CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE **A**CCIDENTES
E **I**NCIDENTES DE
AVIACIÓN **C**IVIL

Informe técnico ULM A–005/2015

Accidente ocurrido a la aeronave Air Creation Kiss 450 GTE 582S de matrícula EC-LGM, en el aeródromo de Casarrubios del Monte (LEMT-Toledo), el 24 de abril de 2015

GOBIERNO DE ESPAÑA

MINISTERIO DE FOMENTO

Informe técnico

ULM A-005/2015

Accidente ocurrido a la aeronave Air Creation Kiss 450 GTE 582S de matrícula EC-LGM, en el aeródromo de Casarrubios del Monte (LEMT-Toledo), el 24 de abril 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: 161-17-061-9

Diseño, maquetación e impresión: Centro de Publicaciones

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: +34 91 597 89 63 E-mail: ciaiac@fomento.es C/ Fruela, 6
Fax: +34 91 463 55 35 http://www.ciaiac.es 28011 Madrid (España)

Advertencia

El presente informe es un documento técnico que refleja el punto de vista de la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil en relación con las circunstancias en que se produjo el evento objeto de la investigación, con sus causas probables y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el art. 5.4.1 del Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional, y según lo dispuesto en los arts. 5.5 del Reglamento (UE) n.º 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 en 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, sin prejuzgar 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 a los que deben someterse 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 SOBRE LOS HECHOS 1

1.1. Antecedentes de 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 Información general 3
1.6.2 Información de mantenimiento 5
1.7. Información meteorológica 5
1.8. Ayudas a la navegación 5
1.9. Comunicaciones 5
1.10. Información de aeródromo 6
1.11. Registradores de vuelo 6
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto 6
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
1.17. Información sobre organización y gestión 9
1.18. Información adicional 9
1.18.1 Testimonios 9
1.18.1.1 Testimonio del instructor 9
1.18.1.2 Testimonio del alumno 10
1.18.1.3 Testimonio de personal del aeródromo 10
1.18.1.4 Testimonio de testigo (técnico de mantenimiento) 10
1.18.2 Información sobre el escape 11
1.18.3 Inspección del motor 13
1.18.4 Información del fabricante de aeronave (Air Création) y fabricante del motor (ROTAX) 16
1.18.5 Medidas de Seguridad emprendidas por el fabricante de la aeronave (Air Création) 18
1.18.6 Información facilitada con la compra de la aeronave 18
1.18.7 Información sobre Certificación del Tipo de Aeronave por AESA 19
1.18.8 Información sobre normativa ULM 20
1.19. Técnicas de investigación útiles y eficaces 21

2. ANÁLISIS 22

2.1. Aspectos generales 22
2.2. Aspectos de montaje y diseño del sistema de escape 23
2.3. Aspectos de Mantenimiento 24
2.4. Aspectos sobre el Certificado de Tipo 26

3. CONCLUSIONES 28

3.1. Constataciones 28
3.2. Causas 29

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL 30

APÉNDICE A: TRAYECTORIA REALIZADA Y HUELLAS DURANTE EL IMPACTO 31

APÉNDICE B: INFORMACIÓN SOBRE EL MANTENIMIENTO DEL MOTOR 33

APÉNDICE C: INFORMACIÓN SOBRE EL SISTEMA DE ESCAPE 35

APÉNDICE D: BOLETÍN DE SERVICIO 38

APÉNDICE E: COMENTARIOS DEL BEA 40

Abreviaturas

AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
BEA	Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile- Autoridad de Investigación de Francia
DCG	Desplazamiento del Centro de Gravedad
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
EW	Empty Weight- Peso en vacío
FI	Flight Instructor- Instructor de Vuelo
Ft	Pie(s)
h	Hora(s)
IPC	Ilustrated Parts Catalogue – Catalogo Ilustrado de Partes
kg	Kilogramos
Km/h	Kilometro(s)/hora
Kw	Kilowatios
l	litro s
m	Metro(s)
MTOW	Maximum Take Off Weight- Peso máximo al despegue
N	Norte
N/A	No afecta
OM	Orden Ministerial
RTC	Radiofonista Nacional
S/N	Serial Number- Número de Serie
TULM	Título de
ULM	Ultraligero Motorizado
UTC	Tiempo Universal Coordinado - Universal Time Coordinated
W	Oeste

Sinopsis

Propietario y Operador:	Eolo Marketing
Aeronave:	Air Creation Kiss 450 GTE 582S, matrícula EC-LGM
Fecha y hora del accidente:	Viernes, 24 de abril de 2015, 09:00 hora local[1]
Lugar del accidente:	Aeródromo de Casarrubios del Monte (LEMT - Toledo)
Personas a bordo:	2, instructor y alumno, heridos graves.
Tipo de vuelo:	Aviación general - Vuelo de instrucción- Doble mando
Fecha de aprobación:	22 de febrero de 2017

Resumen del accidente:

La aeronave, de tipo trike en tándem, realizaba un vuelo local de instrucción en doble mando. Delante se encontraba el alumno y detrás el instructor. Cuando realizaban una toma y despegue por la pista 26, con la aeronave ya en el aire, los testigos informaron de que se oyó un cambio en las revoluciones del motor. La aeronave comenzó a desviarse a la izquierda dirigiéndose hacia una zona del aeródromo próxima a los depósitos de combustible y en la que había restos acumulados de chatarra. Las ruedas del tren principal de la aeronave impactaron con un apilamiento de paneles de metal y la rueda de morro impactó contra el terreno. Los ocupantes sufrieron lesiones de carácter grave. La aeronave resultó con daños importantes.

Se concluyó que el accidente ocurrió porque una parte del sistema de escape del motor se había soltado durante la maniobra de despegue impactando con la hélice. Durante la investigación se detectó que el sistema de escape montado por el fabricante de la aeronave (Air Création) no coincidía con el establecido por el fabricante del motor (ROTAX). Se consideró factor contribuyente el que el operador/propietario no realizara las tareas de mantenimiento establecidas en el Manual de Mantenimiento y que hubieran permitido detectar posibles anomalías en los componentes del sistema de escape.

La autoridad de investigación de aviación civil en Francia (BEA) solicitó que se incluyeran sus comentarios al informe como Apéndice a éste (véase Apéndice E).

[1] La referencia horaria utilizada en este informe es la hora local salvo que se especifique expresamente lo contrario. Para obtener la hora UTC es necesario restar 2 h a la hora local.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Antecedentes de vuelo

Según su testimonio los ocupantes llevaban volando alrededor de una hora, practicando diferentes maniobras, ya que la semana siguiente (jueves día 30 de abril de 2015) el alumno iba a presentarse a examen. Tras estas maniobras realizaron una toma y despegue por la pista 26 y cuando se estaban elevando notaron un ruido y algo, no identificado en un primer momento, que se desprendió y que impactó con las palas de la hélice. El alumno cedió los mandos al instructor (diciendo: "tuyo") y el instructor intentó seguir por derecho hacia el final de la pista donde había unos arbustos, esperando que éstos amortiguaran el golpe. Al encontrarse justo en el momento de coger altura, no tenían velocidad suficiente como para tener mando sobre la aeronave y la vela (plano de la aeronave) se encontraba sin tensión. En lugar de seguir por derecho, y a pesar de los esfuerzos del instructor por corregir la dirección, la aeronave comenzó a desviarse a la izquierda sin coger altura, hasta que el tren principal impactó con un conjunto de paneles apilados de paneles de metal en una zona donde se acumulaba chatarra y la aeronave impactó con el terreno. Los ocupantes sufrieron lesiones de carácter grave. La aeronave resultó con daños importantes (véase Fotografía 1).

Fotografía 1. Fotografía de la aeronave tras el accidente

Según ambos ocupantes, antes de vuelo habían revisado el sistema de escape, según lo establecido por el manual, a través de la lista de chequeo de prevuelo. La tarde anterior habían visto que faltaba una de las abrazaderas de unión entre dos

piezas del escape (silenciador y post-silenciador (*muffler* y *after muffler*)) y que había una pequeña fisura en la soldadura de la pieza en forma de mariposa que soportaba ambas piezas (véase fotografía 7). Se instaló una abrazadera nueva (formada por la unión de dos abrazaderas más cortas) considerando que era suficiente, sin darle mayor importancia.

Durante la investigación de campo la abrazadera recién reemplazada y el post-silenciador fueron encontrados en el terreno entre la pista operativa y la pista de rodadura. Personal del aeródromo recogió parte del sistema de escape[2] en la pista de rodadura. Todos ellos a lo largo de la trayectoria que probablemente siguió la aeronave (véase Apéndice A).

1.2. Lesiones personales

Los ocupantes de la aeronave sufrieron heridas de carácter grave. Ambos estaban conscientes tras el accidente y fueron trasladados al hospital.

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Mortales				
Graves	2		2	
Leves				No se aplica
Ninguna				No se aplica
TOTAL	2		2	

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave resultó con daños importantes (véase apartado 1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto)

1.4. Otros daños

No se produjeron daños más allá de los detectados en la aeronave.

[2] Codo de unión entre silenciador y post-silenciador.

1.5. Información sobre el personal

El instructor, de nacionalidad española y 43 años de edad, tenía licencia de TULM[3] desde el año 2011 y habilitaciones DCG (desplazamiento del centro de gravedad) y RTC (habilitación de radiofonista nacional) válidas y en vigor, así como habilitación FI (instructor de vuelo) válida hasta el 22 de diciembre de 2015. Contaba con certificado médico clase 2 válido y en vigor hasta el 3 de septiembre de 2015. Según su registro de vuelos tenía una experiencia total de vuelo y en el tipo de 484:32 h, 460:37 h de ellas en la aeronave del accidente.

El instructor era asimismo copropietario de la aeronave, jefe de operaciones y socio de la Escuela Eolomarketing. Esta escuela no tenía mucha actividad y contaba, para las actividades de formación, solamente con la aeronave del accidente.

El alumno piloto, de nacionalidad española y 41 años de edad, contaba con autorización de alumno piloto válida y en vigor hasta el 1 de julio de 2015 y con certificado médico clase 2 válido y en vigor hasta el 2 de septiembre de 2015. Llevaba desde julio de 2013 volando. Tenía una experiencia de 27:30 h de vuelo según el registro de la escuela y llevaba 8:17 h volando solo. Había volado 45 minutos el día anterior pero de acuerdo a las anotaciones del instructor, el último vuelo del alumno, anterior a éste databa de octubre de 2014 (último vuelo anotado 17/10/2014). El alumno llevaba desde octubre sin volar porque entonces no había examinador de DCG en AESA. Se solicitó examen en noviembre de 2014, pasaron 3 meses sin respuesta y la escuela puso una reclamación según procedimiento indicado. Finalmente se les asignó el examinador para el 30 de abril de 2015.

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1 Información general

La aeronave ultraligera, un trike Air Creation Kiss 450 GTE 582S, matrícula EC-LGM y con número de serie (S/N) 09054-AR, fue fabricada en el año 2010. Según la información del registro de matrículas de AESA el peso máximo al despegue (MTOW[4]) de 450 Kg y un peso en vacío (EW[5]) de 188 Kg.

La aeronave tenía Certificado de Aeronavegabilidad de Tipo nº 195-I/2 expedido por la DGAC originalmente y mantenido en vigencia por AESA[6]. Según la hoja de

[3] TULM Título de Ultraligero Motorizado- Piloto de Ultraligero (según acrónimo de licencia).

[4] MTOW Maximum Take Off Weight.

[5] EW Empty Weight.

[6] Siguiendo los requerimientos de la OM de 14 de Noviembre de 1998.

datos de este Certificado este modelo había sido aprobado el 29 de julio de 2003. Consistía en un ala delta modelo KISS450 con triciclo modelo GTE y la planta de potencia era un motor ROTAX 582S[7], de dos tiempos, con dos cilindros, dos carburadores y doble encendido. El sistema de escape venía asociado al modelo de motor. La hélice era una tetrapala Arplast de diámetro 1,66 m y con paso ajustable en tierra. Las palas eran de fibra de vidrio con alma de fibra de carbono embebido en resina epoxy.

