CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES
E INCIDENTES DE
AVIACIÓN CIVIL

Informe técnico ULM A-006/2019

Accidente ocurrido el día 9 de marzo de 2019, a la aeronave de construcción por aficionado, RANS S12 XL, matrícula EC-YSV, en el Mar Mediterráneo frente a la Playa de la Gola de La Llosa (Castelló/Castellón)

GOBIERNO DE ESPAÑA

MINISTERIO DE FOMENTO

Informe técnico

ULM A-006/2019

Accidente ocurrido el día 9 de marzo de 2019, a la aeronave de construcción por aficionado, RANS S12 XL, matrícula EC-YSV, en el Mar Mediterráneo frente a la Playa de la Gola de La Llosa (Castelló/Castellón)

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 Línea: 161-19-135-2

Maquetación: ASAP Global Solution S.L.

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) 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

ABREVIATURAS v
SINOPSIS vi
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 Cálculo de peso 4
1.6.3 Instrucciones de montaje de los fabricantes del kit y del motor 4
1.6.4 Descripción del sistema de combustible 5
1.6.5 Consumo teórico de combustible 6
1.7. Información meteorológica 6
1.8. Ayudas para la navegación 7
1.9. Comunicaciones 7
1.10. Información de aeródromo 7
1.11. Registradores de vuelo 8
1.12. Información sobre los daños de la aeronave siniestrada 8
1.13. Información médica y patológica 9
1.14. Incendio 9
1.15. Aspectos relativos a la supervivencia 9
1.16. Ensayos e investigaciones 9
1.16.1 Inspección de la aeronave 9
1.17. Información sobre organización y gestión 11
1.18. Información adicional 11
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces 11
2. ANÁLISIS 12
2.1. Análisis del consumo de combustible durante el vuelo 12
2.2. Análisis de la parada del motor 12
3. CONCLUSIONES 14
3.1. Constataciones 14
3.2. Causas/factores contribuyentes 15
4. RECOMENDACIONES 16

Abreviaturas

° ′ ″	Grado(s), minuto(s) y segundo(s) sexagesimal(es)
ºC	Grado(s) centígrado(s)
%	Tanto por ciento
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
ft	Pie(s)
g/kWh	Gramo(s)/por kilovatio(s)/hora
gal/h	Galón(es)/hora
h	Hora(s)
hPa	Hectopascal(es)
kg	Kilogramo(s)
Kg/litro	Kilogramo(s)/litro
km	Kilómetro(s)
km/h	Kilómetro(s)/hora
kt	Nudo(s)
l/h	Litro(s)/hora
LAPL	Licencia de piloto de aeronaves ligeras
lb/hph	Libra(s)/caballo(s) de potencia/hora
m	Metro(s)
m²	Metro(s) cuadrado(s)
MAF	Multiejes de ala fija
METAR	Informe meteorológico ordinario de aeródromo (en clave meteorológica aeronáutica)
mm	Milímetros
NCD	Se incluye cuando el sistema automático no detecta nubes, pero únicamente si el METAR es totalmente automático
s/n	Número de serie
TULM	Licencia de piloto de ultraligero
ULM	Ultraligero motorizado
VFR	Reglas de vuelo visuales

Sinopsis

Propietario y Operador:	Privado
Aeronave:	Rans S12 XL Airale (construcción por aficionado)
Fecha y hora del incidente:	Sábado, 9 de marzo de 2019, 09:00 h[2]
Lugar del accidente:	Mar Mediterráneo, frente a la Playa de la Gola de La Llosa (Castelló/Castellón)
Personas a bordo:	1, ileso
Tipo de vuelo:	Aviación general – Privado
Fase de vuelo:	Aproximación – aproximación final
Reglas de vuelo:	VFR
Fecha de aprobación:	24 de julio de 2019

Resumen del suceso:

La aeronave se encontraba sobre el mar Mediterráneo realizando la maniobra de aproximación al campo de vuelo de ULM de La Llosa. Estando la aeronave a una altura sobre el mar de unos 150 pies se produjo la parada del motor.

