo de morro bajo. No obstante esta actitud puede ser resultado del propio impacto.

El motor en ningún momento se paró y no se perdió el control de los mandos. Aparentemente no se realizó recogida (flare) o transición a la actitud de morro arriba que permitiera un vuelo paralelo al terreno para contactar con la menor energía posible.

El resto de deformaciones y roturas aparentes tenían características compatibles con un impacto contra el terreno de las características descritas por el piloto.

La rueda de la pata de tren derecha contacta unos metros sin colapsar para elevarse nuevamente (según las huellas en el terreno) y acabar desprendida tras capotar la aeronave. Tras elevarse la pata de tren derecho, en un aparente rebote, contacta la izquierda colapsándose y finalmente haciéndolo la hélice, se provoca el vuelco de la aeronave. No se aprecian huellas de contacto del patín de cola, con lo que no parece que llegara a contactar. El daño producido en la punta del ala superior derecha, doblada hacia abajo probablemente se produjo en el momento de capotar, al producirse al impactar ese ala contra el terreno.

La rotura de la hélice en contacto con el terreno y el desprendimiento de sus restos, la dirección de las fibras de madera de las partes de pala en el encastre y el cono prácticamente intacto, indican que la aeronave impactó contra el terreno en movimiento y con potencia.

La posición de los mandos de gases y mezcla tras el accidente indicaba que estaban totalmente actuados hacia adelante. No obstante esta posición podría haberse visto modificada involuntariamente por el piloto durante el desalojo de la aeronave, aunque al estar la aeronave invertida parece improbable.

Los restos de la aeronave y las huellas en el terreno indicaban contacto con el mismo con potencia de motor probablemente excesiva, lo que hace suponer que no se produjo la reducción adecuada para aterrizar ni la modificación precisa de la actitud de morro.

2.3. Análisis del vuelo

El día del accidente el piloto propietario se dispuso a realizar un vuelo visual local con un pasajero a bordo en el Aeródromo de Robledillo de Mohernando LERM (GUADALAJARA) donde tiene su base.

El piloto despegó por la pista 01 y a los pocos segundos de ir al aire, según su declaración, cuando intentó pasar del ascenso al vuelo horizontal, el motor perdió potencia impidiéndole mantener el vuelo nivelado. Decidió, manteniendo el rumbo, aterrizar a unos 100 m. en un campo labrado fuera de los límites del aeródromo. El tren de aterrizaje se colapsó en contacto con el terreno, hundiendo el morro de la aeronave y capotando.

El vuelo se limitó a las fases de despegue, ascenso, descenso y aterrizaje de emergencia. No se pudo, según testimonio del piloto, iniciar una fase de vuelo horizontal al detectarse la pérdida de potencia de forma inmediata. El vuelo hasta entonces fue controlado, pero no se conservan registros acerca de la velocidad/rpm, tasa de ascenso, altitud, etc. El piloto no ha proporcionado ninguna información al respecto salvo su testimonio de actuación de palanca de gases a plena potencia. Según sus declaraciones, el motor comenzó a ratear y perder potencia por lo que decidió realizar un aterrizaje de emergencia inmediatamente.

La disminución de la potencia disponible de la aeronave se detectó en el breve periodo de tiempo en el que la dirección de vuelo estaba cambiando de ascenso a horizontal. Hasta ese momento, la potencia disponible se dedicaba a incrementar la altitud, pero en ese preciso instante, una vez corregida la dirección de vuelo, la potencia disponible tenía que haberse dedicado a incrementar la velocidad hasta alcanzar la de crucero. Fue entonces cuando el piloto observó que no era suficiente.

Una apreciación de pérdida de potencia disponible podría ser ocasionada por un fallo de motor y/o una operación inadecuada de la maniobra.

Presumiblemente el mando de gases estaba aplicado en su totalidad pero no hay evidencia de ello. Las fotografías de la cabina tras el accidente, mostraban palanca de gases y de mezcla en posición máxima adelantada, pero podrían haberse modificado durante el desalojo de la aeronave. Si la maniobra no se hubiera realizado adecuadamente, es decir, si no se hubiera aplicado un ángulo de ataque adecuado para nivelar la aeronave y conseguir un vuelo horizontal, es posible que se hubiera percibido que con la palanca de gases al máximo, el motor no era capaz de dar suficiente potencia para mantener el vuelo nivelado como refirió el piloto.

