CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES
E INCIDENTES DE
AVIACIÓN CIVIL

Informe técnico ULM A-011/2015

Accidente ocurrido a la aeronave Slepcev Storch MK4, matrícula EC-XCR, en las proximidades del aeródromo de Robledillo de Mohernando (Guadalajara), el 10 de septiembre de 2015

GOBIERNO DE ESPAÑA
MINISTERIO DE FOMENTO

Informe técnico

ULM A-011/2015

Accidente ocurrido a la aeronave Slepcev Storch MK4, matrícula EC-XCR, en las proximidades del aeródromo de Robledillo de Mohernando (Guadalajara), el 10 de septiembre de 2015

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

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

NIPO: 161-16-316-7

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 3
1.6. Información sobre la aeronave 3
1.6.1. General 3
1.6.2. Mantenimiento programado de la aeronave EC-XCR 5
1.6.3. Mantenimiento realizado al sistema de escape de la aeronave EC-XCR 5
1.7. Información meteorológica 6
1.8. Ayudas para la navegación 6
1.9. Comunicaciones 7
1.10. Información de aeródromo 7
1.11. Registradores de vuelo 7
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto 7
1.13. Información médica y patológica 8
1.14. Incendio 8
1.15. Aspectos relativos a la supervivencia 8
1.16. Ensayos e investigaciones 9
1.16.1. Declaración del piloto de la aeronave EC-XCR 9
1.16.2. Declaración del piloto de la aeronave precedente 9
1.16.3. Inspección del motor 9
1.16.4. Estudio de la rotura del escape del cilindro 3 13
1.16.5. Información proporcionada por ROTAX 15
1.16.6. Información sobre el sistema de escape y su mantenimiento 15
1.16.7. Configuración del sistema de escape en la aeronave EC-XCR 17
1.17. Información sobre organización y gestión 18
1.18. Información adicional 18
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces 18

2. Análisis 19

2.1. Fallo del motor en vuelo 19
2.2. Análisis de la gestión del fallo del motor en vuelo 20
2.3. Análisis de la causa del fallo del motor 21
2.4. Seguimiento de la operación y mantenimiento de motor y aeronave 23

3. Conclusiones 25

3.1. Constataciones 25
3.2. Causas/Factores contribuyentes 27

4. Recomendaciones sobre seguridad operacional 29

Abreviaturas

ºC	Grado centígrado
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
CAR	Certificado de aeronavegabilidad restringido
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
cm	Centímetro
ft	Pie
h	Hora
km	Kilómetro
Km/h	Kilómetros/hora
kt	Nudo
LERM	Código OACI para el aeródromo de Robledillo de Mohernando (Guadalajara)
m	Metro
MHz	Mega-Hertzio
min	Minuto
mm	Milímetro
OSV	Oficina de seguridad de vuelo
S/N	Número de la serie

Sinopsis

Propietario y operador:	Privado
Aeronave:	Slepcev Storch MK4, matrícula EC-XCR
Fecha y hora del accidente:	Jueves, 10 de septiembre de 2015, 19:30 hora local[1]
Lugar del accidente:	Proximidades del aeródromo de Robledillo de Mohernando (Guadalajara)
Personas a bordo:	1 pasajero, ileso
	1 piloto, ileso
Tipo de vuelo:	Aviación general - privado
Fase de vuelo:	En ruta - crucero
Fecha de aprobación:	27 de julio de 2016

Resumen del accidente

El jueves 10 de septiembre de 2015, aproximadamente a las 19:30 h, durante un vuelo local con origen y destino el aeródromo de Robledillo de Mohernando (Guadalajara), la aeronave de construcción amateur, matrícula EC-XCR, con dos personas a bordo, sufrió la rotura del conector de escape del cilindro 3 en vuelo. Como consecuencia, los gases de escape de la combustión entraron en contacto con las superficies calientes del motor y del carenado y se inició un incendio. El piloto realizó un aterrizaje de emergencia y las dos personas a bordo abandonaron la aeronave sin sufrir lesiones. La aeronave quedó completamente calcinada.

La investigación ha determinado que el accidente de la aeronave EC-XCR se produjo por la rotura del conector de escape (exhaust socket) del cilindro número 3 debido a un proceso de fatiga originado por una instalación del escape demasiado rígida que no permitió la absorción de vibraciones y la amortiguación del movimiento relativo entre el motor y el silencioso. Se consideran factores contribuyentes:

- La falta de inspección en profundidad de la pieza durante su funcionamiento en servicio.

[1] La referencia horaria utilizada en este informe es la hora local.

- La falta de seguimiento e implementación de las recomendaciones del fabricante ROTAX sobre el diseño de los sistemas de escape para los motores ROTAX 912, por parte del constructor y el propietario actual.

El informe contiene cinco recomendaciones sobre seguridad operacional: 3 dirigidas a AESA y 2 dirigidas a la DGAC.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El jueves 10 de septiembre de 2015, aproximadamente a las 19:30 h, durante un vuelo local con origen y destino el aeródromo de Robledillo de Mohernando (Guadalajara), la aeronave de construcción amateur, EC-XCR, con dos personas a bordo, sufrió el desprendimiento del escape del cilindro número 3.

La aeronave acababa de despegar por la pista 01, había alcanzado la altura de crucero y se dirigía hacia el este del campo. El piloto describió que a los 5 min de vuelo oyó un ruido en el motor, en la zona del escape, y que empezó a salir humo. Modificó su rumbo para regresar al aeródromo y notificó en la frecuencia del aeródromo que regresaba. A pesar de encontrarse muy cerca, debido a que la aeronave no mantenía la altura, el piloto tuvo que realizar un aterrizaje de emergencia.

La aeronave aterrizó a 1 km de la cabecera 01. Las dos personas a bordo salieron de la aeronave por sus propios medios y no sufrieron daños. La aeronave, al tener recubrimiento de tela, quedó completamente quemada como consecuencia del incendio que se originó en el motor. A pesar de que poco más tarde, personal del aeródromo acudió con extintores, no pudieron impedir el incendio.

La figura 1 muestra el estado en que quedó la aeronave tras el accidente. La figura 2 muestra la posición relativa del lugar de aterrizaje respecto al aeródromo de Robledillo y la trayectoria descrita por el piloto.

Figura 1. Aeronave EC-XCR tras el accidente

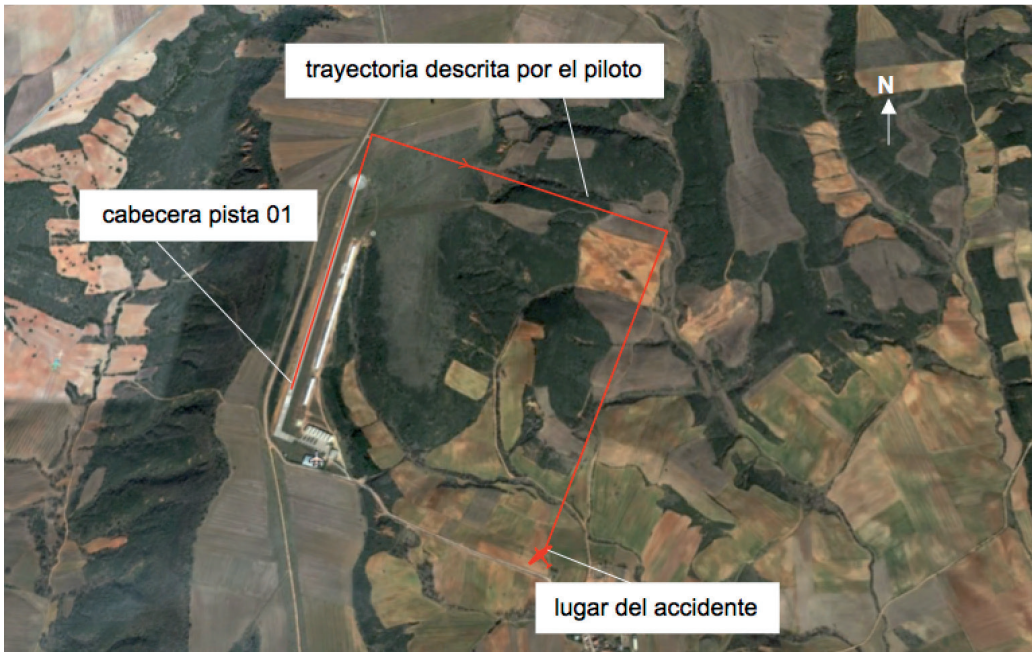

Figura 2. Posición de la aeronave con respecto a la pista y trayectoria descrita por el piloto

1.2. Lesiones personales

Las dos personas a bordo resultaron ilesas.