El piloto intentó ponerlo de nuevo en marcha, pero el motor no arrancó, por lo que trató de alcanzar la playa para aterrizar en ella. Cuando constató que no era posible llegar hasta tierra decidió amerizar. La aeronave quedó a una distancia de unos 15 m de la orilla.

El piloto pudo salir de la aeronave por sus propios medios y alcanzó la playa a nado. La aeronave quedó sumergida casi en su totalidad.

La investigación ha determinado que la causa del accidente fue la parada del motor durante el vuelo, debida a la llegada de un flujo insuficiente de combustible a los carburadores, que fue ocasionado por la reducida cantidad de combustible existente en los depósitos.

Se considera que la ausencia de conducción de retorno de combustible fue un factor contribuyente.

[2] Todas las horas en el presente informe están expresadas en hora local.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

La aeronave despegó del campo de vuelo de ULM de La Llosa, que está ubicado en término municipal de la localidad de La Llosa (Castellón).

Según informó el piloto, su intención era la de realizar un vuelo muy corto, de unos 10 minutos de duración.

Era consciente de que los depósitos de la aeronave contenían unos 15 litros de combustible, pero consideró que era suficiente cantidad para el vuelo que pretendía realizar.

Figura 1. Fotografía de la aeronave parcialmente sumergida en el mar Mediterráneo

Llevó a cabo el despegue y el ascenso con normalidad y tras unos minutos de vuelo procedió a retornar al campo de partida.

Cuando se encontraba en aproximación a la pista 32 se produjo la parada del motor. En ese momento se encontraba sobre el mar a unos 150 pies de altura.

Conectó la bomba eléctrica de combustible e intentó arrancar el motor. Repitió esta operación varias veces, sin conseguir en ninguna de ellas que el motor se pusiera en marcha.

Decidió no extender los flaps para no añadir resistencia y se centró en volar la aeronave para tratar de alcanzar la playa.

Poco después se dio cuenta de que no podría llegar a tierra y se dispuso a amerizar.

Una vez que se detuvo la aeronave sobre el agua, esperó a que estuviera sumergida parcialmente para poder abrir la puerta con más facilidad. Tras ello salió de la aeronave y alcanzó la playa a nado.

1.2. Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Mortales				
Lesionados graves				
Lesionados leves	1		1	No se aplica
Ilesos				No se aplica
TOTAL	1		1	

1.3. Daños a la aeronave

El aterrizaje sobre el agua produjo daños importantes en la zona delantera e inferior del fuselaje de la aeronave, incluyendo el tren de aterrizaje.

Asimismo, aunque no eran muy extensos, sí era posible apreciar el efecto del agua de mar (oxidación) sobre las partes metálicas de la aeronave.

1.4. Otros daños

No hubo más daños.

1.5. Información sobre el personal

El piloto, de nacionalidad española y 57 años de edad, tenía la licencia de piloto de ultraligero (TULM) expedida por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA), por primera vez el 25 de abril de 2000. Tenía anotada la habilitación de multieje de ala

fija (MAF), válida hasta el 31 de julio de 2019.

El certificado médico de clase LAPL también estaba en vigor hasta el 23 de junio de 2019.

Según la información facilitada, su experiencia total de vuelo era de unas 1200 h, de las cuales alrededor de 700 h las había realizado en aeronaves del mismo tipo que la del suceso.

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1 Información general

La aeronave del accidente, Rans S-12 XL, es una aeronave de ala alta, equipada con un tren de aterrizaje fijo de tipo triciclo, de fabricación por aficionado, construida en el año 1997, con el número de serie 97051-1111.

Está dotada con un motor situado en la zona trasera del ala, y por encima de esta, con una hélice impulsora.

Sus características generales son las siguientes:

- Envergadura: 9,45 m
- Longitud: 6,60 m
- Altura: 2,23 m
- Superficie alar: 14,12 m2
- Peso en vacío: 260,8 kg
- Peso máximo al despegue: 450 kg
- Capacidad de combustible: 68 litros, distribuidos entre dos depósitos ubicados en el ala.
- Motor, Rotax 912UL, s/n: 4401615
- Hélice: bipala de paso fijo de madera

Tenía un certificado de aeronavegabilidad especial restringido, de categoría privado 3 – normal, que había sido emitido el 12 de abril de 1999 y que era válido hasta el 1 de junio de 2019.