Según esta información el peso máximo al despegue (MTOW) era de 446 Kg y la capacidad de combustible de 60 l. según las actuaciones demostradas la velocidad máxima de la aeronave era de 108 Km/h y la velocidad de pérdida era de 62 Km/h.

La aeronave contaba con Certificado de Matrícula, Certificado de Aeronavegabilidad Restringido en categoría de Escuela, Licencia de estación de Aeronave y Certificado del Seguro todos ellos válidos y en vigor. La aeronave estaba basada en origen, según su documentación, en el campo de vuelos de Brunete (Madrid) aunque había cambiado su base al aeródromo de Casarrubios del Monte en marzo de 2014. La aeronave había sido comprada nueva y contaba con 768 h (a fecha de 28 de marzo de 2015).

El último vuelo de la aeronave consistente en un vuelo local de 1 h, según las anotaciones del libro de vuelos del instructor, se había realizado el día 5 de abril de 2015. La aeronave había volado 5:20 h en enero, 4 h en febrero y 6 h en marzo.

Fotografía 2. Fotografía de la aeronave

[7] Según centro autorizado el modelo exacto era un Rotax 582ULS modelo 99.

1.6.2 Información de mantenimiento

El instructor cumplimentaba una hoja con las actuaciones que realizaban sobre la aeronave en materia de mantenimiento. Las anotaciones de mantenimiento comenzaban el 6 de julio de 2013 y terminaba el 28 de marzo de 2015. No se facilitó información del mantenimiento anterior a esta fecha. En general se establecía que cada 10 h se limpiaran las bujías y cada 30 h se cambiaran. Se realizaron dos revisiones generales "*overhaul*": una el 6 de julio de 2013 (cuando el motor tenía 550 h) y otra el 17 de julio de 2014 (cuando el motor tenía 693 h).

En el Manual de Mantenimiento proporcionado por el distribuidor al propietario se incluía una tabla con el programa de mantenimiento necesario (véase Apéndice B). En esta tabla se especificaba, entre otras cosas, que el "*overhaul*" debía realizarse por un taller de mantenimiento autorizado.

En ninguno de los casos de "*overhaul*" anotadas se reflejaban las tareas de mantenimiento llevadas a cabo durante esta revisión ni se realizó por ningún taller del fabricante. Entre las tareas anotadas no había referencia alguna al sistema de escape. No fue posible obtener el testimonio del personal que realizó el "*overhaul*".

1.7. Información meteorológica

La información meteorológica más cercana al lugar del accidente de la que se dispone es la correspondiente a la estación de Toledo, a unos 30 Km del lugar del accidente. Según esta información con las imágenes de satélite, radar y avisos de fenómenos adversos, indican que la situación más probable era de viento muy flojo (4 Km/h) de dirección Sur, muy nuboso en general aunque con buena visibilidad en la superficie, temperatura de 15ºC y humedad relativa del 65%. No hubo precipitación significativa ni avisos de fenómenos adversos.

1.8. Ayudas a la navegación

No se utilizaron ayudas a la navegación.

1.9. Comunicaciones

No se realizaron comunicaciones con el aeródromo.

1.10. Información de aeródromo

El aeródromo de Casarrubios es un aeródromo privado situado en la provincia de Toledo de coordenadas N 40º 14' 06", W 04º 01' 53" cuya elevación es de 2050 ft. Posee una pista asfaltada de orientación 08/26 con una longitud es de 986 m y 26 metros de anchura. La pista operativa utilizada para el despegue el día del accidente fue la 26 (véase Fotografía 3).

1.11. Registradores de vuelo

La aeronave no iba equipada con registradores de vuelo ni era preceptivo que los llevara.

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

La aeronave siniestrada se encontraba situada a unos 80 metros a la izquierda del eje de pista 26 (véase Apéndice A). Durante su trayectoria de despegue y a pocos metros del suelo se desvió hacia la izquierda impactando con el tren de aterrizaje en un conjunto de paneles apilados de paneles, haciendo que éstos se desplazaran y provocando que la aeronave capotara (véase Fotografía 4).

Fotografía 3. Vista aérea del aeródromo de Casarrubios (LEMT)

Fotografía 4. Situación de la aeronave tras el accidente

En la pista, a partir de las marcas de umbral desplazado de la pista 08 (véase Apéndice A), se encontró una de las palas de la hélice y restos de las otras palas. A continuación de estos restos, coincidiendo con la posible trayectoria de la aeronave, se encontraba una de las abrazaderas de sujeción del escape (compuesta por la unión de dos abrazaderas más cortas) en la intersección del extremo lateral de la pista con el terreno, y el post-silenciador entre la pista y la calle de rodadura, con signos de roces (véase Apéndice A y Fotografía 5).

Fotografía 5. Componentes del escape encontrados en la trayectoria de la aeronave

La zona derecha de la vela (plano) presentaba una rasgadura que probablemente se debió al impacto de los trozos desprendidos de las palas de la hélice.

Personal del aeródromo acudió con el codo de unión entre el silenciador y el post-silenciador del sistema de escape, el cual fue encontrado en la zona de rodadura adyacente a donde se encontraron el resto de piezas del escape (véase Apéndice A y Fotografía 6).

Fotografía 6. Codo perteneciente al sistema de escape hallado por personal del aeródromo

Las zonas del escape que presentaban fracturas eran: la abrazadera de sujeción instalada el día anterior (formada por la unión de dos abrazaderas), una de las alas de la pieza de unión y soporte (forma de mariposa) y el codo en su unión soldada con el silenciador.

1.13. Información médica y patológica

Ambos ocupantes fueron ingresados en el hospital con diversas fracturas y lesiones y posteriormente fueron intervenidos quirúrgicamente.

1.14. Incendio

No se produjo incendio.

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

Los ocupantes fueron atendidos minutos después del accidente por el personal que se encontraba en el aeródromo. Ambos llevaban sus arneses de seguridad (que

funcionaron correctamente y mostraban marcas de rozamiento) de los cuales fueron liberados.

1.16. Ensayos e investigaciones

Véase Apartado 1.18.3 "Inspección del motor"

1.17. Información sobre organización y gestión

La escuela Eolo Marketing S.L estaba autorizada por AESA como Escuela de Vuelo de ULM, por prórroga hasta el 26 de abril de 2015. La Escuela había adquirido la aeronave el 3 de diciembre de 2009 y llevaba operando en el aeródromo de Casarrubios desde el 1 de marzo de 2014.

El día 16 de abril de 2015 AESA le realizó una inspección para el control de la actividad de Escuela de Vuelo ULM. Como resultado de esta inspección se encontraron las siguientes discrepancias:

- No disponen de hojas de crono firmadas.
- No disponen de Libro Diario de Vuelos.
- Licencia de un segundo instructor caducada[8] .
- No dispone de programa de mantenimiento de la aeronave.
- No hay constancia de la existencia de un libro de registros de mantenimiento de la aeronave.

La escuela disponía de 10 días hábiles para presentar las alegaciones correspondientes.

1.18. Información adicional

1.18.1 Testimonios

1.18.1.1 Testimonio del instructor

La información sobre el accidente proporcionada por el instructor viene recogida en el apartado 1.1. "Antecedentes de vuelo". En cuanto al mantenimiento de la aeronave, el instructor (que también era copropietario de la aeronave y socio de la escuela) alegó que nunca habían modificado ni actuado sobre el sistema de escape.

[8] Se refería al otro socio de la escuela, que se encontraba en el extranjero y que ya no ejercía como instructor.

Suponía que venía así de fábrica porque se había comprado nuevo a un distribuidor y nadie comprobó que viniera según el Manual. No había realizado modificaciones ni soldadura (alegó que ni siquiera sabía soldar) y tampoco sabía qué podía haber pasado con la última soldadura en la que la pieza estaba recién lijada (preparada) y soldada recientemente. Las tareas de mantenimiento se limitaban a cambiar bujías, limpiezas de carbonilla y recordaba que una vez se cambió una pieza del sistema de arranque. El motor no se había llevado a un centro autorizado porque para esta última tarea (sistema de arranque) se había contactado con el taller autorizado oficial de ROTAX en España y tenía lista de espera de un año. El mantenimiento de revisión general "*overhaul*" en 2013 y 2014 lo había realizado en Ávila una persona que también se encargaba de otras aeronaves y que tenía experiencia. Se lo llevaron y después de unos días se les dijo que ya estaba listo. No había anotación de ninguna tarea especial en el motor salvo la de "*overhaul*".

1.18.1.2 Testimonio del alumno

La información proporcionada por el alumno sobre el accidente fue la misma que la que proporcionó el instructor.

1.18.1.3 Testimonio de personal del aeródromo

Este testigo informó que se encontraba detrás de los hangares por lo que no veía la pista desde su ubicación. Oyó un golpe y un cambio brusco de vueltas del motor de la aeronave. Al acercarse observó a varios técnicos de mantenimiento, que se encontraban fuera del hangar de su compañía donde realizaban tareas en un helicóptero (próximos a la pista de rodadura), desplazarse hacia el lugar donde se suponía que había caído la aeronave. Llevaban un extintor en la mano para socorrer a las víctimas por si hubiese fuego. Finalmente no hubo fuego. Se encontró el codo perteneciente al sistema de escape en la pista de rodadura, a la altura de la ubicación de donde se encontraba el helicóptero en el que los técnicos estaban trabajando, a más de 100 metros del lugar donde quedó detenida finalmente la aeronave.

1.18.1.4 Testimonio de testigo (técnico de mantenimiento)

Uno de los mecánicos comentó que estaba realizando tareas sobre un helicóptero cuando escuchó un motor "trabajando muy mal" (rateando/petardeando), por lo que se detuvo a observarlo. Al cabo de unos cinco segundos se percató de cómo una parte del sistema de escape golpeaba contra las palas de la hélice. No pudo concretar si la aeronave se encontraba despegando o aterrizando, pero ésta se encontraba a unos 30-40 m sobre la pista, descendiendo con un ángulo muy pronunciado, prácticamente en picado aunque se continuaba oyendo el ruido del motor.

1.18.2 Información sobre el escape

De acuerdo al Manual de Instalación y Manual de Mantenimiento del fabricante del motor (ROTAX), la versión estándar del motor incluía un sistema básico de escape (motor 582 UL mod 90/99 de 48 KW). Existía otra versión del motor con escape con reducción de emisión de ruido (motor 582 UL de 40 KW), la cual consistía en añadir un sistema post-silenciador (sistema opcional contemplado en el Manual de Mantenimiento). En el caso de la aeronave del accidente este sistema estaba instalado.

Según la información proporcionada en este Manual de Mantenimiento (véase Apéndice C) se advertía de que cualquier cambio en el sistema de escape original podía deteriorar seriamente las prestaciones, fiabilidad, vida útil, ahorro de combustible y la capacidad de reducción de ruido del motor, y que un manejo o modificación no apropiados podía dañar el motor. El fabricante del motor establecía que si las modificaciones eran inevitables se debía cumplir con cierta distancia mínima de separación y para otras modificaciones necesarias se debía cumplir con su aprobación por escrito. La instalación de los muelles para permitir la amortiguación del sistema también venía especificada en este apartado del escape.

En el caso de la versión con la reducción de ruido instalada, se daban las instrucciones pertinentes de cómo debía venir instalada. Las más relevantes en esta investigación se detallan a continuación:

- El codo de unión entre el silenciador (*muffler*) y post-silenciador *(after muffler*) debía ir unido a estas dos partes mediante abrazaderas de sujeción (*clamps*).

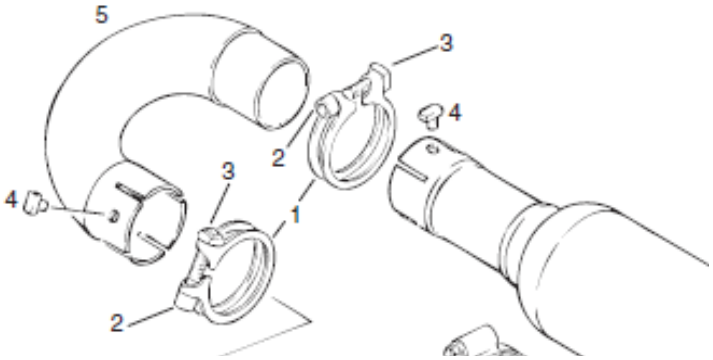


Figura 1. Montaje del codo de unión

- Tanto el extremo del codo como del post-silenciador debían ser taladrados para permitir poner un "pin" de sujeción que asegurara las anteriores abrazaderas.