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total	Otros
Mortales				
Graves				
Menores				
Ninguna	1	1	2	
TOTAL	1	1	2	

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave quedó destruida como consecuencia del incendio.

1.4. Otros daños

Ninguno.

1.5. Información sobre el personal

El piloto, de nacionalidad española y 52 años en el momento del accidente, tenía una licencia de piloto de ultraligero[2], emitida por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA), la habilitación para vuelo visual diurno[3] y el certificado médico[4]. Era socio del aeroclub de Guadalajara y desde enero de 2011 volaba con esa aeronave en el aeródromo de Robledillo de Mohernando. Toda su actividad aeronáutica se había desarrollado en este aeródromo.

Según la información proporcionada por el piloto, su experiencia de vuelo era de 660 h totales y 510 h en la aeronave del accidente. Volaba prácticamente todas las semanas. Según se pudo comprobar en el registro de vuelos del aeródromo, la actividad desde el 1 de agosto de 2015 hasta el accidente, el 10 de septiembre de 2015, fue:

- 23/08/2015 un vuelo local de una hora de duración con dos tomas.
- 08/09/2015 un vuelo local de una hora con una toma.
- 10/09/2015 vuelo del accidente.

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1. General

La aeronave Slepcev Storch MK4[5], matrícula EC-XCR, S/N 08067-2368, es una aeronave ultraligera de construcción amateur, monomotor, de ala alta y con asientos dispuestos en tándem. Tenía 10 m de envergadura y 6,8 m de longitud. La velocidad de crucero es de 70 kt y la velocidad de entrada en pérdida es de 25 kt. Despega y aterriza en distancias comprendidas entre 15 y 30 m[6].

La aeronave estaba equipada con un motor ROTAX 912UL[7], S/N 4005442. De la historia previa del motor y de la aeronave se ha podido conocer lo siguiente:

- A principios del año 1992 fue fabricado el motor que, 16 años más tarde, fue instalado en la aeronave EC-XCR.

---

2 Obtenida en la escuela de vuelo del aeródromo de Robledillo de Mohernando.
3 Válida hasta 04/11/2015.
4 Válido hasta 03/11/2015.
5 El avión es una réplica a escala de un avión alemán de la Segunda Guerra Mundial: Fieseler Storch Fi-1 56.
6 Información obtenida de la prueba en vuelo realizada para la emisión del certificado de aeronavegabilidad restringido.
7 Motor no certificado.

- Septiembre de 2008: AESA emitió la autorización para la construcción de la aeronave a una persona que no era el propietario en el momento del accidente. La construcción se realizó en el campo de vuelo de Gurrea de Gállego (Huesca), siendo la oficina de seguridad en vuelo (OSV) de Barcelona-Sabadell la supervisora del proceso de construcción. En este año[8] se compró el motor, con unas 200 h, en Italia, y se trajo a España para instalarlo en la aeronave.
- Junio de 2009: se produjo la matriculación[9] de la aeronave a nombre del constructor. El lugar de estacionamiento habitual de la aeronave que constaba en el certificado de matrícula era el campo de vuelo de Gurrea de Gállego (Huesca).
- Julio de 2010: se emitió el primer certificado de aeronavegabilidad restringido (CAR) emitido en la OSV de Barcelona-Sabadell.
- Año 2011: la aeronave se desplazó a Robledillo de Mohernando. El propietario actual empezó a operar con ella. El motor tenía 400 h[10].
- Agosto de 2012: renovación del CAR en la OSV de Madrid/Cuatro Vientos.
- Febrero de 2014: cambio de titularidad de la aeronave en el registro de matrícula a nombre del propietario actual en el momento del accidente. El lugar de estacionamiento habitual que constaba en el certificado de matrícula era el aeródromo de Robledillo de Mohernando (Guadalajara).
- Junio de 2014: renovación del CAR en la OSV de Madrid/Cuatro Vientos.

La aeronave contaba con un seguro válido y en vigor en el momento del accidente.

No se ha podido conocer con exactitud el número de horas de la aeronave y del motor. Toda la documentación de la aeronave y motor, según declaró el propietario, iban en la aeronave y se quemaron en el incendio. Las fuentes de información que se tienen son tres (información verbal del propietario, información verbal del constructor y registros en la OSV para la renovación del CAR) y proporcionan datos diferentes:

- Según el propietario, en el momento del accidente, septiembre 2015, la aeronave y el motor acumulaban 575 h totales de vuelo aproximadamente.
- Según el constructor, cuando en el año 2011 dejó de operar con la aeronave, el motor tenía aproximadamente 400 h y la aeronave 200 h, con lo que el número de horas de aeronave y motor tendrían un desfase de 200 h.
- Según la información del libro de aeronave y motor aportada para la renovación del CAR de junio de 2014, el 30 de abril de 2013 la aeronave y el motor acumulaban 277 h.

[8] Información proporcionada por el constructor de la aeronave.

[9] La normativa de construcción por aficionados (artículo 16 del reglamento del 31 de mayo de 1982) establece que durante los cuatro primeros años tras la construcción, la aeronave no puede venderse.

[10] Información proporcionada por el constructor. Con esta referencia, la aeronave tendría aproximadamente 200 h.

El mantenimiento lo realizaban el propietario y otro piloto del aeródromo (que era mecánico de automoción y también tenía una aeronave ultraligera amateur). Según informaron ambos, la información de mantenimiento la obtenían directamente de la página web del fabricante del motor. Según informó el propietario, el motor estaba mantenido de acuerdo a la documentación del fabricante del motor y tenía todas las directivas de aeronavegabilidad aplicadas. La última revisión[11] se había producido el 15 de julio de 2015, con 550 h de aeronave y motor. Se cambiaron el aceite, el filtro de aceite y las bujías. Las consultas al fabricante ROTAX en Austria y al representante ROTAX en España confirmaron que no constaba ninguna acción de mantenimiento realizada por ninguna de estas dos organizaciones a este motor.

1.6.2. Mantenimiento programado de la aeronave EC-XCR

Con la construcción de la aeronave, se emitió un programa de mantenimiento de la aeronave que definía una revisión general (overhaul) de la aeronave cada 200 h o 24 meses y revisiones básicas cada 25 h.

El mantenimiento del motor, definido por ROTAX, establecía una revisión general cada 600 h o 10 años.

En cuanto al mantenimiento del escape, es el constructor de la aeronave el que define tanto su diseño para adaptarlo al espacio disponible de la aeronave, como sus inspecciones. Por lo tanto, le aplicarían las revisiones de la aeronave. A pesar de que el mantenimiento del sistema de escape pertenece a la aeronave, el fabricante del motor, ROTAX, emite directrices generales en cuanto al diseño y revisiones del sistema de escape (apartado 1.16.6).

1.6.3. Mantenimiento realizado al sistema de escape de la aeronave EC-XCR

Según la información que, vagamente, recordaba el constructor, cuando compraron el motor en Italia, a los escapes les realizaron un lijado y un cromado o pintado (no lo recordaba bien). A él también le dio problemas el escape. Toda la información sobre la aeronave y el motor fue traspasada al nuevo propietario.

Según la información proporcionada por el propietario[12], el motor y el sistema de escape eran los mismos que llevaba la aeronave cuando la compró. Desconocía si se le había

[11] Información proporcionada verbalmente por el propietario. No se ha podido comprobar documentalmente ninguna información sobre el mantenimiento ni sobre las horas de vuelo registradas.

[12] Debido a que todos los mantenimientos estaban anotados en el libro de motor y aeronave y se quemaron en el accidente, la información de mantenimiento que se conoce ha sido proporcionada verbalmente por el piloto. El nuevo propietario informó no tener ninguna otra información aparte de la contenida en los libros de aeronave y motor.

realizado algún cambio previamente. Las inspecciones al sistema de escape consistían en inspecciones visuales para la detección de grietas. No habían realizado ningún desmontaje interno del motor (cigüeñal, pistón, etc.) sino que el mantenimiento era un mantenimiento muy básico (bujías, aceite, filtros, carburadores, etc.). No se le había realizado ninguna revisión general al motor. Las acciones que reportó haber hecho al sistema de escape habían sido las siguientes:

- Una semana antes del accidente, al escape del cilindro número 2 (delantero izquierdo[13]) se le detectó una pequeña fisura a 4 cm de la cabeza del cilindro. Fue reparada con una soldadura.