1.6.2 Cálculo de peso

Según la información facilitada por el piloto, éste despegó del aeródromo de La Llosa con 15 litros de combustible en el depósito de la aeronave.

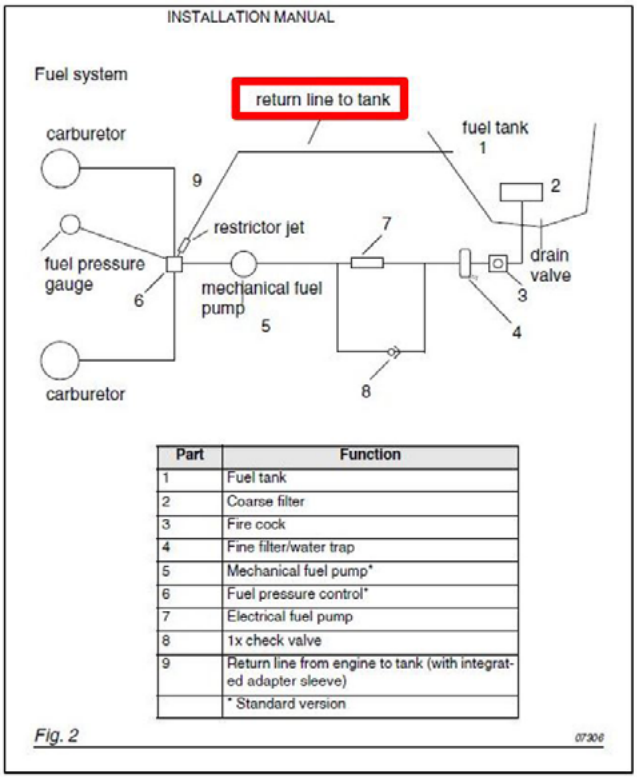
- Peso aeronave en vacío 260,8 kg
- Ocupante 75,0 kg
- Combustible[2] 11,25 kg
- Total 347,05 kg

De acuerdo con este cálculo, el peso de la aeronave en el momento del despegue estaría dentro de límites.

1.6.3 Instrucciones de montaje de los fabricantes del kit y del motor

La información que el fabricante del kit proporciona sobre el sistema de combustible se reduce a facilitar instrucciones sobre la instalación de los depósitos de combustible, que van ubicados en los planos, así como sobre su interconexión y donde ha de conectarse la tubería de alimentación. No incluye por tanto, información detallada del resto del sistema de combustible.

El fabricante del motor, BRP-Rotax GmbH & Co KG, sí ofrece información sobre la instalación de combustible en el manual de instalación del motor (912 series).



Part	Function
1	Fuel tank
2	Coarse filter
3	Fire cock
4	Fine filter/water trap
5	Mechanical fuel pump*
6	Fuel pressure control*
7	Electrical fuel pump
8	1x check valve
9	Return line from engine to tank (with integrated adapter sleeve)
	* Standard version

Figura 2. Esquema sistema de combustible del manual de instalación del motor Rotax 912 (Edition2/Rev.1)

[2] Calculado en base a una densidad de la gasolina de 95 octanos de 0,75 Kg/litro

La versión de este documento vigente en el año de construcción de la aeronave, 1997, incluía una enumeración de elementos que conformaban el sistema, entre los que se encontraba la línea de retorno de combustible.

La edición en vigor de este documento, editada en el año 2015, incluye un esquema del sistema de combustible (ver figura 2). Contiene un aviso en el que se explicita que la instalación de la línea de retorno es mandatoria, y una nota aclaratoria en la indica que previene la aparición de anomalías de funcionamiento causadas por tapones de vapor.

1.6.4 Descripción del sistema de combustible

La construcción de aeronaves por aficionado está regulada por la orden ministerial de fecha 31 de mayo de 1982, por la que se aprueba un nuevo Reglamento para la Construcción de Aeronaves por Aficionados.