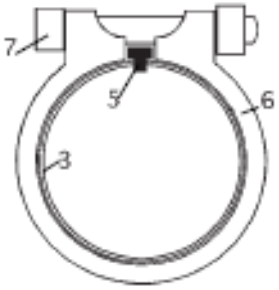


Figura 2. Montaje del codo de unión

- Una pieza en forma de mariposa permitía el apoyo entre el silenciador y el post-silenciador para evitar vibraciones. Esta mariposa iba sujeta a cada una de las partes mediante abrazaderas de sujeción.

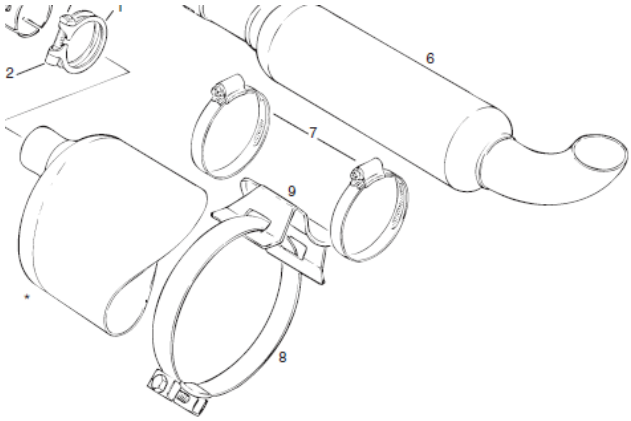


Figura 3. Disposición y unión entre silenciador y post-silenciador

En el Catálogo Ilustrado de Partes (IPC), no incluido en la información proporcionada al propietario de la aeronave, se establecía también la diferencia entre la versión estándar del motor y la de la reducción de ruido: "*Exhaust system: standard version (48 KW) or version of reduce noise emmision (40kW) as optional extra only at 582 UL DCDI*".

Asimismo se establecía que para la versión estándar existían tres tipos de disposición en el escape: lateral, de 90º y recto.

582 UL 40 kW	-
582 UL mod. 90/99 DCDI 48 kW	SIDEMOUNT
	1 X 90° 2)
	GERADE / STRAIGHT

Tabla 1. Tipos de escape según modelo de motor

En relación con la versión de reducción de ruido sólo se contemplaba la disposición lateral con la estructura añadida del post-silenciador (anteriormente descrito en este apartado).

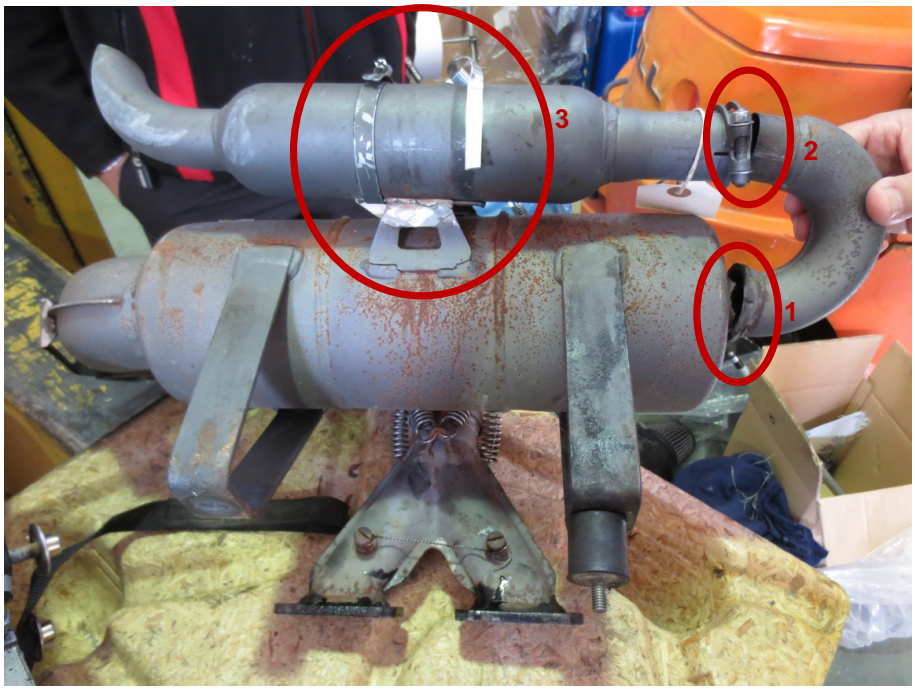
1.18.3 Inspección del motor

Se realizó a posteriori la inspección del motor en taller y más en detalle sobre el sistema del escape.

En general no se observaba anomalía alguna en el funcionamiento de los componentes del motor: cierre de válvulas, giro del cigüeñal, puesta a punto, bujías, sistema de encendido y estado de los carburadores.

Existían pequeñas evidencias de rezumes y fugas en el escape que sugerían la ausencia de una buena alineación entre el bloque de motor (salida de los cilindros) y el escape.

Al comprobar el sistema de escape en su conjunto se pudo observar que existían diferencias con lo establecido por el fabricante (véase fotografía 7):

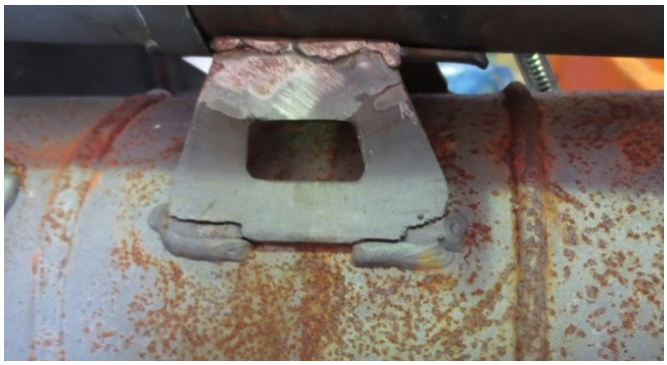


Fotografía 7. Reconstrucción del sistema de escape de la aeronave

- La parte final del silenciador (1) estaba seccionada y en su unión con este silenciador el codo había sido acortado. En lugar de estar unido con la abrazadera y pin correspondiente había sido directamente soldado.

Fotografía 8. Comparación entre el codo del sistema de escape del accidente y un codo de repuesto nuevo

- El otro extremo del codo, en su unión con el post-silenciador, no estaba sujeto con el pin ni se había practicado el taladro descrito por el fabricante del motor (2).
- La pieza en forma de mariposa que permitía el apoyo entre el silenciador y el post-silenciador estaba soldada al silenciador y apoyada en el post-silenciador sujeta a éste con abrazaderas (3).
- Una de las alas de esta mariposa había sido lijada, preparada y soldada de nuevo recientemente (3), probablemente durante el último "*overhaul*". Según personal experto esta soldadura estaba hecha de forma apropiada.

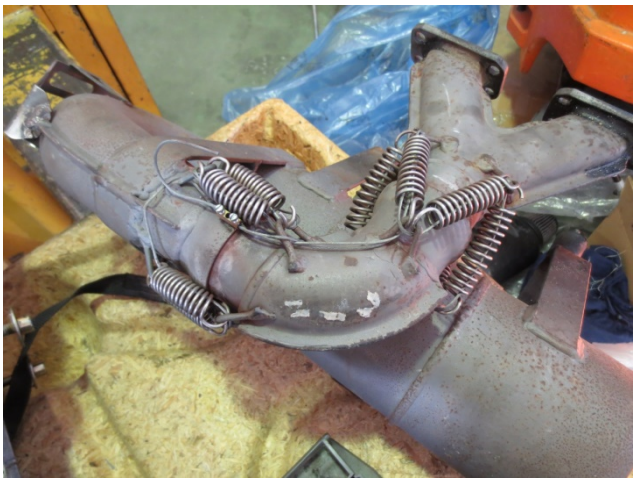


Fotografía 9. Detalle del ala de mariposa preparada (lijada) y soldada recientemente

- La abrazadera de unión del post- silenciador a la mariposa que había sido instalada el día anterior y que rompió durante el accidente estaba compuesta por la unión de dos abrazaderas más pequeñas.

Fotografía 10. Detalle de la brida sustituida la tarde anterior al accidente

- Existía duplicidad de muelles con respecto a lo establecido por el fabricante del motor de la parte que comunicaba la zona de salida del bloque de motor con el silenciador. Además existía un cable que recorría y conectaba todos los muelles entre sí.



Fotografía 11. Detalle de la duplicidad de muelles y el cable de sujeción entre ellos

- Se encontraron fisuras y signos de corrosión en el silenciador.

Fotografía 12. Detalle de la fisura y signos de corrosión en el silenciador

En un primer momento se pensó que el propietario había realizado todas las modificaciones sobre el sistema de escape, puesto que existía una soldadura reciente e inclusión de elementos no contemplados por el fabricante (como el cable que recorría todos los muelles). Tras preguntar al propietario sobre estas modificaciones éste aseguró que se había recibido así por parte del distribuidor y por tanto que entendía que venía así de fábrica (véase Apartado 1.18.1.1 Testimonio del instructor).

Para corroborar su versión el propietario envió una fotografía de la aeronave recién comprada (véase Fotografía 13).

Fotografía 13. Sistema de escape de la aeronave del accidente recién comprada

Se comprobó que la disposición de los elementos del escape era la misma que aseguraban y diferente a la establecida por el fabricante. Según información proporcionada por el distribuidor las aeronaves venían montadas y probadas de Francia y en España sólo se hacía un vuelo de prueba para posteriormente matricularlas.

1.18.4 Información del fabricante de aeronave (Air Création) y fabricante del motor (ROTAX)

Se contactó con el fabricante del motor informándole de las anomalías y modificaciones detectadas durante la inspección y se le consultó sobre la viabilidad de modificaciones y disposiciones del sistema de escape alternativas a las ya establecidas en los manuales. El fabricante del motor respondió que el sistema de escape del ROTAX 582 estaba diseñado para ese motor y sus prestaciones. Las modificaciones que presentaba el motor de la aeronave del accidente no cumplían con el manual de instalación de ROTAX (Capítulo 10- Sistema de escape) y se consideraba que cualquier modificación realizada por el propietario, instalador o

fabricante de aeronave podría afectar al esfuerzo soportado por el sistema de escape. Según su opinión el fabricante de la aeronave tenía la responsabilidad del diseño y de la instalación de todo el sistema de escape y debía demostrar, en caso de incorporar modificaciones, el funcionamiento y la resistencia de este sistema.

De igual manera se contactó con el fabricante de la aeronave (Air Création) para conocer la razón de las modificaciones realizadas sobre el sistema de escape pues a priori no parecía que el sistema de escape original con la opción del post-silenciador obstaculizara o interfiriera con ningún otro sistema de la aeronave (véase Fotografía 2). El fabricante informó que la principal razón del cambio era por razones de seguridad, para permitir la utilización de hélices "extra- silenciosas" que tenían una longitud de pala mayor ya que en caso de rotura de los "*silent blocks*[9]" o partes fijas del escape era necesario asegurar cierta distancia con la hélice. Tampoco estaban satisfechos con el funcionamiento de las abrazaderas de sujeción pues con el tiempo se perdían o se rompían con demasiada facilidad y por esta razón habían realizado la soldadura. En su opinión, este montaje había sido usado durante más de 20 años en sus diferentes trikes (más de 500 aeronaves producidas sin problemas reportados sobre el sistema de escape instalado) hasta que pararon la producción hacía 5 años. Asimismo esta aeronave había sido probada en vuelo en su fábrica durante al menos 100 h antes de comenzar la producción. El fabricante aseguró que, por regla general, seguían las premisas de ROTAX excepto cuando existía la necesidad de algo más apropiado a sus modelos de aeronaves. Por otro lado refería a que no había reglamentación expresa en Francia sobre esta materia y que habían seguido la reglamentación de los ULMs. Según esto, el fabricante de un ULM puede diseñar su propio sistema de escape si así lo necesita por alguna razón. Este era el caso de esta aeronave pues el modelo que ROTAX proponía no estaba adaptado a todas las configuraciones y no existía documentación específica sobre eso.