No obstante, las actuaciones de la aeronave fueron normales y el vuelo controlado en todo momento.

2.4. Análisis de las características técnicas y de mantenimiento de la aeronave

La aeronave construida por el piloto/propietario estaba certificada de acuerdo al Reglamento para la Construcción de Aeronaves por Aficionados, Orden de 31 de mayo de 1982. Según el Artículo 7 de dicho Reglamento la potencia motriz para las aeronaves de dos o más plazas, como es el caso, tiene que ser inferior a 135 Kw (181 HP) y si la cilindrada es inferior a 7 dm³, pueden superarse los límites anteriores.

La cilindrada según la hoja de datos del certificado de tipo del motor emitida por la FAA indica que la cilindrada es de 7,1 dm³ (434 cu inch), por tanto superior al límite establecido por el Reglamento y en consecuencia no se permitiría una potencia superior a la establecida en el mismo de 181 HP. La Hoja de Características del Certificado de Aeronavegabilidad Restringida expedido por AESA en vigor, no especifica la potencia disponible ni la cilindrada del motor instalado. Las características estándar del motor muestran una potencia de 190 HP y cilindrada de 7.1 dm³, valores superiores a los permitidos por el reglamento.

En el momento del vuelo, la aeronave con los depósitos de combustible llenos, dejaba un peso de tripulación disponible de 205 kg que presumiblemente no se cubrieron por el piloto y el pasajero.

Como indicó el piloto, el motor no sufrió ninguna parada previa al impacto contra el terreno, sólo detectó una pérdida de potencia que le impidió mantener el vuelo nivelado tras el ascenso. Cabe, por tanto, analizar otros posibles parámetros influyentes en la posible pérdida de potencia relativa al funcionamiento del motor, según se analiza a continuación. Todo ello, por añadidura a las constataciones del correcto funcionamiento de algunos dispositivos o la imposibilidad de comprobación de otros por daños irremediables según se ha descrito en el apartado 1.16.2.

Ajuste de mando de gases:

Presumiblemente el motor no podía entregar potencia completa con mando de gases completamente adelantado cuando se le solicitó. Considerando que no se apreció mal funcionamiento de los mandos de gases y mezcla, ni evidencia de algún tipo de bloqueo de los mismos durante el vuelo dado el testimonio del piloto y posterior prueba de los mandos, aunque no se pudo comprobar su ajuste, no hay evidencias de su mal funcionamiento.

Sistema de encendido:

A pesar de que el resultado de los ensayos de las magnetos indicó que funcionaban correctamente, no es concluyente dado que pudo producirse un funcionamiento

discontinuo, una conexión inadecuada de los arneses de encendido, que aunque no mostraban daños o deterioro aparente, pudieron realizar un contacto inadecuado. Así mismo, un mal ajuste de encendido (ignition timing), pudo afectar a su correcto funcionamiento, pero no pudo ser comprobado.

Según los ensayos descritos en el apartado 1.16.2.2 de comprobación del funcionamiento de las magnetos, las pruebas en el banco de ensayo mostraban que las magnetos (sin los arneses de encendido del avión) funcionaban correctamente. No obstante, las mismas mostraban una coloración propia de funcionamiento a altas temperaturas. Dadas las horas de vuelo de la aeronave (40 h 5' desde su certificado de aeronavegabilidad inicial) y funcionamiento del motor tras el "overhaul" realizado para instalarlo en el avión según el piloto, debió incluir la sustitución de ambas magnetos. El estado general de las mismas, aunque aceptable, aparentemente denotaban un mayor uso que el correspondiente a unas 40 horas de funcionamiento.