Este reglamento requiere a los constructores de estas aeronaves que elaboren documentación técnica básica sobre las características de las aeronaves: plano tres vistas, con las dimensiones básicas; características y dimensiones del ala; estabilizadores y superficies de control con indicación de incidencias y calado, cotas de reglaje y recorrido de los mandos; tren de aterrizaje y dispositivos de compensación o de equilibrado, pero no incluye ninguna disposición acerca de la elaboración de documentación descriptiva detallada de las mismas.

Por este motivo, lo usual en este tipo de aeronaves es que no haya planos, ni descripciones detalladas de los sistemas.

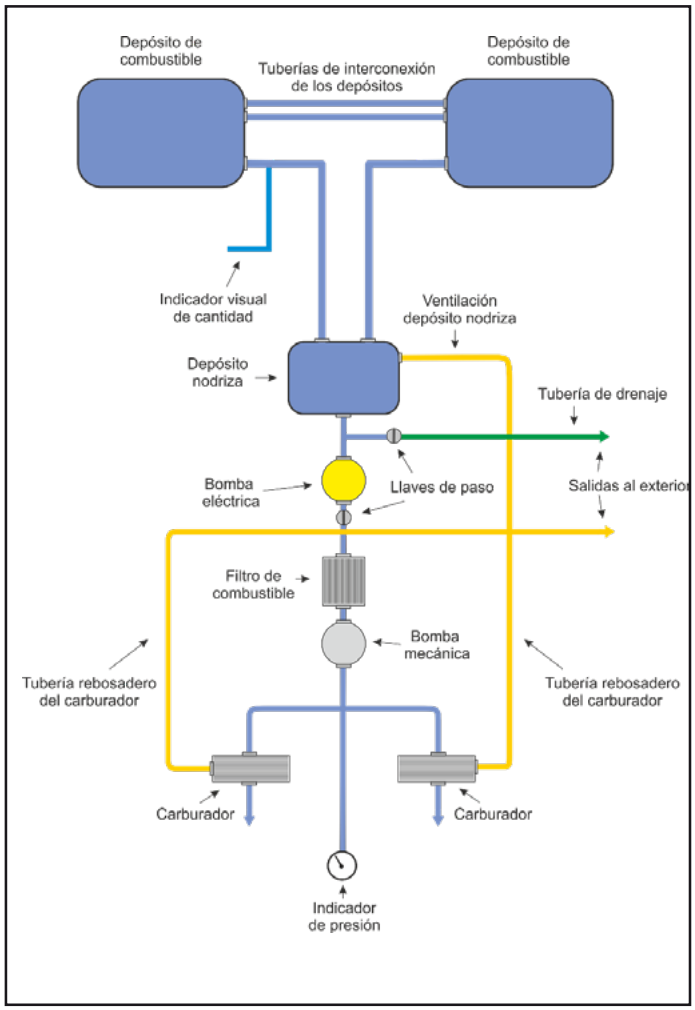


Figura 3. Esquema del circuito de combustible de la aeronave

La aeronave del suceso no es una excepción, por lo que no existen planos del sistema de combustible, ni información pormenorizada de sus características.

En este sentido, por ejemplo, no está definida cuál es la cantidad de combustible no usable. Esta está definida como la menor cantidad de combustible a la que se produce la primera evidencia de mal funcionamiento bajo las condiciones de alimentación de combustible más adversas que puedan darse bajo cada operación prevista y maniobra de vuelo.

Cuando la cantidad de combustible en un tanque es igual o inferior al mínimo usable pueden producirse fallos en el suministro de combustible al grupo motopropulsor.

A fin de paliar la falta de datos acerca del sistema de combustible, el equipo investigador, basándose en la observación visual del circuito realizada durante la inspección de la aeronave, elaboró el esquema contenido en la figura 3.

1.6.5 Consumo teórico de combustible

El manual del operador editado por el fabricante del motor contiene la tabla que figura más abajo, la cual facilita información sobre el consumo de combustible para las diferentes versiones de motores de la serie 912, en función de las fases de operación.