Se informó que cuando se diseñó el montaje del sistema de escape para esa aeronave habían contactado con ROTAX, tal y como éste pedía (que se les consultara sobre modificaciones del sistema de escape porque ello podría deteriorar las prestaciones, fiabilidad y vida del motor) y no se opusieron a ello. En este caso no había constancia por escrito de ello aunque no obstante Air Création también consideraba que realmente no se había realizado ningún cambio sobre el sistema de escape básico/estándar en sí (como así lo describía ROTAX), sino en el post-silenciador, el cual era un dispositivo opcional al conjunto de motor y escape. Ese cambio en principio, según su opinión, no debía afectar ni a las prestaciones ni a la forma en que el usuario de la aeronave podía realizar las inspecciones de mantenimiento ("Comprobar el sistema de escape antes de cada vuelo por tensiones,

[9] Bloques amortiguadores situados entre el motor y la estructura de la aeronave que ayudan a absorber las vibraciones.

daño físico o cambios en el patrón de sonido. Especialmente inspeccionar los muelles y los ganchos”).

1.18.5 Medidas de Seguridad emprendidas por el fabricante de la aeronave (Air Création)

Esta Comisión fue informada, durante el proceso de comentarios al borrador de informe, que el fabricante de la aeronave (Air Creation) estaba preparando un Boletín de Servicio para su publicación (véase Apéndice D). Este boletín estaba orientado al alertar sobre el riesgo de fallo del sistema de escape y recordar a los operadores la importancia de llevar a cabo una apropiada inspección y mantenimiento del sistema.

1.18.6 Información facilitada con la compra de la aeronave

La documentación proporcionada al propietario por el distribuidor (así como por el fabricante de la aeronave) incluía:

- Manual de utilización y mantenimiento ala tipo KISS 450
- Manual de utilización y mantenimiento de tipo de triciclos GTE 582 S
- Manual del Operador para motores 582 UL
- Manual de Mantenimiento de las series 582 UL

- En el Manual de Mantenimiento del motor, en el apartado 10.2., venía una tabla con el programa de mantenimiento necesario (véase Apéndice 2). En relación con el sistema de escape venían las siguientes tareas y comprobaciones: 13. Reemplazar los muelles del silenciador de escape (cada 75h, 150 y 225 h). La tarea 38 hacía referencia a la revisión general “*overhaul*” a realizar cada 300 h con una llamada que establecía que debía llevarse a cabo cada 5 años o 300 h, lo primero que ocurriera. Para ello se debía contactar con un distribuidor autorizado o con un centro de servicio.

- En el Manual de utilización y mantenimiento de triciclos tipo GTE 582 S se especificaba en el punto c) inspección pre-vuelo lo siguiente: Verificar el estado de la hélice, del escape y sus resortes de fijación, del filtro de aire y los “*silent blocks*”.

  En el apartado de mantenimiento se mencionaba que para el mantenimiento del motor se utilizara el manual adjunto de ROTAX e independientemente:

  - Cada 10 h de vuelo cambiar las bujías e inspeccionar el tubo de escape entre otras acciones.

- Cada 50 h cambiar los "*silent blocks*" de fijación del motor y del escape.

En este Manual también se reflejaba que la aeronave contaba con el pack serie I como opción, comprendiendo entre otros elementos un silenciador suplementario de escape (post- silenciador o "*after muffler*").

Asimismo incluía en su última página un cuadro de revisiones periódicas para ir anotando las intervenciones con sus fechas y horas de vuelo correspondientes.

- En el Manual del Operador venía reflejadas las inspecciones pre-vuelo a realizar en el motor incluyendo el siguiente punto: "*Inspeccionar en el escape aparición de grietas, seguridad del montaje, rotura y desgaste de muelles y ganchos, verificar el cableado de seguridad de los muelles*."

El Manual de Instalación o el Catálogo de Partes Ilustradas donde se podía encontrar el tipo de montaje del sistema de escape (véase por ejemplo el Apéndice 2) no se proporcionaban al operador.

1.18.7 Información sobre Certificación del Tipo de Aeronave por AESA

Antes de que un nuevo diseño de modelo de aeronave comience su operación debe obtener un Certificado Tipo por parte de la autoridad correspondiente. Este documento acredita que dicho diseño de aeronave y su configuración correspondiente satisface los requisitos pertinentes de aeronavegabilidad/seguridad establecidos.

La aeronave tenía Certificado de Tipo de AESA. Según la Hoja de Datos del Certificado de Aeronavegabilidad de Tipo nº195-I/2 éste había sido expedido originalmente por la DGAC y se mantenía vigente por AESA. Por este motivo se solicitaron a AESA los criterios de certificación que pudieran confirmar que el Certificado de Tipo se había aprobado con la modificación del sistema del escape del motor o, en su defecto, las modificaciones que se hubieran añadido al Certificado de Tipo original. AESA contestó que los criterios empleados en el proceso de certificación de la aeronave AIR CREATION KISS 450 GTE 582S, así como en el resto de aeronaves ULM, consistía en aceptar el motor propuesto por el departamento de diseño de la organización solicitante de la certificación de tipo de la aeronave y posteriormente reflejar en las Hojas de Datos anexas al Certificado de Tipo las características principales dadas por el fabricante del motor (número de carburadores / cilindros, silenciador, encendido, tipo de arranque, tipo de refrigeración, potencia máxima / rpm, tipo de reductora), no incluyendo detalles como podían ser el tipo o tipos de sistemas de escape. Con estas características básicas, el fabricante del motor podía contemplar alguna otra de pequeño impacto, que no afectara a las características básicas anteriormente citadas como representativas de ese modelo de motor.

AESA también informó que el distribuidor oficial de ROTAX en España había comunicado a AESA que tenía aceptados tres tipos de sistemas de escape para este modelo de motor, por tanto el cambio entre ellos no debería afectar a los datos básicos contenidos en la Hoja de Datos de la aeronave. Según la opinión de AESA la detección del sistema de escape de uno propio de ROTAX, por otro igualmente aceptado por este fabricante, era difícil de descubrir dado que, a priori, cualquiera de los escapes aceptados por ROTAX para este motor podía estar instalado.

1.18.8 Información sobre normativa ULM

La normativa relativa a los ULMs es de índole nacional no existiendo regulación europea al respecto. De acuerdo a los Requisitos de Certificación de ULM ORDEN de 14 de noviembre de 1988, por la que se establecen los requisitos de aeronavegabilidad para las aeronaves ultraligeras motorizadas (ULM) (B.O.E. nº 277, de 18 de noviembre de 1988) se establece lo siguiente:

Artículo 10. Documentación mínima que el constructor deberá entregar al usuario. Con toda aeronave deberá ser entregada al usuario la siguiente documentación mínima:

a) Un manual del usuario en que se describan:

- Procedimientos normales.
- Limitaciones de operación.
- Procedimientos de emergencia.
- Actuaciones.
- Limitaciones de pesos y centrados, incluyendo instrucciones para su ajuste.
- Combustibles y lubricantes admitidos.
- Procedimientos de montaje, desmontaje y almacenaje.
- **Instrucciones para el mantenimiento periódico, en que se indiquen las operaciones más importantes a realizar para garantizar la aeronavegabilidad del vehículo; en especial, los cuidados a tener con los puntos de anclaje de los elementos sustentadores, motor y tren de aterrizaje.**

b) Un libro de mantenimiento, en el cual el usuario deberá anotar las **operaciones importantes** que afecten al mantenimiento, tales como montajes, desmontajes, sustituciones de hélices y motores o reparaciones de los mismos. En la anotación se indicará la fecha y las horas de funcionamiento a las que se produce la incidencia.

De acuerdo al Artículo 12 "Conservación de la aeronavegabilidad" de esta Orden el propietario será plenamente responsable del mantenimiento y conservación de la aeronavegabilidad de su aeronave.[...]

En Francia, las aeronaves ultraligeras se entregan con una autorización de vuelo (*permit to fly*) emitido por la DGAC y no con un Certificado de Tipo. Esta autorización está basada en un informe declaratorio. En particular, no existen requisitos en términos de conservación de la aeronavegabilidad.

1.19. Técnicas de investigación útiles y eficaces

N/A.

2. ANÁLISIS

2.1. Aspectos generales

Los ocupantes de la aeronave, un instructor y un alumno, habían volado aproximadamente una hora, realizando diferentes maniobras como preparación para el examen del alumno, el cual tendría lugar la semana siguiente. Tras estas maniobras realizaron una toma y despegue por la pista 26 y cuando ya se estaban elevando, los ocupantes notaron un ruido y vieron algo, no identificado, que se desprendió impactando con las palas de la hélice. El alumno cedió los mandos al instructor y éste intentó seguir por derecho hacia el final de la pista, donde había unos arbustos, esperando que éstos amortiguaran el golpe. En lugar de esto, y a pesar de los esfuerzos del instructor por corregir la dirección, la aeronave comenzó a desviarse a la izquierda sin coger altura pues no tenían mando sobre la aeronave al no contar con suficiente velocidad aerodinámica por lo que el hecho de que la vela (plano de la aeronave) se encontraba sin tensión. Finalmente el tren principal impactó con un conjunto de paneles de metal apilados en una zona donde se cumulaba chatarra, y la aeronave impactó con el terreno.

La aeronave había volado una media de 5 horas al mes en el año 2015. El alumno tenía una experiencia de 27:30 h de vuelo y llevaba 8:17 h volando solo. Había volado 45 minutos el día anterior aunque no volaba desde octubre de 2014 debido, según su testimonio, a que AESA no tenía examinadores disponibles. Finalmente se le asignó un examinador para el 30 de abril de 2015.

Instructor y alumno informaron que ambos habían revisado el sistema de escape durante la inspección de la aeronave antes del vuelo. La tarde anterior habían visto que faltaba una de las abrazaderas de unión entre dos piezas del escape (silenciador y post-silenciador) y que había una pequeña fisura en la soldadura de la pieza en forma de mariposa que soportaba ambas piezas. Se decidió reemplazar la abrazadera de sujeción con la unión de dos abrazaderas más cortas, considerando que esto era suficiente. Esta unión no cumplía con las especificaciones del fabricante. No se pudo determinar si la pieza en forma de mariposa rompió por la zona de la fisura encontrada. Todos estos hechos denotan una falta cultura de mantenimiento y de las ventajas de la conservación de la aeronavegabilidad. Probablemente la tarde anterior el sistema de escape ya se viera sometido a esfuerzos adicionales y posibles daños al faltar una de las abrazaderas.

Durante la investigación de campo fueron encontrados en el terreno, entre la pista operativa y la pista de rodadura, la abrazadera recién reemplazada y el post-silenciador. Personal del aeródromo ya había recogido el codo que unía silenciador y post-silenciador en la pista de rodadura. Todos ellos se situaban a lo largo de la trayectoria que probablemente siguió la aeronave tras desviarse de su trayectoria de despegue (véase Apéndice A).

2.2. Aspectos de montaje y diseño del sistema de escape

Durante la inspección del motor y del sistema de escape en taller se descubrió que el montaje del sistema de escape no era el establecido por el fabricante del motor ROTAX en sus manuales. La versión estándar del motor tenía tres tipos diferentes de escape a elegir (lateral, 1x90º y recto). La aeronave del accidente tenía instalada la versión del motor con reducción de emisión de ruido (ROTAX motor 582 UL de 40 KW), que consistía en añadir un sistema opcional (post-silenciador) a la versión estándar (ROTAX 582 UL mod 90/99 de 48 KW). Para esta versión con reducción de ruido sólo se podía instalar el tipo de escape lateral añadiendo el post-silenciador.