- En el 2011, a los escapes de los cilindros 3 y 4 (los dos traseros), que estaban formados por una pieza única, se les instaló una rótula[14] y unos muelles en la zona media del tramo de mayor longitud. Los escapes quedaron, como se muestra en la figura 5 compuestos por dos piezas:

    - Una pieza formada por: conector de escape[15]-codo-rótula (mitad) con dos asas para enganche de muelles.

    - Una pieza formada por: rótula[16] (mitad)-tubo-rótula (mitad) con cuatro asas, dos en cada extremo, para enganche de muelles.

- El conector de escape y el codo del cilindro número 3 no se habían cambiado nunca. Según el propietario eran los que tenía el motor cuando compró la aeronave. Sólo se había desmontado de la cabeza del cilindro número 3 en el 2011 para hacer la instalación de la rótula.

1.7. Información meteorológica

Las condiciones meteorológicas en el aeródromo, a las 19:30 h, eran de viento de 3 km/h, dirección predominante 180º, ráfagas de 10 km/h y 24ºC de temperatura.

1.8. Ayudas a para la navegación

No aplica.

[13] Visto el motor desde la posición del piloto.
[14] Según el propietario compraron esta pieza al proveedor ROTAX en España.
[15] El conector de escape del cilindro número 3 fue el que se encontró fracturado en el accidente.
[16] Según el propietario la rótula fue comprada al representante Rotax en España.

1.9. Comunicaciones

Según las declaraciones del piloto a los mandos y del piloto de la aeronave que había despegado delante de él, la aeronave mantuvo comunicación radio en la frecuencia del aeródromo 123,325 MHz. En esta frecuencia notificó la emergencia con unos términos similares a los siguientes: "XXX[17] me vuelvo al campo. Tengo rotura de colector".

1.10. Información de aeródromo

El aeródromo de Robledillo de Mohernando (LERM) es un aeródromo no controlado que cuenta con una pista asfaltada de 1000 m de longitud y orientación 01/19. La elevación del aeródromo es de 3096 ft. La frecuencia del campo es 123,325 MHz. Una vez que las aeronaves abandonan la zona de influencia del aeródromo, pasan a la frecuencia correlativa 123,450 MHz. El día del accidente la pista operativa era la 01.

1.11. Registradores de vuelo

No aplica.

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

La aeronave quedó detenida 1 km al sureste de la cabecera de la pista 01. No había capotado, se encontraba apoyada sobre el fuselaje inferior, en su posición normal de vuelo, y no le faltaba ningún elemento estructural. El recubrimiento de tela del fuselaje había ardido por completo a consecuencia del incendio y había quedado visible la estructura metálica de la aeronave. El motor, que se había mantenido unido a la aeronave, presentaba signos de haber estado sometido al fuego con mayor intensidad en la zona inferior derecha del motor.

La zona de tierra donde había aterrizado la aeronave había estado sembrada de cereal que se había recogido. Debido a los restos de paja que habían ardido, se identificaba una zona cuadrada de terreno afectada por el fuego de 144 m^2 (12*12 m) alrededor de la aeronave (figura 1). La aeronave llevaba un paracaídas de emergencia que no se llegó a activar y que tampoco explotó.

Se encontró desprendido el colector de escape del cilindro número 3 de su alojamiento en la cabeza del cilindro. Los elementos de unión del colector al cilindro (brida, espárragos y tuercas) se mantenían unidos a éste. El resto de colectores se mantenían unidos a los cilindros.

[17] Nombre de pila del piloto que había despegado tres minutos antes y que, además, es la persona que le ayudaba con el mantenimiento.

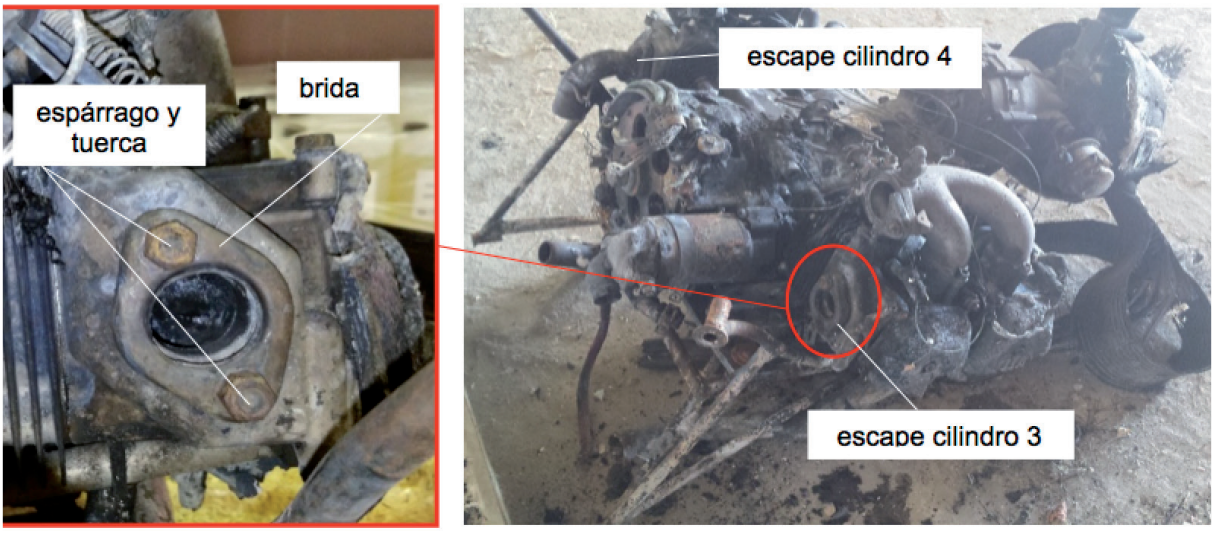

Figura 3. Vista general y detalle del escape del cilindro 3 en su unión a la cabeza de cilindro

1.13. Información médica y patológica

Las dos personas a bordo abandonaron la aeronave por sus propios medios tras la toma de emergencia. Se encontraban perfectamente y no necesitaron asistencia médica.

1.14. Incendio

Como consecuencia de la salida de gases a alta temperatura por el escape fracturado, se inició un incendio en vuelo que continuó en tierra tras el aterrizaje de emergencia. La aeronave quedó completamente calcinada. No llevaba extintor a bordo[18] por lo que el piloto no pudo contener el desarrollo del incendio. La zona más afectada por el fuego se localizaba en el motor, en su parte derecha inferior más cercana a la cabina, coincidente con el colector desprendido.

Tras el accidente acudieron desde el aeródromo varias personas con extintores para intentar apagar el fuego. No pudieron evitar que se quemara por completo. La primera preocupación fue enfriar el dispositivo de activación del paracaídas de emergencia para evitar su explosión.

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

Las dos personas a bordo llevaban los cinturones abrochados. No tuvieron ningún problema para abandonar la aeronave. Debido a que el piloto comunicó la emergencia por ra-

[18] La normativa recomienda, pero no obliga, llevar extintor a bordo.

dio, a que la aeronave precedente escuchó la emergencia y vio el aterrizaje, y a la cercanía al aeródromo, fueron localizados rápidamente.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1. Declaración del piloto de la aeronave EC-XCR

El piloto de la aeronave declaró que el día del accidente despegó con una persona a bordo. Tras despegar y coger altura, giró hacia el este, dirección La Muela para hacer un vuelo local. A los 5 min de vuelo, se produjo un ruido fuerte en el escape y tuvo claro que era un colector que se había roto. Pensó que había fallado el colector número 2, al que habían reparado una grieta una semana antes.

Puso rumbo al campo, hacia la cabecera 01. Estaban a 3500 ft y a unos 3 min del campo. Aumentó los gases al motor pero iba peor. La aeronave perdía altura. En ese momento estaba a menos de 1 min del campo. Les entró una gran "bocanada" de humo en la cabina por la ventana izquierda que salió por la otra ventana. El motor seguía fallando y el humo no disminuía por lo que decidió buscar un campo para aterrizar. Paró el motor, cerró la llave de combustible y descendió. Durante la toma de contacto, el tren principal derecho se rompió. Cuando se detuvieron, salieron en seguida de la aeronave sin poder hacer nada para impedir el incendio.