Fuel consumption	912 A/F/UL	912 S/ULS
At take-off performance	24.0 l/h (6.3 gal/h)	27.0 l/h (7.1 gal/h)
At max. continuous performance	22.6 l/h (5.6 gal/h)	25.0 l/h (6.6 gal/h)
At 75 % continuous performance	16.2 l/h (4.3 gal/h)	18.5 l/h (4.9 gal/h)
Specific consumption at max. continuous performance	285 g/kWh (0.47 lb/hph)	285 g/kWh (0.47 lb/hph)

La aeronave estaba equipada con un motor tipo 912UL.

1.7. Información meteorológica

AEMET dispone de una estación meteorológica en la localidad de Almassora, que está situada a unos 23 km al norte del lugar del accidente.

Los datos de esta estación para el día del suceso fueron los siguientes:

- Temperatura máxima: 22,6ºC, registrada a las 13:30 h.

- Temperatura mínima: 9,3ºC, registrada a las 04:00 h.
- Velocidad media del viento más alta: 9 km/h.
- Presión atmosférica máxima: 1025,1 hPa.
- Presión atmosférica mínima: 1022,4 hPa.
- Precipitación: 0,0 mm

Los Metar del aeropuerto de Castellón comprendidos entre las 07:00 h y las 09:30 h (06:00 y 08:30 UTC), son los siguientes:

090600Z AUTO 19004KT 170V230 9999 NCD 06/02 Q1029

090630Z AUTO 19005KT 9999 NCD 06/02 Q1029

090700Z AUTO 19003KT 9999 NCD 07/02 Q1030

090730Z AUTO 19004KT 9999 NCD 08/02 Q1030

090800Z AUTO 20003KT 170V240 9999 NCD 08/02 Q1030

090830Z AUTO VRB02KT 9999 NCD 10/02 Q1031

A la vista de estos datos puede concluirse que las condiciones meteorológicas en el entorno horario en el que se produjo el suceso serían de: viento flojo de dirección sur-sursuroeste, visibilidad por encima de 10 km, sin nubes, temperatura de 8ºC, punto de rocío 2ºC y presión atmosférica de 1030 hPa.

1.8. Ayudas para la navegación

No es de aplicación.

1.9. Comunicaciones

No es de aplicación.

1.10. Información de aeródromo

El campo de ULM de La Llosa se encuentra situado a unos 2,5 km al sureste de la localidad del mismo nombre.

Figura 4. Fotografía aérea de la zona en la que se produjo el suceso, en la que ha señalado el punto de amerizaje y el campo de vuelo de La Llosa

Dispone de una pista de vuelo de terreno natural, de 250 m de longitud y unos 15 m de anchura, con orientación 14-32.

La pista es casi perpendicular a la línea de costa, encontrándose la cabecera de pista 32 a unos 850 m del litoral (ver figura 4).

1.11. Registradores de vuelo

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

1.12. Información sobre los daños de la aeronave siniestrada

Como puede apreciarse en la fotografía de la figura 1, la aeronave quedó sumergida a escasos metros de la playa.

Se encontraba orientada hacia el mar, es decir, en dirección opuesta a la de aproximación a la pista 32 del campo de ULM de La Llosa. La aeronave estaba inclinada hacia su izquierda, estando el semiplano de ese lado totalmente sumergido.

Una vez que se recuperó la aeronave del agua se procedió a extraer el combustible de sus depósitos. El del semiala derecha estaba vacío, y del izquierdo se extrajo un volumen de 18 litros de una mezcla de gasolina y agua de mar.

Se dejó decantar la mezcla para que se separasen los líquidos. Tras ello se constató que la proporción de la mezcla era aproximadamente de 2 partes de combustible y 1 de agua. Por lo tanto la cantidad gasolina sería de unos 12 litros.

1.13. Información médica y patológica

No es de aplicación.

1.14. Incendio

No se produjo incendio.

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

No es de aplicación.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1. Inspección de la aeronave

Se realizó una inspección visual exterior del motor, no encontrándose ninguna anomalía en él, salvo la existencia de restos de sal por el agua del mar.

Se extrajeron las bujías superiores de los cuatro cilindros, comprobando que su estado en bueno y que no tenían signos de daño. La coloración de las mismas indicaba que la mezcla era correcta.

Se giró la hélice a mano, observando que la compresión en los cilindros era normal y que no se producían ruidos extraños en el motor.

El nivel de aceite estaba correcto y su estado era bueno.