En esta versión, tanto el extremo del codo como del post silenciador debían ser taladrados para permitir poner un "pin" de sujeción para asegurar las anteriores abrazaderas pero en la aeronave del accidente el extremo de unión al silenciador estaba acortado y soldado a éste, y faltaba el pin de seguridad en el otro extremo de unión al post-silenciador. La pieza en forma de mariposa que permitía el apoyo entre el silenciador y el post-silenciador para evitar vibraciones, en lugar de sujeta con abrazadera al silenciador, había sido soldada. Existía así mismo duplicidad en los muelles de amortiguación y un cable los recorría en su interior uniéndolos todos.

El propietario aseguró que no había realizado modificaciones ni soldaduras sobre el sistema de escape y que sólo había reemplazado la abrazadera que faltaba el día anterior al vuelo del accidente. El Manual de Instalación o el Catálogo de Partes Ilustradas donde se podía encontrar el tipo de montaje del sistema de escape no se proporcionaban al operador durante la compra por lo que a priori no se podía detectar que existían modificaciones en el sistema. Se comprobó en una foto de la aeronave recién adquirida que el sistema de escape venía así de fábrica y se confirmó que ese montaje era realizado por el fabricante de la aeronave (Air Création). Éste informó de que se había realizado el cambio por razones de seguridad, para permitir la utilización de hélices "extra- silenciosas" y para evitar el uso de abrazaderas las cuales, en su opinión, con el tiempo se perdían o se rompían fácilmente. El fabricante de la aeronave aseguró que por regla general seguían las premisas de ROTAX excepto cuando existía la necesidad de algo más apropiado a sus modelos de aeronaves y en este caso, según su opinión, la seguridad de este montaje estaba avalado por el tiempo de prueba en fábrica de la aeronave antes de la producción (más de 100 h) y que éstos llevaban más de 20 años volando sin reportar anomalías. El fabricante también consideraba que realmente no se había realizado ningún cambio sobre el sistema de escape básico/estándar como así lo describía ROTAX, sino en el post-silenciador, el cual era un dispositivo opcional para la reducción de ruido. Ese cambio en principio no debería afectar ni a las prestaciones ni al mantenimiento del sistema. A este respecto esta Comisión considera que el hecho de cortar la parte final del escape estándar y ser directamente soldada al codo de unión con el post-silenciador ya constituye una modificación del sistema de escape estándar.

Según la información proporcionada en el Manual de Instalación se advertía de que cualquier cambio en el sistema original podría deteriorar seriamente las prestaciones, fiabilidad, vida útil, ahorro de combustible y la capacidad de reducción de ruido del motor y que un manejo o modificación del sistema no apropiado podría dañarlo. También se hacía referencia a que si las modificaciones eran inevitables se debía cumplir con cierta distancia de separación mínima y para modificaciones necesarias se debía cumplir con la aprobación por escrito del fabricante del motor. Se consultó a éste sobre la viabilidad de modificaciones y disposiciones del sistema de escape alternativas a las establecidas en los manuales. El fabricante del motor respondió que el sistema de escape del ROTAX 582 estaba diseñado para ese motor y sus prestaciones. Las modificaciones que presentaba el motor de la aeronave del accidente no cumplían con el manual de instalación y consideraba que cualquier modificación realizada por el propietario, instalador o fabricante de aeronave podría afectar al esfuerzo soportado por el sistema de escape. Según su opinión en caso de modificaciones sobre el sistema el fabricante de la aeronave tendría la responsabilidad del diseño y de la instalación de todo el sistema de escape y debería demostrar el funcionamiento y la resistencia del sistema.

El sistema escape modificado por el fabricante de la aeronave (Air Création) no cumplía con las especificaciones establecidas en la documentación del fabricante del motor (ROTAX) y este último no había aprobado por escrito esas modificaciones. No se ha tenido constancia de estudios realizados por el fabricante de la aeronave que constataran la seguridad del nuevo diseño del sistema de escape con modificaciones salvo las pruebas realizadas a la aeronave antes de la producción y la ausencia de reporte de anomalías sobre el escape hasta el momento. Esta Comisión considera que todas las modificaciones realizadas sobre el sistema de escape, en lugar de permitir cierto movimiento y amortiguación, aportan mayor rigidez al conjunto. Este hecho se confirma con que la rotura de los componentes del sistema de escape durante el accidente tuvo lugar en las soldaduras realizadas durante la fabricación de la aeronave. El fabricante de la aeronave emitió un Boletín de Servicio orientado a alertar sobre el riesgo de fallo del sistema de escape y recordar a los operadores la importancia de llevar a cabo una apropiada inspección y mantenimiento del sistema. Aunque se valora esta medida, esta Comisión considera que no afronta el hecho de que el diseño del escape no está acorde con lo establecido por el fabricante del motor ni demuestra el funcionamiento y la resistencia del sistema modificado. Por este motivo se emite una recomendación de seguridad que más adelante se expone.

2.3. Aspectos de Mantenimiento

En el Manual de Mantenimiento del motor, facilitado al propietario por el distribuidor, venía una tabla con el programa de mantenimiento que era necesario realizar. En relación con el sistema de escape venían varias tareas sobre la sustitución de los

muelles del sistema de escape (cada 75h, 150 y 225 h) y a la realización de la revisión general "*overhaul*" a realizar cada 300 h con una nota que establecía que debía llevarse a cabo cada 5 años o 300 h, lo primero que ocurriera, y para lo cual se debía contactar con un distribuidor autorizado o con un centro de servicio.

El instructor cumplimentaba una hoja con las tareas de mantenimiento que se realizaban sobre la aeronave. Estas anotaciones comenzaban el 6 de Julio de 2013 y terminaban el 28 de marzo de 2015. No se facilitó información del mantenimiento anterior a esta fecha. En general se hacía la limpieza y cambio de bujías, limpieza de carbonilla y alguna tarea por algún fallo en particular. En julio de 2013 y 2014 (cuando el motor tenía 550 h y 693 h respectivamente) se realizó una revisión general "*overhaul*". Las tareas anotadas por el propietario no coincidían con las de la tabla incluida en el Manual de Mantenimiento. Entre las tareas anotadas no había referencia alguna al sistema de escape (tampoco la soldadura reciente de la pieza en forma de mariposa). En ninguna de las revisiones de "*overhaul*" se reflejaban las tareas de mantenimiento llevadas a cabo durante esta revisión ni fueron realizadas por ningún taller del fabricante, según el propietario porque tenía lista de espera de un año. La revisión general "*overhaul*" en 2013 lo había realizado en Ávila una persona que también se encargaba de otras aeronaves y que tenía experiencia. Le llevaron el motor y después de unos días se les dijo que ya estaba listo.

En el Manual de utilización y mantenimiento de triciclos tipo GTE 582 S aportado al propietario durante la compra de la aeronave también se hacía referencia, entre otras, a la inspección del escape e incluía en su última página un cuadro de revisiones periódicas para ir anotando las intervenciones con sus fechas y horas de vuelo correspondientes. Este cuadro de revisiones no se rellenaba.

La escuela Eolo Marketing S.L estaba autorizada por AESA como Escuela de Vuelo de ULM, por prórroga hasta el 26 de abril de 2015. La Escuela había adquirido la aeronave el 3 de diciembre de 2009 y llevaba operando en el aeródromo de Casarrubios desde el 1 de marzo de 2014. El día 16 de abril de 2015 AESA le realizó una inspección para el control de la actividad de Escuela de Vuelo ULM. Como resultado de esta inspección se encontraron, entre otras, las siguientes discrepancias:

- No dispone de programa de mantenimiento de la aeronave.
- No hay constancia de la existencia de un libro de registros de mantenimiento de la aeronave.

La normativa relativa a los ULMs es de índole nacional no existiendo regulación europea al respecto. De acuerdo a los Requisitos de Certificación de ULM ORDEN de 14 de noviembre de 1988, por la que se establecen los requisitos de

aeronavegabilidad para las aeronaves ultraligeras motorizadas (ULM) (B.O.E. nº 277, de 18 de noviembre de 1988) se establece que el fabricante deberá facilitar instrucciones para el mantenimiento periódico en que se indiquen las operaciones más importantes a realizar para garantizar la aeronavegabilidad del vehículo y un libro de mantenimiento en el cual en el cual el usuario deberá anotar las operaciones importantes que afecten al mantenimiento. Según esta Orden el propietario es plenamente responsable del mantenimiento y conservación de la aeronavegabilidad de su aeronave[...]. Según la normativa nacional anteriormente descrita, el propietario disponía de los cuadros y tablas de mantenimiento de la aeronave y del motor aunque éstos no se cumplimentaban. No existe como requisito explícito que se registren las tareas de mantenimiento salvo aquellas consideradas importantes como cambio de hélice o motor. No obstante se considera que si el operador/propietario hubiera realizado las tareas establecidas en las tablas de mantenimiento probablemente se hubieran detectado evidencias de deterioro de las uniones en el escape y se hubiera evitado que los componentes pudieran desprenderse. El propietario contaba con los programas de mantenimiento establecidos por los fabricantes y aunque según normativa era el responsable del mantenimiento y conservación de la aeronavegabilidad de la aeronave, no había llevado a cabo éstos.

2.4. Aspectos sobre el Certificado de Tipo

Antes de que un nuevo diseño de modelo de aeronave comience su operación debe obtener un Certificado Tipo por parte de la autoridad correspondiente. Este documento acredita que dicho diseño de aeronave y su configuración correspondiente satisface los requisitos pertinentes de aeronavegabilidad/seguridad establecidos.

La aeronave tenía Certificado de Tipo de AESA. Según la Hoja de Datos del Certificado de Aeronavegabilidad de Tipo nº195-I/2 éste había sido expedido originalmente por la DGAC y se mantenía vigente por AESA. Se solicitaron a AESA los criterios de certificación que pudieran confirmar que el Certificado de Tipo se había aprobado con la modificación del sistema del escape del motor o, en su defecto, las modificaciones que se hubieran añadido al Certificado de Tipo original. AESA contestó que los criterios empleados en el proceso de certificación de la aeronave AIR CREATION KISS 450 GTE 582S, así como en el resto de aeronaves ULM, consistía en aceptar el motor propuesto por el departamento de diseño de la organización solicitante de la certificación de tipo de la aeronave y posteriormente reflejar en las Hojas de Datos anexas al Certificado de Tipo las características principales dadas por el fabricante del motor, no incluyendo detalles como podían ser el tipo o tipos de sistemas de escape. Con estas características básicas, el fabricante del motor podía contemplar alguna otra de pequeño impacto, que no afectara a las anteriormente citadas como representativas de ese modelo de motor. El distribuidor oficial de ROTAX en España comunicó a AESA que tenía aceptados tres tipos de sistemas de escape para ese modelo de motor, por lo que AESA

consideraba que el cambio entre ellos no debía afectar a los datos básicos contenidos en la Hoja de Datos de la aeronave, y que la detección del sistema de escape de uno propio de ROTAX por otro igualmente aceptado por este fabricante era difícil de descubrir.

El motor ROTAX 582S tiene la peculiaridad de que en su versión estándar tiene incorporado el sistema de escape. Además la versión del sistema de escape con reducción de emisión de ruido es única, no existiendo tres tipos diferentes como referenciaba AESA.

En este caso particular el fabricante de la aeronave había modificado el sistema de escape estándar para unirlo al sistema opcional de post-silenciador. Estas modificaciones cambiaban la configuración original del motor y afectaban directamente a las características básicas de ese modelo, a sus prestaciones, a su fiabilidad, así como al esfuerzo soportado por el sistema de escape. El correcto funcionamiento y resistencia del nuevo sistema con las modificaciones incorporadas no había quedado demostrado por el fabricante de la aeronave ni había sido acreditada por escrito su aceptación por parte del fabricante del motor. Por otra parte la autoridad no detectó estas modificaciones durante la emisión del Certificado de Tipo de la aeronave por lo que se considera que existió una falta del control de la configuración por su parte. Por este motivo se emiten dos recomendaciones de seguridad al respecto.