1.16.2. Declaración del piloto[19] de la aeronave precedente

El día del accidente, despegó aproximadamente 3 min delante que la aeronave EC-XCR. Iban a volar juntos por la zona. A los pocos minutos de vuelo escuchó por la frecuencia del campo al piloto informando que tenía problemas en el escape y que se volvía al campo. Fue detrás de él y lo siguió. Lo vio aterrizar, sobrevoló la zona, y pudo ver que los ocupantes estaban fuera de la aeronave. Vio el humo y luego las llamaradas.

Cuando comprobó que estaban bien y fuera de la aeronave se dirigió al aeródromo donde aterrizó y pidió ayuda. Bajaron varias personas con extintores para intentar sofocar el fuego pero, cuando llegaron, la aeronave ya había ardido por completo.

1.16.3. Inspección del motor

La inspección del sistema de escape se realizó con un representante del fabricante ROTAX. Presentaba modificaciones diversas y contenía piezas de dimensiones y características diferentes a las que establecía el fabricante. Los pares de apriete de las tuercas de sujeción

[19] El piloto de esta aeronave precedente era la persona que le ayudaba con el mantenimiento

de los escapes a los cilindros, definidos por el fabricante en el manual de instalación, no se pudieron comprobar debido a que el calor del incendio los había modificado.

Para referencia, la figura 4 muestra la configuración del sistema de escape tal y como se indica en la información del fabricante del motor.

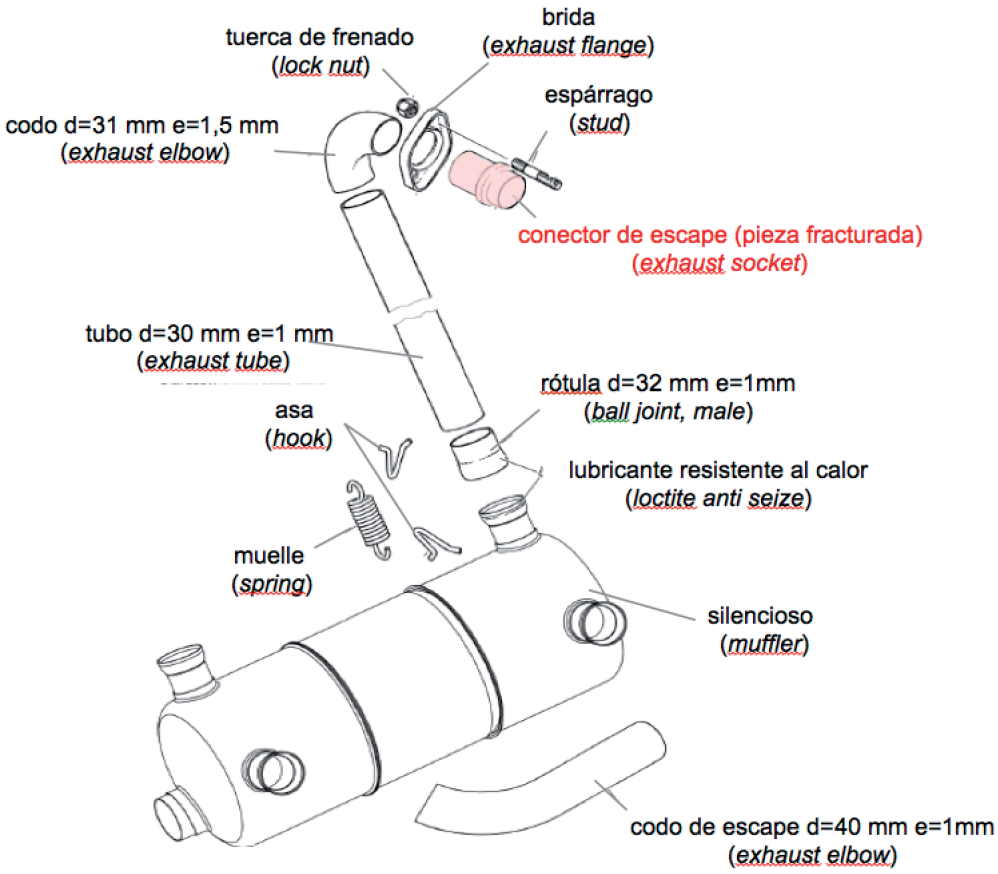

Figura 4. Despiece del sistema de escape de los motores ROTAX de la serie 912

- Escape[20] del cilindro 1:

  - Era una pieza única formada por varias partes soldadas: conector de escape-codo-tubo de 36 cm[21]-codo-tubo de 5,5 cm.

  - El conector de escape (exhaust flange) se había acortado respecto a sus dimensiones originales. Medía 3 cm de longitud. La zona que quedaba dentro de la cabeza del cilindro medía 2 mm menos que el resto (8 mm en comparación con 1 cm en el resto) y también la zona que quedaba fuera del cilindro era más corta que el resto. Su diámetro era de 30 mm con un espesor de 1 mm.

[20] Descripción de la pieza entre el cilindro y el silencioso (ver figura 4).
[21] Se refiere a longitud del tubo.

- El codo primero era original aunque estaba deformado llegando a tener un diámetro de 36 mm[22] en algunas zonas indicativo de que la pieza se había forzado disminuyendo su curvatura. La soldadura entre el codo y el tubo de 36 cm era irregular, es decir, no seguía un corte perpendicular al tubo.
- El tubo de 36 cm tenía un diámetro de 32 mm[23]. En la parte inferior del tubo había restos de un asa (hook) para un muelle (spring) de una configuración anterior que ahora no se usaba.
- El codo inferior era original y mantenía el diámetro de 31 mm.
- El tubo de 5,5 cm no era original ROTAX. Tenía un diámetro de 35 mm y un espesor de 2 mm. Tenía dos asas que no eran las del fabricante.
- La unión con el silencioso no era mediante una rótula.

• Escape del cilindro 2:

- Era una pieza única formada por varias partes soldadas: conector de escape-codo-tubo de 25,5 cm-codo-tubo de 10 cm-codo-tubo de 5,2 cm. Este escape era más largo que el del cilindro 1 y presentaba un cambio de dirección. Era el que peor estado presentaba. Tenía evidentes signos de oxidación y estrechamientos.
- El conector de escape medía 3,5 cm. Su diámetro era de 30 mm con un espesor de 1 mm.
- El codo primero estaba deformado con anchos de hasta 36 mm indicativo de que la pieza se había forzado disminuyendo su curvatura. Era una pieza original.
- El tubo de 25,5 cm tenía una sección de 32 mm y no era original del fabricante.
- El codo siguiente tenía un estrechamiento hasta quedarse la sección en 29 mm.
- El tubo de 5,5 cm tenía una sección de 32 mm y presentaba restos de un asa para un muelle de una configuración anterior que ahora no se usaba.
- En el codo más cercano al silencioso había dos asas para la instalación de dos muelles que no eran los suministrados por ROTAX. Este codo parecía original ROTAX aunque tenía un estrechamiento en su sección de hasta 24 mm.
- El tubo de 5,2 cm de unión con el silencioso, al igual que ocurría en el escape 1, era de una sección de 36 mm y un espesor de pared de 2 mm.
- La unión al silencioso no se realizaba con rótula.

[22] Los codos originales tienen un diámetro de 31 mm (ver apartado 1.16.5).
[23] Los tubos originales tienen un diámetro de 30 mm (ver apartado 1.16.5).

- Escape del cilindro 4:

  - Eran dos piezas unidas entre sí por una rótula. La primera pieza, que encajaba en la cabeza del cilindro, estaba formada por tres piezas soldadas entre sí: conector de escape-codo-rótula (mitad). La segunda pieza era la unión de otras tres piezas soldadas: rótula (mitad)-tubo de 14,5 cm-rótula (mitad).
  - El conector de escape medía 4,5 cm de longitud. Tenía un diámetro de 30 mm y 1 mm de espesor.
  - El codo parecía ser una pieza original y era el que mantenía las dimensiones más cercanas al original, con variaciones de ±1 mm. A diferencia de los codos de los cilindros 1 y 2, este codo mantenía su curvatura original. El codo tenía dos asas para instalación de muelles que no eran originales.
  - Las dos mitades de la rótula medían 32 mm[24] de diámetro con un espesor de 1 mm y eran originales de ROTAX.
  - El tubo de 14,5 cm tenía un diámetro de 30 mm. Tenía cuatro asas para instalación de muelles que eran originales. Este tubo era original ROTAX y era de un material que, a simple vista, era diferente con respecto a los tubos usados en los escapes 1 y 2.
  - La unión con el silencioso se realizaba con una rótula que cumplía con los 32 mm de diámetro y 1 mm de espesor.
  - Los muelles recuperados eran los suministrados por ROTAX.