Se efectuó una revisión del sistema de refrigeración por líquido del motor, no observándose la existencia de ninguna fuga u otra anomalía. El nivel del vaso de expansión se encontraba correcto.

No fue posible comprobar el funcionamiento del sistema de ignición, que es electrónico. A través de los huecos existentes en el plato magnético se pudo visualizar su interior, observando que se encontraba en aparente buen estado. Asimismo, fue posible observar alguna de las bobinas y los captadores de las tarjetas y el captador de las revoluciones, no apreciándose ninguna deficiencia.

Se observó que el depósito nodriza de combustible contenía aire, que ocupaba aproximadamente la tercera parte del volumen del depósito.

Se apreció que el filtro de combustible, que está colocado antes de la bomba mecánica, también contenía una parte importante de aire. Se desmontó y se constató que el combustible que contenía estaba limpio y que el material filtrante no estaba obstruido.

Se desmontó la bomba eléctrica y se comprobó su funcionamiento observando que era correcto. Se desmontó asimismo la bomba mecánica. Se accionó manualmente, observándose que funcionaba bien y que expulsaba bastante aire.

Se desmontaron las cámaras de flotadores de ambos carburadores, comprobándose que la cantidad de combustible en su interior era muy reducida (ver figura 5). Los flotadores estaban en aparente buen estado, no apreciándose ninguna evidencia de funcionamiento anómalo.

Se soltaron varias tuberías de combustible, constatando que todas ellas contenían mayor proporción de aire que de combustible.

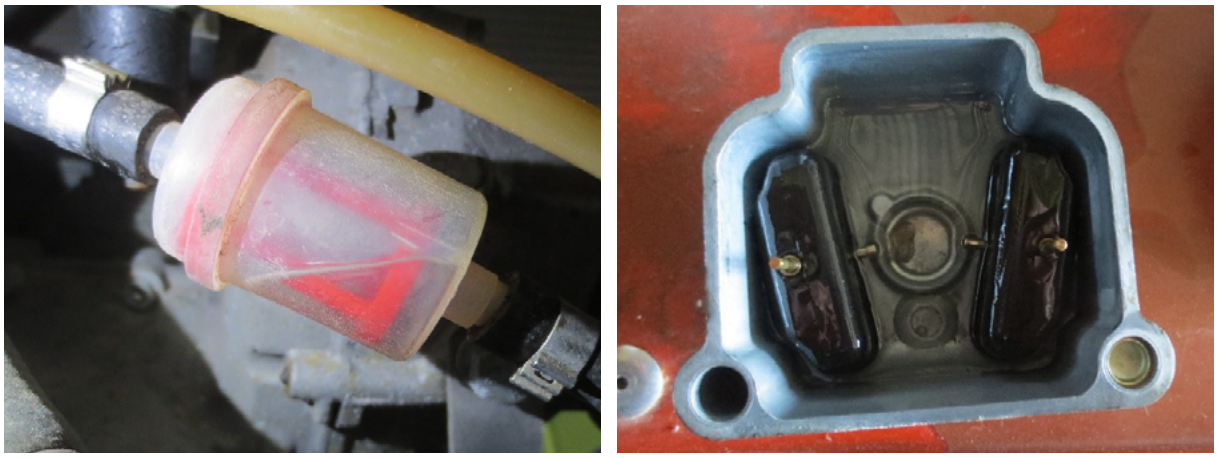


Figura 5. Fotografía de filtro de combustible (izquierda) y de la cámara de flotadores de uno de los carburadores (derecha)

Se comprobó el funcionamiento de los mandos del motor, observándose que actuaban bien sobre cada uno de los carburadores, pero con dureza debido al tiempo que había estado sumergida la aeronave en agua salada.

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 del consumo de combustible durante el vuelo

De acuerdo con la información facilitada por el piloto, en el momento en el que inició el vuelo la cantidad de combustible existente en los depósitos de la aeronave era de unos 15 litros.