3. CONCLUSIONES

3.1. Constataciones

Una vez analizada toda la información disponible se han establecido las siguientes constataciones:

- La aeronave tenía su documentación válida y en vigor.
- La aeronave había sido comprada nueva y contaba con 770 h aproximadamente.
- El instructor tenía sus licencias, habilitaciones y certificados médicos válidos en vigor y experiencia de 460 h en el tipo de aeronave.
- El alumno piloto tenía su autorización y certificado médico válido y en vigor y tenía una experiencia de 27 horas.
- La escuela Eolo Marketing S.L estaba autorizada por AESA como Escuela de Vuelo de ULM, por prórroga hasta el 26 de abril de 2015.
- La escuela no tenía mucha actividad y sólo contaba con la aeronave del accidente.
- La tarde anterior se detectó que faltaba una abrazadera de unión en el escape y se sustituyó por la unión de dos abrazaderas más cortas.
- Esta unión de abrazaderas no estaba contempladas por el fabricante de la aeronave.
- También se detectó una fisura en la soldadura de la pieza en forma de mariposa a la cual no se le dio importancia.
- Parte del sistema de escape se desprendió durante la maniobra de toma y despegue impactando con la hélice.
- No se ha podido determinar si la pieza en forma de mariposa rompió por la zona de la fisura encontrada.
- El propietario contaba con el programa de mantenimiento de motor y aeronave proporcionado en la documentación del distribuidor.
- Las tareas de mantenimiento del motor anotadas no coincidían con las establecidas en el programa de mantenimiento.
- Durante la inspección del motor se detectó que el sistema de escape había sido modificado.
- En este modelo de motor el escape estándar está incluido como parte del motor aunque se puede añadir un sistema de reducción de emisión de ruido contemplado como sistema opcional.

- Se comprobó que las modificaciones habían sido llevadas a cabo por el fabricante de la aeronave.
- Estas modificaciones no cumplían con las especificaciones del fabricante del motor.
- El fabricante de la aeronave informó de que la modificación se había realizado por seguridad para permitir la utilización de hélices "extra- silenciosas".
- Estas modificaciones no habían sido aprobadas por el fabricante del motor.
- Las modificaciones consistían en acortamientos, soldaduras en lugar de abrazaderas, duplicidad de muelles de amortiguación y cable de unión de todos los muelles.
- El fabricante del motor advertía que cualquier modificación en el sistema de escape podría afectar seriamente al esfuerzo soportado y a las prestaciones, fiabilidad y vida del motor.
- La aeronave contaba con un Certificado de Tipo expedido por la DGAC y mantenido por AESA.

3.2. Causas

El accidente tuvo lugar porque una parte del sistema de escape impactó con la hélice de la aeronave cuando se encontraba en la fase crítica de despegue. Alumno e instructor, al no contar con suficiente velocidad aerodinámica, no tuvieron mando sobre la aeronave, por lo que ésta se fue desviando perdiendo altura hacia la izquierda hasta que la aeronave colisionó con un conjunto de paneles apilados impactando finalmente con el terreno. El sistema de escape había sido modificado por el fabricante de la aeronave Air Création sin cumplir con las especificaciones establecidas por el fabricante del motor ROTAX. No obstante la aeronave contaba con un Certificado de Tipo de AESA.

Se considera factor contribuyente el que el operador/propietario no realizara las tareas de mantenimiento establecidas en el Manual de Mantenimiento proporcionado durante la adquisición de la aeronave, lo que posiblemente hubieran permitido detectar el deterioro en las uniones y evitar que los componentes del escape se pudieran desprender.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

El sistema escape modificado por el fabricante de la aeronave (Air Création) no cumplía con las especificaciones establecidas en la documentación del fabricante del motor (ROTAX) y este último no había aprobado por escrito esas modificaciones. Exceptuando las pruebas realizadas a la aeronave antes de la producción y la ausencia de reporte de anomalías sobre el escape, no existen estudios realizados por el fabricante de la aeronave que confirmen la seguridad del nuevo diseño del sistema de escape. Se considera que todas las modificaciones realizadas sobre el sistema de escape, en lugar de permitir cierto movimiento y amortiguación, aportan mayor rigidez al conjunto, hecho confirmado por la rotura de los componentes del sistema de escape por las soldaduras del diseño modificado. Por este motivo se emite la siguiente recomendación de seguridad:

REC 06/17: Se recomienda al fabricante de la aeronave Air Création que establezca las medidas necesarias para garantizar que el sistema de escape de sus aeronaves cumpla con las especificaciones del fabricante del motor ROTAX o en su defecto demuestre la aeronavegabilidad continuada y la seguridad equivalente de las modificaciones realizadas.

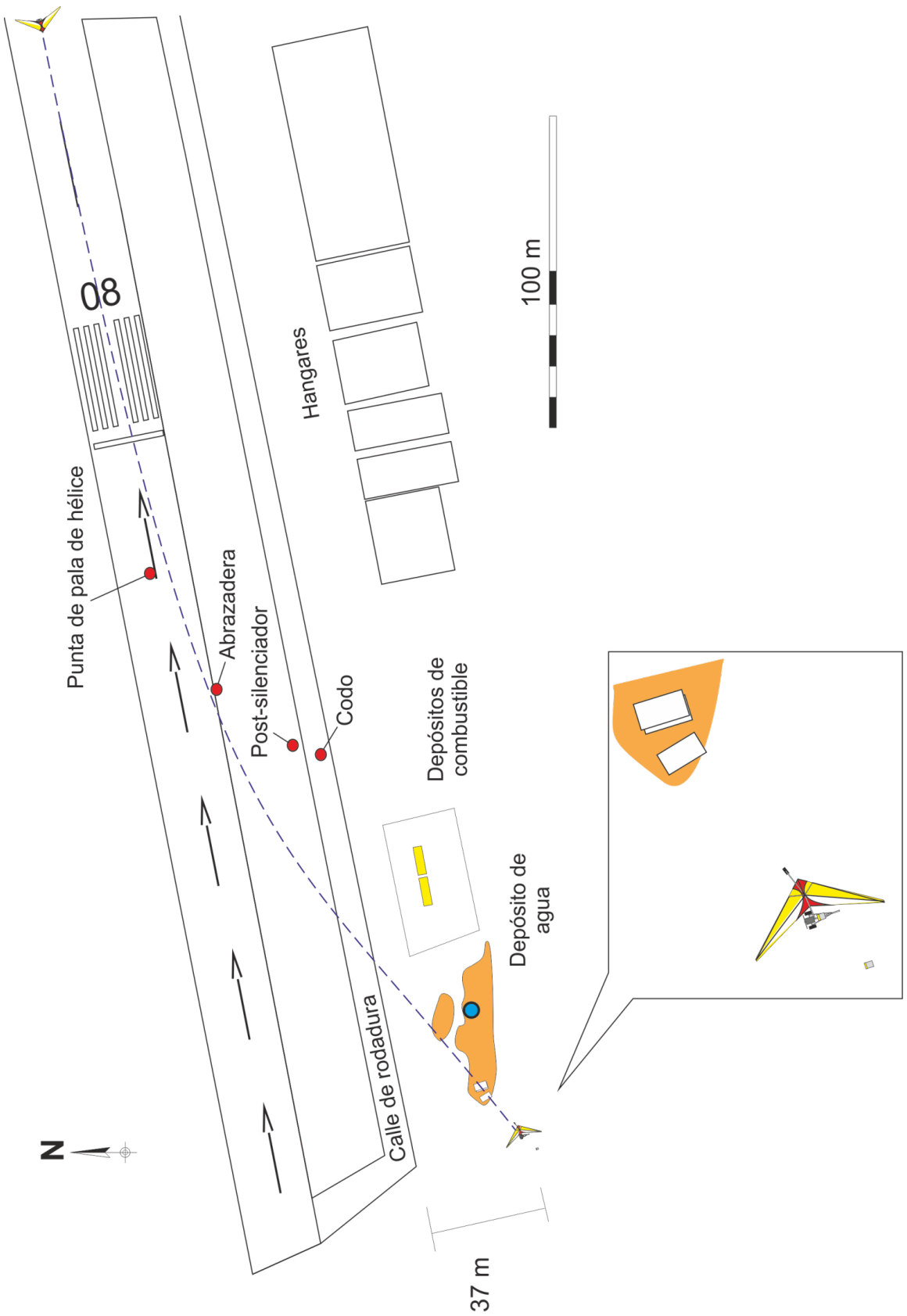
La aeronave tenía Certificado de Tipo de AESA, expedido originalmente por la DGAC y en vigor por AESA. Teniendo en cuenta que la modificación del sistema de escape estándar (incluido en el modelo de motor) así como el montaje modificado del sistema de post-silenciador (sin aprobación del fabricante del motor) no fue detectado durante el proceso de expedición ni posterior mantenimiento de la vigencia del Certificado de Tipo se emiten las siguientes recomendaciones de seguridad.

REC 07/17: Se recomienda a AESA que evalúe la posibilidad de implantar un procedimiento que verifique el control de la configuración de la aeronave dentro del proceso de expedición de los Certificados Tipo.

REC 08/17: Se recomienda a AESA que establezca las medidas necesarias para llevar a cabo una campaña de inspección del sistema de escape en las aeronaves de este tipo matriculadas en España de modo que quede asegurado que ninguna de ellas lleve instalado un sistema que no cumpla con las especificaciones establecidas por el fabricante del motor ROTAX.

APÉNDICE A

TRAYECTORIA REALIZADA Y HUELLAS DURANTE EL IMPACTO


08
Punta de pala de hélice
Abrazadera
Post-silenciador
Codo
Hangares
100 m
Depósitos de combustible
Depósito de agua
Calle de rodadura
N
37 m

APÉNDICE B

INFORMACIÓN SOBRE EL MANTENIMIENTO DEL MOTOR

ROTAX
AIRCRAFT ENGINES
MAINTENANCE MANUAL

10.2) Maintenance Schedule

The following maintenance is planned and necessary for ROTAX 447 UL SCDI, 503 UL DCDI, 582 UL DCDI and 582 UL DCDI mod. 99:

	Checks and work	2 h	10 h	12,5 h	25 h	50 h	75 h	100 h	125 h	150 h	175 h	200 h	225 h	250 h	275 h	300 h	chapter	signature
1	Ground run				X												11.1	
2	Level check of liquids	X															11.2	
3	Retorque cylinder head nuts 1)	X															11.3	
4	Retorque exhaust manifold screw s 1)	X	X														11.4	
5	Check rew ind starter rope 10)			X													11.5	
6	Check electric starter gear					X		X		X		X		X			11.6	
7	Inspect spark plugs 10)			X													11.7	
8	Replace spark plugs				X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X		11.8	
9	Check ignition system				X												11.9	
10	Check and clean inside spark plug caps 10)			X													11.10	
11	Checking of V- belt tension		X		X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X		11.11	
12	Lubricate ball joints				X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X		11.12	
13	Replace exhaust muffler springs						X			X			X				11.13	
14	Lubricate control cables 3)				X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X		11.14	
15	Check propeller balance and tracking 2,3)				X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X		11.15	
16	Inspect propeller mounting bolts 3)																11.16	
17	Clean and oil air filter				X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X		11.17	
18	Check fuel filter				X	X	X		X	X	X		X	X	X		11.18	
19	Replace fuel filter							X									11.18	
20	Check carbureton(s) and re-adjust (idle speed, cable tension, ...)	X			X		X		X		X		X		X		11.19	
21	Clean carbureton(s) and check for w ear					X		X		X		X		X			11.19	
22	Replace jet needle and needle jet									X							11.20	
23	Check fuel pump (measure fuel pressure)						X			X			X				11.21	
24	Check gearbox oil level				X	X	X		X	X	X		X	X	X		11.22	
25	Replace gearbox oil		X					X				X					11.22	
26	Check and adjust gearbox, preload of springs (type B gearbox)							X				X					11.23	
27	Replace rotary valve lubrication oil							X									11.24	
28	Inspect cylinder head and piston crown 4)					X		X		X		X		X			11.25	
29	Inspect piston rings for free movement 5)					X		X		X		X		X			11.26	
30	Check piston diameter 7)					X 6)		X 6)		X		X 6)		X			11.27	
31	Piston ring: check gap 7,11)					X 6)		X 6)		X		X 6)		X			11.28	
32	Piston ring: check axial clearance (rectang. Ring) 8,12)					X 6)		X 6)		X		X 6)		X			11.28	
33	Check cylinder diameter 7,11)					X 6)		X 6)		X		X 6)		X			11.29	
34	Cylinder: check for roundness 7,11)					X 6)		X 6)		X		X 6)		X			11.29	
35	Replace cylinder head-, cylinder base- and exhaust-gasket 8)					X 6)		X 6)		X		X 6)		X			11.30	
36	Inspect piston pin and bearing									X							11.31	
37	Inspect crankshaft and replace outer seals if necessary									X							11.32	
38	General overhaul of engine 9)															X	11.33	
	Checks and work	2 h	10 h	12,5 h	25 h	50 h	75 h	100 h	125 h	150 h	175 h	200 h	225 h	250 h	275 h	300 h		