Se han registrado casos de sobrecalentamiento de magnetos en servicio que se han manifestado en fallos temporales, producidos presumiblemente por un aumento de la resistencia del embobinado cuando la magneto se calienta y que origina una disminución o falta de chispa de la misma. De manera que el arranque con el motor frío puede no presentar problemas y en condiciones de sobrecalentamiento o entornos adversos, fallar.

Un fallo de este tipo pudo originar el efecto de "rateo" o funcionamiento discontinuo del motor que el piloto declaró haber notado.

Limitación en las entradas de aire:

Dado el estado en el que se encontraban, colmadas de tierra del lugar del impacto, no se puede evidenciar el estado previo de las mismas para valorar adecuadamente su posible influencia en la pérdida de potencia.

Otros factores relativos a componentes y elección del motor:

Por otro lado, de la inspección de otros componentes instalados en el motor que pudieran influir en la variación de potencia, como es el caso del filtro de aceite, cuyo estado apreciable era correcto, se comprobó que el modelo instalado no correspondía con el aconsejado por el fabricante para el motor Textron Lycoming O-435. Esto mismo ocurría con el sistema de magnetos y los arneses de encendido que según los últimos cambios de componentes definidos en los boletines de servicio y notificaciones de cambios de Textron Lycoming y Champion Aerospace Aviation (fabricante del filtro de aceite) no eran los definidos como idóneos para el motor Textron Lycoming O-435.

Por las prestaciones aportadas por estos elementos, su compatibilidad podría ser aceptable, pero el fabricante no aseguraba el rendimiento de motor indicado en su especificación técnica.

Por otro lado, Stolp Starduster Corporation, fabricante del kit de montaje de la aeronave Starduster Too SA300, dispone de un registro de constructores aficionados de este tipo de aeronaves, donde a diciembre de 2016, había registradas a nivel mundial la construcción de 229 aeronaves de este modelo, de las cuales solo 10 tenían instaladas el motor Lycoming O-435 y ninguna con posterioridad a 1999. Dicho registro no muestra si estas aeronaves se encuentran en servicio en la actualidad.

Aunque el motor Lycoming O-435 no es incompatible estructuralmente ni desde el punto de vista de su aeronavegabilidad con este modelo de aeronave, el fabricante define como el motor idóneo para este avión el Lycoming O-360 de cuatro cilindros y de forma extraordinaria el Lycoming IO-540 de seis cilindros, para poder obtener las prestaciones para las que fue diseñado el modelo.

Consideraciones relativas al uso de la aeronave:

El fabricante Lycoming del motor O-435, recomienda a los usuarios de aeronaves que lleven instalados motores antiguos como en este caso del año 1942, que vuelen al menos una hora al mes, para evitar largos períodos de inactividad. Según indicaciones del fabricante, en esos periodos, el aceite pasa a contener humedad indeseable que genera ácidos en su composición y éstos pueden producir corrosiones en las partes internas del motor. Gran parte de los fallos detectados en los motores de aeronaves antiguas así como una disminución de las prestaciones de los mismos, se produce por este tipo de fenómeno.

La aeronave accidentada había sufrido períodos de inactividad no recomendables según la propia indicación del fabricante, para el tipo de motor instalado. Así según el registro de funcionamiento del motor, encontramos que desde que fue certificada como aeronavegable los periodos de vuelo y de inactividad fueron los siguientes:

Período	Meses	Horas de vuelo	Actividad / Inactividad
21/01/2013 al 10/10/2013	9	33 h 30'	Actividad
10/10/2013 al 02/05/2015	19	-	Inactividad
02/05/2015 al 17/08/2015	3,5	4 h 10'	Actividad
17/08/2015 al 14/03/2016	7	-	Inactividad
14/03/2016 al 01/07/2016	3,5	2 h 25'	Actividad

Desde la revisión de mantenimiento correspondiente a los dos años o 200 h que se realizó el 15/03/2015, las horas totales de vuelo fueron 6h 35', realizadas de forma discontinua en un período de 2 años y 9 meses. Este tipo de uso de la aeronave podría haber influido en que las prestaciones del motor no sean las adecuadas.