- Escape del cilindro 3 (figura 5):

  - Eran dos piezas unidas entre sí por una rótula con la misma configuración que el escape del cilindro 4.
  - El conector de escape medía 3,5 cm de longitud. Su diámetro era de 30 mm y un espesor de pared de 1 mm. Esta pieza se encontró fracturada tras el accidente. Parte del conector de escape había quedado en el motor y el resto de la pieza se había desprendido por completo permitiendo la salida de gases calientes al motor.
  - La sujeción del escape al cilindro (brida, espárragos y tuercas) se había mantenido en su posición original (figura 3). La brida (flange), los dos espárragos (stud) y las dos tuercas de frenado (lock nut) instalados en el escape 3 eran originales.
  - Al igual que el cilindro 4, el codo parecía ser una pieza original, mantenía su curvatura original y no tenía indicios de haber sido forzado como los de los cilindros 1 y 2. El codo tenía dos asas que eran ROTAX.

[24] Las rótulas originales tienen un diámetro de 32 mm y un espesor de pared de 1 mm (ver apartado 1.16.5).

- La rótula tenía las dimensiones del fabricante. Una de las mitades presentaba una deformación previa al accidente.
- El tubo era de 30 mm de diámetro y era original. Tenía cuatro asas para instalación de muelles que no eran originales ROTAX.
- La unión con el silencioso se realizaba con una rótula que tenía las dimensiones del fabricante.

Figura 5. Configuración del escape del cilindro 3. Fractura del conector de escape y original

1.16.4. Estudio de la rotura del escape del cilindro 3

Las dos partes de la pieza fracturada y un conector de escape original (figura 5) fueron enviadas a un laboratorio para su estudio. Los estudios y ensayos que se realizaron así como los resultados obtenidos se indican a continuación:

- El conector de escape roto tenía un menor espesor que el del conector de escape nuevo sin usar[25].

- Análisis químico del conector de escape roto y del conector de escape sin usar:

  – El conector de escape sin usar era un acero inoxidable austenítico tipo X6CrNiMoTi17-12-2 (1.4571)[26].

  – El conector de escape roto era un acero inoxidable austenítico tipo X15CrNiSi20-12 (1.4828).

- Estudio fractográfico del conector de escape roto:

  – La zona de fractura se desarrollaba transversalmente al eje longitudinal de la pieza.

  – La zona de fractura se había producido en un cambio de sección de la pieza.

  – En toda la superficie de fractura se identificaban facetas lisas, con escalones radiales y marcas de fatiga.

  – Las marcas de fatiga señalaban diversos puntos de incubación repartidos a lo largo de toda la superficie exterior de la pieza. Las direcciones de propagación y los signos de oxidación y aplastamiento señalaban una zona preferente de inicio localizada en el lado coincidente con el radio exterior del codo.

  – Gran parte de la superficie de fractura tenía sustancias adheridas y óxidos y presentaba aplastamiento de material.

- Análisis metalográfico del conector de escape roto y del conector de escape sin usar:

  – El conector de escape sin usar presentaba una microestructura constituida por polígonos maclados de austenita, con presencia de inclusiones no metálicas alineadas.

  – El conector de escape roto presentaba una microestructura constituida por polígonos maclados de austenita, con presencia de incrustaciones no metálicas alineadas. En la zona de rotura se apreciaban carburos precipitados en los límites de grano. El borde de fractura mostraba una progresión transgranular, con presencia de algunas capas de óxidos adheridas.

- Ensayo de dureza:

– No se encontraron diferencias significativas en los valores de dureza de ambas piezas.

– No se detectó ninguna disminución de dureza en la zona próxima a la rotura que justifique una menor resistencia en esa región y que hubiese podido influir en la rotura.

[25] El espesor de los conectores había sido modificado en 1997 (ver apartado 1.16.5).

[26] Este conector de escape, por ser nuevo, no coincidía en composición con el roto debido a que se había modificado la fabricación de los mismos en 1999 (ver apartado 1.16.5).

En base a estos resultados, se pudo concluir que:

- La estructura metalográfica y dureza del conector de escape roto correspondían a un acero inoxidable austenítico del tipo X15CrNiSi20-12 (1.4828) que, en la zona de rotura presentaba un proceso de precipitación intergranular característico de una exposición prolongada a altas temperaturas.

- La rotura se había desarrollado por un fenómeno de fatiga bajo esfuerzos cíclicos de tracción, incubado en diversos puntos de la superficie exterior del tubo, localizados en uno de los ángulos de un cambio de sección en que el conector de escape se ensanchaba. La oxidación y los signos de aplastamiento impidieron apreciar la micromorfología original, por lo que no se pudo estimar si se trataba de un proceso a alto o bajo número de ciclos.

1.16.5. Información proporcionada por ROTAX

Las consultas realizadas a ROTAX Austria proporcionaron la siguiente información:

- El diseño del sistema de escape no cumplía con las recomendaciones de ROTAX.

- Los conectores de escape habían sufrido modificaciones tanto en sus dimensiones como en el material debido a un proceso de estandarización con los motores de la serie ROTAX 914:

  – En marzo de 1997 se aumentó el espesor de los conectores de escape de 1 mm a 1,6 mm de espesor. El diámetro se mantenía en 30 mm.

  – En septiembre de 1999 se cambió el material de los conectores de escape pasando de X15CrNiSi20-12 (1.4828) a X6CrNiMoTi17-12-2 (1.4571)[27].

- La inspección del conector de escape, por ser parte del sistema de escape, se debe realizar según las directrices del fabricante de la aeronave.

Como consecuencia de las consultas a ROTAX, se detectó un error en la composición química que se incluía en el Manual de instalación (ver apartado 1.16.6) y que ROTAX informó que iba a rectificar en la siguiente edición.

1.16.6. Información sobre el sistema de escape y su mantenimiento

El motor ROTAX 912UL se vende sin el sistema de escape, es decir, no está incluido en el motor. La documentación de ROTAX incluye constantes referencias a que debe ser el

[27] Ambas aleaciones ofrecen buenas propiedades de resistencia a la corrosión y a la oxidación a altas temperaturas y no presentan diferencias significativas en cuanto a la resistencia a la fatiga.

fabricante o constructor de la aeronave el que establezca el diseño y la configuración del sistema de escape para adaptarlo al espacio disponible en la aeronave, así como sus inspecciones. Es decir, para los motores de la serie 912, es el propietario el que monta y fabrica su propio sistema de escape. Lo que sí suministra ROTAX son las piezas a partir de las cuales se monta el sistema de escape. Estas piezas genéricas son de dos tipos: una pieza tórica de 360º, para las piezas curvas, y una pieza alargada, para las piezas rectas. A partir de estas piezas genéricas, se cortan las partes necesarias y se sueldan.

Existen otras familias de motores ROTAX, como los motores ROTAX 914, en los que el sistema de escape está incluido y es proporcionado con el motor. En base a la experiencia con estos motores, ROTAX incluye ciertas directrices y recomendaciones que los fabricantes de aeronaves deben tener en cuenta para el diseño del sistema de escape. Estas recomendaciones se encuentran en tres documentos: Manual de Instalación, Manual de Mantenimiento en línea y Catálogo de piezas.

El Manual de instalación del motor, sección 78-00-00, sistema de escape, incluye:

- La temperatura nominal de los gases de escape, medida en el escape a 10 cm de la brida, es de 800 ºC. Se pueden alcanzar hasta los 880ºC en despegue.

- Las vibraciones debidas a instalaciones inadecuadas y el mantenimiento son las causas más comunes de daños en el sistema de escape.

- Se recomienda un único silencioso para los cuatro cilindros y que la longitud de los tubos sea igual.

- Las cuatro articulaciones esféricas (rótulas) deben usarse para evitar daños por vibraciones. Todas las rótulas tienen que ser engrasadas regularmente con un lubricante resistente al calor para evitar rigideces y adhesiones de las articulaciones. Hay que tener en cuenta que las tensiones generadas por la rigidez pueden causar grietas.