El vuelo en el que ocurrió el accidente consistió en un despegue, seguido de un vuelo de crucero y el inicio de la aproximación, hasta que se produjo la parada del motor. El cálculo del combustible consumido puede realizarse en base a los datos teóricos que facilita el fabricante del motor y a la duración estimada de cada fase. El cálculo del consumo de la fase de crucero se va a realizar para dos tiempos diferentes 8 minutos

Despegue: 2 minutos x 24 l/h = 0,8 litros

Crucero: 8 minutos x 16,2 l/h = 2,16 litros.

El consumo estimado en el vuelo en torno a 3 litros, por lo que en el momento de producirse la parada del motor debería quedar una cantidad aproximada de 12 litros.

Después del suceso se extrajeron de los depósitos de la aeronave unos 12 litros de combustible, lo que sería plenamente consistente con el cálculo de consumo.

2.2. Análisis de la parada del motor

La escasa cantidad de gasolina encontrada en todas conducciones del sistema de combustible, y en particular el hecho de que las cámaras de flotadores de ambos carburadores y el filtro de combustible estuviesen prácticamente vacíos, avalan la tesis de que la parada del motor fue causada por no llegar suficiente cantidad de combustible a su sistema de alimentación.

Cuando se produjo la parada del motor los depósitos de la aeronave contenían una cantidad de combustible próxima a los 12 litros, que sería más que suficiente para haber completado el vuelo.

Por lo tanto la parada del motor no fue producida por el agotamiento de combustible a bordo, sino por no llegar cantidad suficiente de este al motor.

Por otra parte, en la inspección de la aeronave no se encontró ninguna obstrucción

en el sistema de combustible, que hubiera podido dificultar el flujo de gasolina hacia el motor.

El sistema de combustible no respeta las recomendaciones del fabricante del motor en lo que respecta a que se provea al sistema de una línea de combustible sobrante después de la bomba mecánica.

Entre las funciones que tiene esta conducción está la de evitar que se produzcan tapones de vapor, así como ayudar a extraer del circuito las burbujas de aire que pueden entrar.

Las evidencias reseñadas apuntan a que lo que con toda probabilidad ocurrió fue que la reducida cantidad de combustible existente en los depósitos, propició que entrase una cantidad importante de aire en el circuito de combustible, que no pudo ser eliminado al carecer de tubería sobrante, y que impidió que llegase suficiente flujo de gasolina a los carburadores.

3. CONCLUSIONES

3.1. Constataciones

- El piloto tenía su licencia de piloto de ULM válida y en vigor.
- El certificado médico de clase LAPL era válido y estaba en vigor.
- La aeronave tenía toda la documentación en vigor y era aeronavegable.
- Las condiciones meteorológicas no eran limitativas para el vuelo.
- El motor de la aeronave se paró durante el vuelo.
- En el momento del fallo del motor la aeronave volaba a unos 300 ft de altura sobre el mar.
- El piloto intentó ponerlo de nuevo en marcha, pero el motor no arrancó.
- No consiguió alcanzar tierra, por lo que tuvo que amerizar.
- La aeronave quedó a una distancia de unos 15 m de la orilla, sumergida casi en su totalidad.
- Los asientos y el cinturón de seguridad funcionaron adecuadamente, sujetando al piloto de la aeronave.
- Cuando se produjo la parada del motor los depósitos de combustible de la aeronave contenían unos 12 litros de gasolina.
- Las cámaras de flotadores de ambos carburadores estaban casi vacías de combustible.
- Las conducciones del sistema de combustible contenían gran cantidad de aire.
- El sistema de combustible de la aeronave no dispone de tubería de retorno.

3.2. Causas/factores contribuyentes

Se considera que la causa de este accidente fue la parada del motor durante el vuelo, debida a la llegada de un flujo insuficiente de combustible a los carburadores, que fue ocasionado por la reducida cantidad de combustible existente en los depósitos.

Se considera que la ausencia de conducción de retorno de combustible fue un factor contribuyente.

4. RECOMENDACIONES

Conceptualmente las aeronaves construidas por aficionado son ejemplares "únicos", ya que no están fabricadas según un certificado de tipo.

Debido a esta peculiaridad, no tiene sentido emitir una recomendación de seguridad para que el sistema de combustible de la aeronave se ajustase a los requisitos del fabricante del motor, ya que solo sería de aplicación a la aeronave accidentada.