02948

1) and after every replacement of gasket(s)
2) also after any damage
3) according to instructions of manufacturer
4) if carbon layer is more than 0,5 mm thick, decarbonize
5) if piston ring sticks clean and replace if necessary
6) if used in very dusty atmosphere
7) wear limit see Service Information 5 UL 91
8) If cylinder has been dismantled
9) To be carried out every five years or every 300 hours whichever comes first. contact authorized distributor or service center.
10) To be examined after every 12,5 hours of operation.
11 Necessary only if piston rings are not freely moving

Effectivity: 447 UL SCDI, 503 UL DCDI, 582 UL DCDI /mod. 99

page 10 - 2
Initial issue, May 01/99

APÉNDICE C

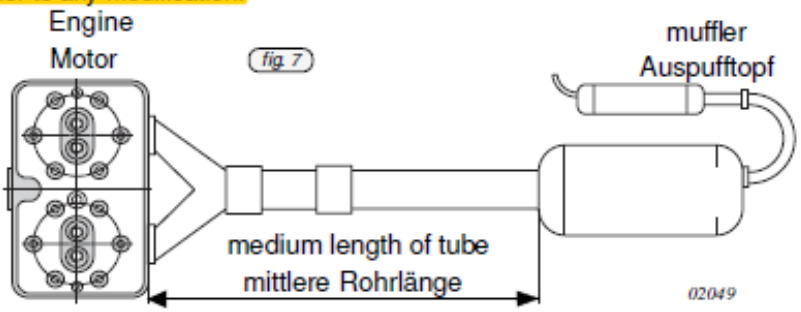
INFORMACIÓN SOBRE EL SISTEMA DE ESCAPE

10) Exhaust system

▲ WARNING: Considerable effort has gone into the design of the ROTAX exhaust system. Any changes to the original system may severely deteriorate performance, reliability, engine life, fuel economy and ability of noise reduction. Improper handling or modification of the exhaust system as supplied could ruin the engine.

■ ATTENTION: Beware of any accessory systems that advertise an improvement over stock components.

The exhaust system is tuned for the respective engine and performance and must not be changed. If modifications are inevitable, then the mid length of inlet tube between exhaust flange and muffler must be maintained without fail (see ill. 7). For necessary modifications, ask for manufacturer's approval in writing. Check engine performance with serial exhaust system, prior to any modification.



For engine type 582 UL DCDI 40 with reduced performance and noise emission an exhaust is offered that consists of items to be fitted by the aircraft manufacturer to suit the aircraft. Consult the respective parts list for parts needed.

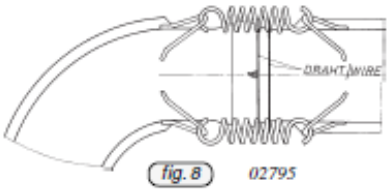
■ ATTENTION: Pay special attention to maintain medium length of tubes. When using bent tubes, refer to length of centre line.

Engine type	medium length of tube
ROTAX 582, 40 kW	660 mm (26")

Check exhaust system prior to every flight for tightness, physical damage or changes in sound pattern. Especially inspect springs and hooks.

10.1) Installation of the exhaust system:

The muffler must be supported on vibration damping blocks. All ball joints must be greased regularly with heat resistant lubricant (e.g. LOCTITE Anti-Seize, 297 431) to avoid gripping or seizing of joints and consequent breaking of exhaust components.



Springs used on exhaust system must be secured against loss and vibration (see Service Information 11 UL 87-E, page 5).

■ ATTENTION: Vibration due to improper suspension is by far the most common reason for damage to the exhaust system.

▲ WARNING: Don't use any sharp tool for removal of the tension spring for reason of possible damage of spring wire. A hook bent out of a 5 mm Ø bar is the most suitable tool.

◆ NOTE: Ensure that exhaust system is properly supported and maintained.

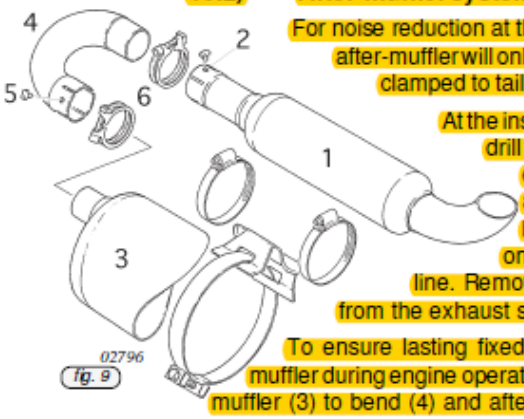
10.2) After-muffler system:

For noise reduction at the tail pipe, an after-muffler can be fitted. This after-muffler will only slightly affect engine performance and can be clamped to tail pipe of muffler.

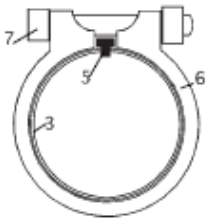
At the installation of the after-muffler (1) in final position, drill the two 5,7 mm Ø holes in the bend and muffler end-pipe, for securing pin (5). The outer situated holes (2) have been already machined on the serial production line. Remove accumulated chips from the exhaust system.

To ensure lasting fixed position of the after-muffler during engine operation, the connections of muffler (3) to bend (4) and after-muffler (1) are to be secured against twisting by the securing pin (5).

Fit clamp (6) in the specific position that the Allen screw (7) prevents the securing pin (5) from dropping out.



02796 fig. 9

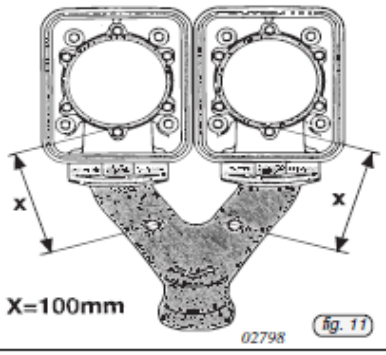


02797 fig. 10

10.3) Exhaust gas temperature (EGT):

Exhaust gas temperature will give the most rapid response in the event of improper mixture, pre-ignition or detonation. Ideally the exhaust temperature should be measured about 100 mm (4 in.) from the piston, with separate sensors for each cylinder.

EGT (max.) = 650 ° (1200 °F)



02798 fig. 11

■ ATTENTION: The exhaust manifold is provided with tapped holes. If the EGT is not measured the holes must be closed with screws which must be safety-wired.

d00320

APÉNDICE D

BOLETÍN DE SERVICIO

air création

BULLETIN DE SERVICE

KAIR 17001 – GTE 582

03 Fevrier 2017

Sujet: Criques sur le système d'échappement des tricycles GTE 582

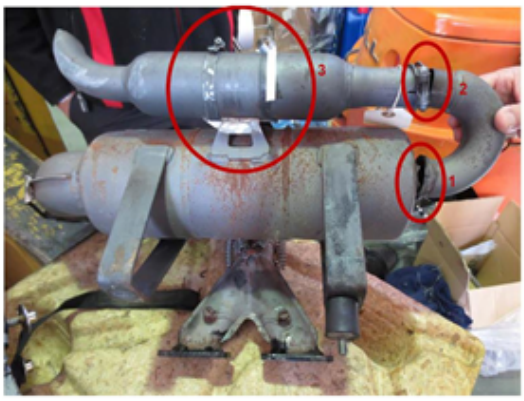
Modéles concernés: Tous les modèles GTE équipés du moteur Rotax 582

DESCRIPTION DU PROBLEME:
Apparition possible de criques sur les fixations du silencieux supplémentaire d'échappement (voir photo).
Suite à un accident survenu en Espagne, il a été constaté que le silencieux additionnel d'échappement s'est détaché en vol de l'échappement principal. Cette séparation a conduit l'échappement supplémentaire à percuter l'hélice, causant des dégâts catastrophiques aux pales.

CAUSE:
Les criques sur les fixations de l'échappement supplémentaire sont la conséquence des vibrations et des chocs thermiques. Ces facteurs de vieillissement sont ceux couramment rencontrés sur tout système d'échappement.

ACTION REQUISE:
Le vieillissement du système d'échappement doit être contrôlé de la manière suivante :
- Vérifier le système d'échappement et ses fixations avant tout vol.
- Pratiquer des inspections périodiques soigneuses comme indiqués dans les manuels (Air Création GTE503/582 notice d'utilisation et Rotax.582 manuel de maintenance).

Dans le cas ou des criques sont détectées, arrêter les vols et contacter notre service après-vente pour la réparation ou le remplacement des pièces.



1 : Criques possibles au niveau des soudures du coude à la sortie du silencieux principal

2 : Collier de serrage maintenant le silencieux additionnel sur le coude

3 : Criques possibles au niveau des soudures de la patte de fixation maintenant le silencieux additionnel

RAPPEL IMPORTANT :
Ne jamais voler avec une hélice deséquilibrée engendrant un niveau élevé de vibrations.
Contacter notre service après-vente pour la réparation où le remplacement de l'hélice.

air création - Aérodrome de Lanas 07200 AUBENAS – France 1/1
Tél : 33 (0)4 75 93 66 66 - Fax : 33 (0)4 75 35 04 03 - E-mail : info@aircreation.fr - Internet : www.aircreation.fr

APÉNDICE E

COMENTARIOS DEL BEA

Annex 1: Comments to the draft final report

This document compiles all the comments relating to the draft final report sent by CIAIAC on the accident to the Air Creation Kiss450 GTE582S / EC-LGM accident that occurred on 24 April 2015 at Casarrubios Aerodrome.

It contains 2 sections, as follows:

1. Section 1 contains general comments explaining the BEA's understanding of the event and its causes.
2. Section 2 contains comments on particular sections of the draft final report, which result from the first section.

1. General Comments

BEA agrees with the findings of your investigation regarding the modifications to the exhaust system carried out by the manufacturer. However, we do not think this modification is as preponderant in the accident as your report suggests it is. We also think some other aspects of this accident could benefit from further investigation or could be mentioned with more emphasis in your report.

Regarding the fractures identified on the exhaust system, we would like to bring some clarification to your attention. As mentioned in your report, several fractures have been identified on different areas of the exhaust:

- the end of the muffler;
- the wings on the butterfly;
- one clamp attachment.

The fractures at the end of the muffler and on the wings of the butterfly are located next to welded joints. The position of these fractures and their geometry seem to indicate that a phenomenon of fatigue occurred during the use of the aircraft. Taking into account these fatigue phenomena, it is difficult to think that these fractures could have propagated entirely during the last flight. This damage must have been present for several flight hours. A number of criteria could have led to the propagation of cracks:

1. In your draft report, you indicate that one of the wings of the butterfly had recently been sanded, prepared and welded again. It seems interesting to know if this new welding, that was not realized by the manufacturer, could have affected the material and decreased his mechanical characteristics.

Additionally, if this wing of the butterfly was welded again, this means that it should have been fractured before. Under this condition, it is essential to know the time during which the system was used with this fracture. Indeed, use with a fractured wing could generate vibrations and mechanical stresses on other areas of the exhaust.

2. You also indicate that one clamp holding the after-muffler to the butterfly had been installed the day before the accident. Similarly to the butterfly wing, it is very important to know the time during which the system was used with just one clamp because this could also have generated vibrations and mechanical stresses on other areas of the exhaust.