- Para la sujeción del sistema de escape se suministran con el motor dos espárragos en cada cilindro. Deben utilizarse, sin excepción, los 4 conectores de escape (exhaust sockets) incluidos con el motor. El material de los conectores de escapes es X6CrNiTi1810 (1.4541)[28]. Se definen los pares de apriete de las tuercas (lock nut) para unir el escape al cilindro.

- El soporte del silencioso a la aeronave debe ser realizado de acuerdo con lo establecido por el fabricante de la aeronave para asegurar que no hay vibración.

- Este manual incluye dos figuras de referencia de configuración del escape:

[28] Este es el dato que es erróneo en la documentación de ROTAX y que se modificará en la siguiente edición. El material del conector de escape es X6CrNiMoTi17-12-2 (1.4571).

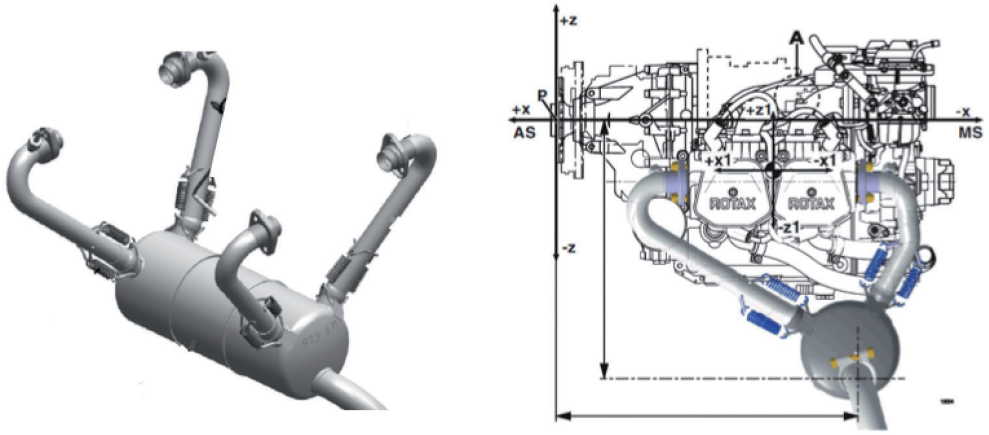

Figura 6. Instalación del sistema de escape de los motores ROTAX de la serie 912

El Manual de mantenimiento en línea para los motores de la serie 912, define:

- Inspecciones no programadas (apartado 2): se recomienda realizar una inspección al sistema de escape y la sustitución del lubricante resistente al calor, si fuese necesario, para evitar desgaste, fracturas o bajo rendimiento del motor. Esta inspección debería realizarse cuando se realice cualquier otra acción de mantenimiento al motor en caso de que el fabricante de la aeronave no la haya prescrito.

- Inspección visual (aparado 3.1): define una inspección visual al sistema de escape del motor para observar posibles daños originados por las altas temperaturas.

Por último, el catálogo de piezas incluye el despiece del sistema de escape de los motores ROTAX de la serie 912 que se muestra en la figura 4. Se especifica que hacen falta 4 rótulas, 8 muelles y 16 asas.

1.16.7. Configuración del sistema de escape en la aeronave EC-XCR

No se ha podido obtener información sobre la configuración del sistema de escape desde la fabricación de la aeronave en el año 2008. Se solicitaron fotografías, esquemas o cualquier otro tipo de información que pudiese suministrar información sobre la configuración del escape. El constructor indicó que toda la información la había entregado al propietario actual y éste indicó que no tenía ninguna fotografía ni ninguna otra información sobre el escape. Se consultó también a la OSV de Barcelona-Sabadell y a la de Cuatro Vientos, como último recurso, para conocer si en el proceso de fabricación o renovación del CAR se hubiese realizado alguna fotografía o esquema sobre el montaje del sistema de escape. Este intento tampoco dio resultado satisfactorio.

1.17. Información sobre organización y gestión

No aplica.

1.18. Información adicional

No aplica.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

No aplica.

2. ANÁLISIS

El análisis del accidente de la aeronave EC-XCR contiene las siguientes partes:

- El análisis del fallo del motor en vuelo que ha permitido concluir que:
  - Fue producido por la rotura del escape del cilindro número 3.
  - Produjo un incendio en el motor que se extendió al resto de la aeronave favorecido por el recubrimiento de tela.
  - Existe consistencia entre la pieza fracturada, la zona de mayor intensidad de fuego y el desarrollo posterior del mismo, descartando cualquier otra circunstancia o anomalía que pudiese haber contribuido al fuego.
- El análisis de la gestión del fallo de motor en vuelo por parte del piloto, con las siguientes conclusiones:
  - El piloto tomó tres decisiones muy acertadas: volver al campo, notificar la emergencia y sus intenciones y aterrizar fuera de campo a pesar de la cercanía del aeródromo.
  - La baja velocidad de toma y la poca distancia que necesitó la aeronave para aterrizar favorecieron que los ocupantes resultaran ilesos y se expusieran el menor tiempo posible al fuego que se había desarrollado.
  - La acción de enfriar el dispositivo de actuación del paracaídas de emergencia evitó daños adicionales.
- El análisis de la causa del fallo del motor, donde se ha determinado que:
  - La rotura del conector de escape se produjo por un proceso de fatiga debido, muy probablemente, a que el sistema de escape había estado operando durante muchos años sin tener instalados elementos de absorción de vibraciones.
  - La rotura fue favorecida por un cambio de sección de la pieza y la alta temperatura de trabajo.
  - El conector de escape acumulaba 23 años de funcionamiento sin tener indicios de haber sido inspeccionada en todo este tiempo. La pieza había sido mejorada por el fabricante 18 años antes.

Se incluye un apartado relacionado con las discrepancias en el control y seguimiento de la operación del motor y de la aeronave por parte del propietario.

2.1. Fallo del motor en vuelo

El jueves 10 de septiembre de 2015, a las 19:30 h aproximadamente, la aeronave de construcción amateur EC-XCR, sufrió un fallo de motor en vuelo que le llevó a realizar

un aterrizaje de emergencia. El escape del cilindro número 3[29] se había fracturado por completo en la zona de unión con la cabeza del cilindro. Como consecuencia, los gases de escape de la combustión del cilindro número 3, que el fabricante indica que están a una temperatura de 800ºC, entraron en contacto con las superficies calientes del motor y del carenado.

Las zonas más afectadas por el fuego se encontraron localizadas en la zona trasera inferior derecha del motor, coincidente con la posición del cilindro número 3. El incendio, que se inició en el motor se extendió rápidamente al resto de la aeronave debido al material de recubrimiento de la aeronave.

Existe, por lo tanto, consistencia entre el elemento del motor que se encontró fracturado, la zona afectada en mayor medida por el fuego y el desarrollo posterior del fuego, descartándose cualquier otro factor que hubiese podido influir en el incendio.

2.2. Análisis de la gestión del fallo del motor en vuelo

El fallo del motor se produjo en vuelo, cuando la aeronave estaba en crucero y procedía a alejarse del campo. Los síntomas descritos por el piloto eran compatibles con un fallo en el escape: pérdida de potencia y aparición de humo por los propios gases y por entrar en contacto con las superficies calientes del motor y con el fuselaje.

La reacción del piloto ante esta situación fue correcta: inmediatamente tomó la decisión de volver al aeródromo e informar por frecuencia de la emergencia y de sus intenciones.

A estas dos decisiones iniciales le siguió una tercera que fue la de no intentar llegar al aeródromo. A pesar de la cercanía (menos de 1 km a la cabecera de pista) el piloto, ante la imposibilidad de mantener la altura, decidió aterrizar en emergencia fuera de campo. Un intento por alcanzar la pista hubiese podido llevarles a una situación de mayor riesgo, tanto por un mayor tiempo de exposición al fuego, como por la falta de garantía de alcanzar la pista con altura suficiente. Por lo tanto, se considera que la toma fuera de campo supuso probablemente la diferencia entre un accidente sin lesiones personales a otro con daños personales de mayor entidad.

Por otra parte, las características de la aeronave EC-XCR posibilitaron un aterrizaje con muy baja velocidad, y por lo tanto con muy poca energía, lo que permitió que en el impacto con el terreno los ocupantes no sufriesen lesiones. La poca distancia que necesitaba esta aeronave para detenerse ayudó también a reducir el tiempo que piloto y pasajero estuvieron en la aeronave mientras se desarrollaba el fuego. Tanto las decisiones del piloto como las características de la aeronave favorecieron que los ocupantes de la aeronave resultaran ilesos en el accidente.