Mando de mezcla

Tras el accidente se observó la palanca de mezcla en posición máxima, mezcla rica. La mezcla debe ajustarse en función de la altitud y las altas temperaturas de ambiente ya que un desajuste puede provocar un funcionamiento irregular del motor y que no se desarrolle toda su potencia. No obstante no es un factor determinante de la pérdida de potencia porque no se pudo constatar que el mando de gases no se hubiera movido tras el desalojo del avión por el piloto tras el accidente.

3. CONCLUSIONES

3.1. Constataciones

- El piloto de la aeronave poseía licencia de piloto de Transporte de Línea Aérea, de Piloto Comercial y de Piloto Privado (PPL) con habilitación SEP (land) de monomotores de pistón, válidas y en vigor.
- El certificado médico de clases 1, 2, LAPL y el correspondiente a la clase 1 para operaciones comerciales con un solo piloto transportando pasajeros era válido y estaba en vigor.
- La aeronave disponía del certificado de aeronavegabilidad válido y en vigor para realizar la operación.
- La aeronave construida en 2012 tenía 40 h 5' y el piloto del suceso era el propietario y constructor de la misma.
- El motor instalado a elección del propietario es un motor Lycoming O-435 del año 1942 no identificado como idóneo por el diseñador de la aeronave.
- La Hoja de Características del Certificado de Aeronavegabilidad Restrictiva expedido por AESA en vigor, no especifica la potencia disponible ni la cilindrada del motor instalado. Las características estándar del motor muestran una potencia de 190 HP y cilindrada de 7.1 dm³, valores superiores a los permitidos por el Reglamento de Construcción de Aeronaves por Aficionados.
- La revisión de mantenimiento estipulada por calendario transcurridos 24 meses se realizó el 15/03/2015.
- Las condiciones meteorológicas no eran limitativas para el vuelo visual.
- El análisis de los restos de la aeronave no ha revelado la existencia de fallo o mal funcionamiento de la misma, previo al impacto contra el terreno.
- El piloto tenía una experiencia de vuelo en la aeronave del suceso de 40 h y de alrededor de 2000 h en transporte de línea aérea.
- El piloto ejecutó el vuelo y la maniobra de aterrizaje manteniendo el control de la aeronave.
- El análisis realizado al combustible para detectar la existencia de agua en suspensión evidenció que no había presencia de agua en el combustible.

- El ensayo en banco de pruebas de las magnetos de la aeronave y su posterior inspección determinó que el funcionamiento y operación de ambos dispositivos era correcto.
- El aterrizaje se produjo con energía contra el terreno y el análisis de las huellas y los restos de la aeronave, evidencian que impactó con alabeo a la derecha y contacto sucesivo del tren derecho e izquierdo, con potencia en el motor.
- Las características del terreno, recién labrado, permitió que el tren de aterrizaje colapsado provocara el cabeceo y hundimiento del morro de la aeronave, capotando.
- Los mandos de gases y mezcla tras el accidente se encontraban accionados en su máxima posición.
- Las horas de vuelo de la aeronave manifiestan un uso discontinuo e irregular con amplios periodos de inactividad.
- El piloto y pasajero resultaron ilesos y pudieron salir de la aeronave por sus propios medios.

3.2. Causas/factores contribuyentes

Las inspecciones y pruebas realizadas, así como el desmontaje y comprobación de los componentes de motor disponibles que podían haber influido en una posible pérdida de potencia del motor, no ponen de manifiesto causas concluyentes al respecto.

De lo anterior cabe concluir, que ninguna de las comprobaciones realizadas constataron una posible pérdida de potencia en el motor, que pudiera determinar la decisión de aterrizar de forma inmediata tras el ascenso fuera de los límites del aeródromo.

Se estima que pudieron ser factores contribuyentes de la apreciación de pérdida de potencia del motor, una operación inadecuada, así como un conjunto de elementos determinantes que probablemente afectaron a que el motor no desarrollara la potencia esperada. Estos elementos se evidenciaron a través de una utilización de componentes instalados no recomendados por los fabricantes y un uso discontinuo de la aeronave no recomendado así mismo por el fabricante del motor.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

No se realiza ninguna recomendación de seguridad operacional.