Metallurgical examinations of the fractures are necessary in order to determine if the fractures are indeed due to fatigue and to determine the causes of the fractures. There is no design that can totally prevent the appearance of cracks for the whole life of the system, especially without maintenance, because several factors such as the propeller balance or thermal shocks can induce the propagation of cracks. Without metallurgical examinations, BEA considers that it cannot be established as a fact that the failure has been caused by the modifications carried out by Air Creation. Besides, Air Creation has sold 517 flexwing aircraft equipped with this engine and with the same exhaust system since 1998 (see attached table), and none of its customers have ever reported fractures of the exhaust system similar to those of the accident.

Further to these technical considerations, the operational aspect of the accident is insufficiently explained in our opinion. A pilot who experiences a loss of power during the initial climb is supposed to have enough airspeed to keep control of its aircraft. This requires the pilot to react quickly and to keep a nose down pitch in order for the airspeed not to decrease, but it should not lead to a loss of control of the aircraft if the speed during the initial climb is appropriate. And for that accident, according to the manufacturer's experience, the scratch in the wing was too small to affect the wing's stability. However, other factors could explain the outcome of this event. For example, the vibrations due to the loss of a propeller blade that may have surprised and disturbed the pilots, or the instructor's reaction may have been delayed as the student had the controls at the time of the event, allowing the airspeed to decrease and making the aircraft more difficult to control. This aspect should be more developed for your report to be comprehensive, and this would require more detailed information from the pilots' interviews.

For these reasons, BEA is of the opinion that the primary cause of the accident is the fact that the pilots did not manage to keep control of the aircraft when a part of the exhaust system struck the propeller during the initial climb, causing a partial

loss of power. Therefore, comment #21 in Section 2 of this document proposes a reformulation of paragraph 3.2 corresponding to our understanding of the event.

In France, ultralight aircraft are delivered a "permit to fly" by DGAC, and not a type certificate. This permit is based on a declarative report. In particular, there is no requirement in terms of continued airworthiness. If the regulation is similar in Spain, that could partially explain why the maintenance was analyzed as inadequate and why AESA did not investigate the modifications brought by Air Creation to the exhaust system before delivering the type certificate.

As detailed above, we think that your safety recommendation for Air Creation is not supported by enough evidence that the modification contributed to the accident, and the in-service experience of the manufacturer tends to show that this modification does not lead to precocious failures when the aircraft is properly maintained. Consequently, BEA is of the opinion that this safety recommendation is inadequate. Considering the lack of regulation regarding ultralight aircraft maintenance and the fact that the operator is responsible for the airworthiness of its aircraft, it is suggested instead to recommend the Spanish operators to be informed of the ultralight aircraft regulatory status and therefore to adapt their maintenance and operations.

Besides, Air Creation will publish a Service Bulletin. This SB will focus on the risk of exhaust system failure and will remind the operators the importance of carrying an appropriate inspection and maintenance of this system.

We do not wish to comment the recommendations addressed to AESA as we believe the addressee will make its own comments.

2. Specific Comments

Lines with a grey background are editorial comments only.

	Draft Final Report Para.	Proposed amendment	Comments
	Please copy the paragraph from the draft final report here or the corresponding paragraph number that you wish to amend.	*Type your proposed amendment in the words you wish to be included in the report.*	*Please write down the reasoning or explanation for the amendment you are proposing in this column.*
1.	**p.6:** The investigation determined that the exhaust system outfitted by the aircraft manufacturer (Air Creation) did not conform to the requirements of the engine manufacturer (ROTAX). Contributing to the accident is the fact that the owner/ operator had not carried out the maintenance tasks specified in the Maintenance Manual, and which would have revealed the potential problems with the escape system components.	Contributing to the accident is the fact that the owner/ operator had not carried out the maintenance tasks specified in the Maintenance Manual, and which would have revealed the potential problems with the escape system components. Besides, the investigation determined that the exhaust system had been outfitted by the aircraft manufacturer (Air Creation) without coordination with the engine manufacturer (ROTAX).	As explained in section 1, the lack of maintenance is preponderant in this event. That is why we propose to mention it as the first contributing factor, and then mention the modification of the exhaust system, which by the way neither approved **nor forbidden** by the engine manufacturer.
2.	**p.7:** Since they had just taken off, he did not have enough speed to control the aircraft and the sail (the aircraft's wing) was not tensioned.	*Remove the first part of the sentence:* The instructor explains that he did not have enough speed to control the aircraft and the sail (the aircraft's wing) was not tensioned.	The word "Since" does not seem appropriate here, as even after takeoff they are supposed to have enough speed to control the aircraft. This point would probably require further explanation from the instructor.
3.	**p.8:** The instructor, [...], had a valid an in force TULM license.	The instructor, [...], had a valid and in force TULM license.	
4.	**p.9:** The aircraft had a Type Certificate of Airworthiness, no. 195-I/2, issued by the DGAC and held over by AESA.	The aircraft had a Type Certificate of Airworthiness, no. 195-I/2, issued by AESA on the basis of the identification card provided by the DGAC.	DGAC does not deliver Type Certificates of Airworthiness for ultralight aircraft. It delivers instead identification cards, which requires much less information from the aircraft manufacturer.

	Draft Final Report Para.	Proposed amendment	Comments
5.	**p.11:** The overhaul was not performed at an authorized center. The tasks logged did not make any reference to the exhaust system.	*Add the statement from the mechanics who performed the aircraft overhauls in 2013 and 2014.*	If possible, the statements from the mechanics who performed the overhauls would be very valuable. If their statements are not available, mention that you could not interview them.
6.	**p.13:** On the runway, one of the propeller blades and debris from the other blades were found starting at the displaced threshold markings (see Appendix A).	*Add the propeller blades debris on the drawing in Appendix 1.*	The propeller blades debris do not appear on the drawing in Appendix 1.
7.	**p.15:** The Eolo Marketing S.L. school was authorized by AESA as a ULM Flight School, extended until 26 April 2015.	The Eolo Marketing S.L. school was authorized by AESA as a ULM Flight School in 2014, extended until 26 April 2015. *Mention after this sentence the AESA requirements to authorize a flight school.*	As the results of the 2015 inspection are provided in your report, it would be interesting to know what was initially required by AESA to deliver the authorization to Eolo Marketing S.L. school in 2014, in order to compare the requirements for the initial authorization and the requirements for the inspection.
8.	**p.15:** The school was given 10 days to respond to these findings.	*Explain if the school responded to these findings or not, even if they responded only after the accident.*	
9.	**p.16:** The overhaul in 2013 had been done in Avila [...]	The overhaul in 2013 had been done with 550 hours on the engine in Avila [...]	Remind the reader the engine hours at the time of the overhaul.
10.	**p.16:** The overhaul in 2013 had been done in Avila by a person who also maintained other aircraft and who had experience.	*Mention where the overhaul has been done in 2014.*	

	Draft Final Report Para.	Proposed amendment	Comments
11.	**p.16:**	*Insert before chapter 1.18.2 a chapter explaining the ultralight aircraft regulation in Spain, in particular regarding the maintenance and certification. You might also want to explain the French regulation for ultralight aircraft certification.*	That could explain: - why the maintenance was not done according to the maintenance manual - why the manufacturer modified the exhaust system without formal approval of the engine manufacturer/AESA.
12.	**p.28:** [...] since he had no control over the aircraft by virtue of not having sufficient aerodynamic speed and because the sail (the aircraft's wing) was not tensioned.	[...] since he had no control over the aircraft because of not having sufficient aerodynamic speed and because the sail (the aircraft's wing) was not tensioned.	See comment #2. This point would require further explanation from the instructor.
13.	**p.19:** Chapter 1.18.3 Engine inspection	*If possible, provide in this chapter the results of metallurgical examination of the different fractures identified.*	As explained in section 1, a metallurgical examination is essential to determine the cause for the failure.
14.	**p.20:** One of the wings on the butterfly had recently been sanded, prepared and welded again	*Explain here if the welding had been done properly*	As explained in section 1, an incorrect welding can affect the material characteristics and thus contribute to the appearance of cracks.
15.	**p.29:** Air Creation stated that its modifications were supported by the aircraft's testing period prior to production (over 100 hours), and that this model had been flying for over 20 years with no problems reported.	Air Creation stated that its modifications were supported by the aircraft's testing period prior to production (over 100 hours), and that they sold 517 aircraft with this engine configuration, which have been flying for over 20 years with no problems reported.	As mentioned in section 1, 517 aircraft in service for over 20 years without problems reported on the exhaust system evidences that the exhaust system mounting designed by Air Création does not raise any safety issue. Thus it is important to mention these numbers here.

	Draft Final Report Para.	Proposed amendment	Comments
16.	**p.30:** This Commission is of the opinion that any modification made to the exhaust system, instead of allowing more freedom of movement and dampening vibrations, actually make the assembly stiffer. This is confirmed by the fact that the exhaust system components that broke during the accident did so at the welds made when the aircraft was built.	Remove the last sentence : This Commission is of the opinion that any modification made to the exhaust system, instead of allowing more freedom of movement and dampening vibrations, components that actually makes the exhaust system assembly stiffer. ~~This is confirmed by the fact that broke during the accident did so at the welds made when the aircraft was built.~~	The fact that the exhaust system components broke at the welds made by Air Creation only shows that the exhaust system had reached the end of its lifetime and should have been replaced earlier. Unless you prove that the original Rotax design with the clamps has a longer lifetime, the fact that it broke at the welds does not confirm that the modification makes the assembly stiffer.
17.	**p.30:** As a result, a safety recommendation is issued, as detailed later in this report.	*Remove this sentence*	As explained in section 1, BEA does not agree with this recommendation and proposes to remove it.
18.	**p.32:** [...], it was originally issued by the DGAC and carried over by AESA.	[...], DGAC originally issued an identification card which was carried over by AESA as a type certificate.	See comment #4.
19.	**p.34:** These modifications had not been approved by the engine manufacturer.	These modifications had not been coordinated with the engine manufacturer.	At least in France, an ultralight aircraft manufacturer is not required to obtain the manufacturer's approval in order to make modifications on the engine. Therefore the word "coordinated" seems more appropriate here.
20.	**p.35:** The aircraft had a Type Certificate issued by the DGAC and carried over by AESA.	The aircraft had a Type Certificate issued by AESA on the basis of the identification card provided by the DGAC.	See comment #4.

	Draft Final Report Para.	Proposed amendment	Comments
21.	**p.35:** The accident occurred because part of the exhaust system struck the aircraft's propeller during the critical takeoff phase. Since the aircraft's aerodynamic speed was so low, the student and instructor were unable to control the aircraft, which started to turn left and lose altitude until it impacted a stack of metal sheets and then the ground. The exhaust system had been modified by the aircraft manufacturer, Air Création, in violation of the specifications established by the engine manufacturer, ROTAX. Despite this, the aircraft had a Type Certificate issued by AESA. Contributing to the accident is the fact that the operator/ owner did not perform the maintenance tasks specified in the Maintenance Manual that was supplied when the aircraft was purchased, and which may have detected the deterioration of the clamps and avoided the subsequent detachment of the exhaust components.	A part of the exhaust system struck the aircraft's propeller during the initial climb. The loss of control occurred because the pilots did not manage to maintain enough airspeed. The investigation did not allow to determine how the aircraft reached such a low speed and then turned left and impacted a stack of metal sheets. The absence of maintenance is a factor that contributed to the accident by allowing the deterioration of the clamps and the subsequent detachment of the exhaust components. The exhaust system had been modified by the aircraft manufacturer, Air Création, without coordination with the engine manufacturer, ROTAX. Despite this, the aircraft had a Type Certificate issued by AESA.	As explained in section 1, this rewording of the conclusion corresponds to BEA's understanding of the event.
22.	**p.35:** After chapter 3.2 Causes	*Add a chapter "3.3 Safety actions taken by the manufacturer" and precise that Air Creation will publish a Service Bulletin. This SB will focus on the risk of exhaust system failure and will remind the operators the importance of carrying an appropriate inspection and maintenance of this system.*	

	Draft Final Report Para.	Proposed amendment	Comments
23.	**p.36:** First paragraph and first recommendation	*Remove the first paragraph and the first recommendation.*	See section 1 of this document for the reason for this proposition to remove the first safety recommendation.