[29] Cilindro trasero derecho visto desde el asiento del piloto.

La normativa de aeronaves ultraligeras no obliga, aunque sí recomienda, a llevar a bordo un extintor de incendios. En este caso, la aeronave no lo llevaba, por lo que el fuego que se desarrolló, favorecido por el material del recubrimiento, avanzó rápidamente afectando a la totalidad de la aeronave. La actuación de las personas que acudieron del aeródromo fue muy rápida y acudieron ya preparados con extintores, debido a que la aeronave había informado de lo que ocurría. Las actuaciones se centraron en enfriar el dispositivo de actuación del paracaídas de emergencia para evitar su calentamiento y explosión.

2.3. Análisis de la causa del fallo del motor

La rotura del escape se produjo en el conector de escape del cilindro número 3. La rotura se había desarrollado por un proceso de fatiga bajo esfuerzos cíclicos de tracción que se había iniciado en un cambio de sección, donde la pieza se ensanchaba, en la zona coincidente con el radio exterior del codo.

La disposición de los elementos que componen el sistema de escape (figura 4) muestra que el escape se encuentra entre el motor y el silencioso, y que estos elementos tienen inercias de movimiento diferentes. El punto de mayor momento flector del conjunto motor-escape-silencioso es, precisamente, el punto de unión con la cabeza del cilindro donde se ha producido la rotura en la aeronave EC-XCR. En la operación de la aeronave, tanto el motor como el silencioso vibran y sufren desplazamientos. Esto supone que un extremo del escape se mueve solidario con el motor y el otro extremo con el silencioso. Si los movimientos de estos dos elementos, motor y silencioso, no están debidamente acoplados y compensados se pueden producir tensiones en el elemento que los une, es decir, en el escape. Esta es la razón por la que el fabricante ROTAX advierte que el mayor problema que presentan los sistemas de escape son las rigideces ya que pueden generar grietas y roturas. Por eso se aconseja la instalación de articulaciones esféricas en la unión del escape con el silencioso, para permitir que estas rótulas absorban vibraciones y diferencias de movimiento entre el motor y el silencioso.

El estudio del sistema de escape de la aeronave EC-XCR mostró que no cumplía ninguna de las recomendaciones de ROTAX y que tenía un diseño rígido sin elementos de absorción de vibraciones. Se evidenciaba, y así lo confirmaron los dos propietarios, que había tenido problemas previos de grietas y que se habían probado distintas configuraciones para solucionarlos. La configuración de los escapes y la información proporcionada por el propietario actual indicaban que hasta el año 2011, en que se instalaron dos rótulas en los escapes 3 y 4, el montaje de los escapes había sido rígido, es decir, no había contado con ningún mecanismo que hubiese absorbido las cargas. Se habían instalado numerosas piezas que no eran las originales de ROTAX, algunas piezas tenían mayor sección, indicativas de que habían tenido problemas de grietas en esas zonas, había piezas que se habían deformado y forzado y se habían producido aplastamientos y acortamiento de las dimensiones originales en algunos puntos. Ninguno de los 4 escapes cumplía con las re-

comendaciones de ROTAX ya que las dos rótulas instaladas en los escapes 3 y 4 se habían instalado en mitad del tubo recto y no en la unión de este tubo con el silencioso, que es donde realmente trabaja correctamente la articulación. A pesar de que la documentación del fabricante incluía información gráfica, además de escrita, sobre el diseño recomendado de los sistemas de escape, esta información no fue tenida en cuenta por el propietario ni por el constructor de la aeronave a la hora de diseñar, mantener o modificar el sistema de escape.

Por lo tanto, la forma en que estuvo trabajando el sistema de escape, debido a una instalación sin elementos de absorción de vibraciones, debió ser, muy probablemente, el origen de la aparición de fatiga en el conector de escape y su rotura en vuelo.

Los resultados del laboratorio confirmaron una exposición prolongada a altas temperaturas. Este resultado es coherente con el escenario de trabajo de estos tubos por los que pasan gases de escape a temperaturas de entre 800 y 890ºC, es decir, son elementos sometidos a estrés térmico. El efecto de la alta temperatura disminuye el límite elástico, y por lo tanto, el límite a fatiga, produce oxidación (lo que aumenta la deformación del material en los ciclos de compresión) y produce precipitación intergranular, lo que favorece la formación de discontinuidades superficiales donde se pueden incubar fácilmente grietas a fatiga. Además, los cambios de sección son elementos que favorecen la concentración de esfuerzos, por lo que es lógico que la fatiga aparezca en esta zona.

Estas condiciones de estrés térmico y de concentración de esfuerzos que se producen en la zona de unión del escape con el cilindro, junto con un proceso de homogeneización de componentes con otros modelos de motor, motivaron las modificaciones en el diseño del conector de escape por parte del fabricante. Las modificaciones en el material usado no fueron tan significativas como las que se realizaron en las dimensiones. El aumento de sección de la pieza de 1 mm a 1,6 mm, supuso un menor esfuerzo soportado bajo la misma carga de trabajo y, por lo tanto, aumentando el límite de fatiga de la pieza. Esta mejora en el comportamiento a fatiga de la pieza se incorporó en los motores ROTAX de la serie 912 en el año 1997, es decir, 18 años antes del accidente de la aeronave EC-XCR.

Esta modificación no tuvo asociada la emisión de información a los usuarios que recomendase u obligase a cambiar el conector de escape. Con el paso de los años, las piezas antiguas, al igual que el resto de partes del escape, según fuesen presentando grietas o problemas, se irían reemplazando por las nuevas en las revisiones de mantenimiento.

Sin embargo, en el caso de la aeronave EC-XCR, esta sustitución no se produjo nunca, y en el momento del accidente la pieza que se fracturó llevaba 23 años en servicio.

2.4. Seguimiento de la operación y mantenimiento de motor y aeronave

Durante la investigación no ha sido posible comprobar documentalmente el histórico del motor y de la aeronave. Según el constructor toda la información de la aeronave cuando la vendió se la traspasó al nuevo propietario y éste declaró que toda se había quemado en el incendio de la aeronave. De las OSV tampoco se pudo obtener información. Debido a que esta situación se ha constatado en otros accidentes de aeronaves ultraligeras, se emiten dos recomendaciones para se modifique la normativa y se haga obligatorio conservar una copia de toda aquella documentación que se lleva a bordo de las aeronaves.

Para realizar el cálculo de las horas de motor y de aeronave se ha considerado lo siguiente:

- Debido a que el motor tenía 16 años de vida cuando se compró para instalarlo en la aeronave, parece lógico pensar que, aun cuando el motor se hubiese usado poco, las horas del motor no podrían coincidir con las de la aeronave. Por ese motivo, las referencias de horas del motor proporcionadas por el propietario se consideran erróneas.

- Considerando el dato de 200 h de motor que el constructor recordaba cuando construyó la aeronave, se considera que había un desfase de 200 h entre el motor y la aeronave.

- En el 2011, cuando el constructor cedió la aeronave al propietario actual, el motor tenía 400 h y la aeronave 200 h (según lo que recordaba el constructor).

- El propietario actual declaró que en la aeronave actual tenía una experiencia de 510 h. Esta experiencia la acumuló con la aeronave del incidente y debió ser desde 2011 volando ya en Robledillo de Mohernando.

Considerando la fecha a partir de la cual obtuvo el CAR, se considera que la aeronave, en el momento del accidente, llevaba operando 5 años y acumulaba 710 h totales. En el caso del motor, en el momento del accidente, acumulaba 23 años y medio y debía acumular 910 h totales.

Las discrepancias entre las horas de motor y aeronave, a pesar de que el motor cuando se instaló en la aeronave tenía 16 años de antigüedad, no fueron detectadas en ninguna de las revisiones para la renovación del CAR por parte de AESA.

La contabilidad de horas de aeronave y motor por parte del propietario se ha contrastado con la única documentación que se ha podido obtener para la renovación del CAR. En ella, además de anotar valores de horas de motor y aeronave coincidentes, se reflejaba un valor de 277 h en el año 2013. Teniendo en cuenta que la aeronave, en el año 2011, cuando el constructor la cedió al propietario actual, acumulaba ya 200 h, y considerando la información obtenida de testigos de que volaba prácticamente todas las semanas, se

considera que este número de horas refleja más bien el tiempo de vuelo del piloto con la aeronave y no las horas totales de la aeronave. Este valor es consistente con la media de 127 h por año que se han estimado para el piloto.

Por lo tanto, se considera que el seguimiento de horas de vuelo que realizaba el propietario reflejaba las horas de vuelo personales y no las totales acumuladas de la aeronave. La falta de documentación para poder confirmar donde radica el error, no ha permitido identificar si este error se produjo por desconocimiento de qué tipo de información se debe anotar en los libros de aeronave y motor o, si por el contrario, este error viene de la documentación que el propietario heredó del constructor.

Por años de operación, al motor, que acumulaba 23 años y medio desde su fabricación, le deberían haber realizado 2 inspecciones generales, la última en el año 2012. Por horas acumuladas, debería haberse realizado una inspección general cada 600 h, valor que se estima que se alcanzó en el 2013. Es decir, entre 2 y 3 años antes del accidente, debería haberse realizado una revisión general al motor. Esta revisión no se realizó.

La constatación en esta investigación de la falta de cumplimiento de las prácticas de mantenimiento y la falta de detección por parte de la autoridad de dichas irregularidades, han motivado la emisión de una serie de recomendaciones a AESA enfocadas a:

- En primer lugar, establecer una supervisión efectiva, por parte de AESA, sobre el mantenimiento y seguimiento de las operaciones que los propietarios de aeronaves de construcción amateur, realizan sobre sus aeronaves.

- En segundo lugar, proponer que determinadas tareas de mantenimiento que se podrían considerar como "mayores o importantes" (por ejemplo, revisiones generales, cambios de mandos de vuelo, instalaciones de motor, etc.) sean realizadas no por el propietario, sino por centros de mantenimiento autorizados o por personal con licencia de mantenimiento apropiada para la tarea.

3. CONCLUSIONES

3.1. Constataciones

General:

- La aeronave estaba en posesión de las licencias necesarias para realizar el vuelo.
- El piloto estaba en posesión de las licencias necesarias para realizar el vuelo.
- El piloto tenía experiencia con la aeronave y en la zona. Llevaba 4 años volando con la aeronave y se ha estimado una actividad anual de 127 h.
- Toda la documentación de aeronave y motor quedó destruida en el incendio. Todos los datos sobre la aeronave, motor y su mantenimiento proceden de la información verbal del propietario y el constructor.
- Se desconocen con exactitud las horas de aeronave y motor. La información disponible suministrada por el propietario y el constructor no son coincidentes en lo que respecta a las horas de motor.
- La contabilidad de horas de motor que llevaba el propietario actual era incorrecta.
- Se ha estimado que la aeronave acumulaba 710 h totales y 5 años[30].
- Se ha estimado que el motor acumulaba 910 h totales y 23 años.
- El motor se construyó en el año 1992. Cuando el motor se instaló en la aeronave EC-XCR llevaba operando 16 años.
- Desde su fabricación hasta el año 2011 se desconoce el historial de mantenimiento del motor.
- El mantenimiento de la aeronave y del motor, desde el 2011, lo realizaba el propietario.
- La aeronave tenía establecidas revisiones generales cada 200 h/2 años.
- El motor tenía establecidas revisiones generales cada 600 h/10 años.
- No se le había realizado ninguna revisión general al motor.
- Las condiciones meteorológicas no fueron de influencia en el accidente.

Sistema de escape:

- Los motores ROTAX 912 UL no incluyen el sistema de escape. El sistema de escape debió ser configurado y adaptado por el constructor de la aeronave.

[30] Considerando la fecha de emisión del CAR.

- No se ha podido confirmar documentalmente qué instalación inicial se realizó del sistema de escape ni las acciones de mantenimiento.
- Según el propietario, las revisiones que le había hecho al sistema de escape habían consistido en inspecciones visuales en busca de posibles grietas.
- ROTAX proporciona directrices y recomendaciones sobre el diseño y mantenimiento del sistema de escape.
- El diseño del sistema de escape no cumplía con las recomendaciones del fabricante. Contenía piezas que no eran las suministradas por el fabricante, presentaba deformaciones en los conductos, aplastamientos y las dimensiones de las piezas originales habían sido modificadas.
- El sistema de escape presentaba evidencias de haber tenido distintas configuraciones en el pasado.

Fallo del motor en vuelo:

- El fallo en vuelo del motor se produjo por una rotura del escape del cilindro número 3.
- La rotura del escape produjo que los gases de escape, a 800ºC de temperatura, incidiesen sobre el motor.
- Los gases calientes del escape iniciaron un incendio en el motor que se extendió al resto de la aeronave.
- La aeronave, al ser de tela, quedó completamente calcinada.
- La zona de la aeronave más afectada por el fuego fue la situada en la zona del escape del cilindro número 3.
- La rotura del escape se produjo en el conector de escape, que se fracturó completamente.
- La rotura del conector de escape se desarrolló por un proceso de fatiga originado en la superficie exterior del tubo, en la zona coincidente con el radio exterior del codo y en un cambio de sección en el que la pieza se ensanchaba.
- La zona de fractura es la zona de mayor concentración de tensiones del conjunto del escape.
- La pieza fracturada era la original con la que fue entregado el motor tras su fabricación 23 años y medio antes.
- La pieza fracturada había sufrido una modificación de diseño en el año 1997 incrementando su espesor para hacerla más resistente a la fatiga y otra posterior en 1999 modificando su composición para hacerla más resistente a la corrosión.

Gestión de la emergencia:

- El piloto gestionó correctamente la emergencia: las decisiones de regresar al aeródromo, aterrizar en emergencia fuera de campo y notificar las intenciones fueron acertadas.
- A pesar de encontrarse muy cerca del campo, decidió realizar un aterrizaje de emergencia y no continuó con el vuelo en un intento por llegar al aeródromo.
- El piloto comunicó la emergencia y sus intenciones, lo que ayudó a que les localizaran y ayudasen rápidamente.
- Debido a la poca velocidad de toma que necesita esta aeronave, la toma de contacto se realizó a poca velocidad y energía, lo que contribuyó a que piloto y pasajero resultaran ilesos en la toma de emergencia.
- La poca distancia necesaria para aterrizar y detener la aeronave redujo el tiempo que piloto y pasajero estuvieron expuestos al incendio.
- El piloto no activó el paracaídas de emergencia.
- La aeronave no llevaba extintor por no ser preceptivo.

3.2. Causas/Factores contribuyentes

El accidente de la aeronave EC-XCR se produjo por la rotura del conector de escape (exhaust socket) del cilindro número 3 mediante un proceso de fatiga originado por una instalación del escape demasiado rígida que no permitió la absorción de vibraciones y la amortiguación del movimiento relativo entre el motor y el silencioso. Se consideran factores contribuyentes:

- La falta de inspección en profundidad de la pieza durante su funcionamiento en servicio.
- La falta de seguimiento e implementación de las recomendaciones del fabricante ROTAX sobre el diseño de los sistemas de escape para los motores ROTAX 912, por parte del constructor y el propietario actual.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD OPERACIONAL

REC 24/16. Se recomienda a AESA que realice una supervisión efectiva sobre el mantenimiento y seguimiento de las operaciones que los propietarios, como últimos responsables, realizan sobre las aeronaves ultraligeras y de construcción amateur en España.

REC 25/16. Se recomienda a AESA que tome la iniciativa normativa para modificar la normativa de aeronaves ultraligeras y de construcción amateur en España con objeto de que tareas de mantenimiento que se podrían considerar como mayores, no sean realizadas por los propietarios sino por:

- Una organización de mantenimiento, o
- Técnicos de mantenimiento con licencia.

REC 26/16. Se recomienda a la DGAC que elabore y proponga la modificación normativa de aeronaves ultraligeras y de construcción amateur en España, a iniciativa de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea, con objeto de que tareas de mantenimiento que se podrían considerar como mayores, no sean realizadas por los propietarios sino por:

- Una organización de mantenimiento, o
- Técnicos de mantenimiento con licencia.

REC 27/16. Se recomienda a AESA que tome la iniciativa normativa para modificar la normativa de aeronaves ultraligeras y de construcción amateur en España para requerir la conservación de una copia de la documentación de la aeronave.

REC 28/16. Se recomienda a la DGAC que elabore y proponga la modificación normativa de aeronaves ultraligeras y de construcción amateur en España, a iniciativa de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea para requerir la conservación de una copia de la documentación de la aeronave.