CIAIAC

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

Informe técnico
ULM A-013/2019

Accidente ocurrido el dia 23 de agosto de 2019, a la aeronave Capella XS, matrícula EC-YTA, en San Juan del Puerto (Huelva)

GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE TRANSPORTES, MOVILIDAD
Y AGENDA URBANA

Edita: Centro de Publicaciones
Secretaría General Técnica
Ministerio de Transportes, Movilidad y Agenda Urbana ©

NIPO: 796-22-084-4

Diseño y maquetación: Centro de Publicaciones

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: +34 91 597 89 63 E-mail: ciaiac@mitma.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. 5.6 del Reglamento (UE) nº 996/2010, del Parlamento Europeo y del Consejo, de 20 de octubre de 2010; el art.15 de la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea; y los arts. 1 y 21.2 del R.D. 389/1998, esta investigación tiene carácter exclusivamente técnico y se realiza con la finalidad de prevenir futuros accidentes e incidentes de aviación mediante la formulación, si procede, de recomendaciones que eviten su repetición. No se dirige a la determinación ni al establecimiento de culpa o responsabilidad alguna, ni prejuzga la decisión que se pueda tomar en el ámbito judicial. Por consiguiente, y de acuerdo con las normas señaladas anteriormente la investigación ha sido efectuada a través de procedimientos que no necesariamente se someten a las garantías y derechos por los que deben regirse las pruebas en un proceso judicial.

Consecuentemente, el uso que se haga de este informe para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes puede derivar en conclusiones e interpretaciones erróneas.

Índice

Abreviaturas. 4
Sinopsis. 5
1. INFORMACIÓN FACTUAL 6
1.1. Antecedentes del vuelo 6
1.2. Lesiones personales 6
1.3. Daños a la aeronave 7
1.4. Otros daños 7
1.5. Información sobre el personal 7
1.6. Información sobre la aeronave 7
1.7. Información meteorológica 14
1.8. Ayudas para la navegación 14
1.9. Comunicaciones 14
1.10. Información de aeródromo 14
1.11. Registradores de vuelo 14
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto 14
1.13. Información médica y patológica 19
1.14. Incendio 19
1.15.Aspectos relativos a la supervivencia 19
1.16. Ensayos e investigaciones 20
1.17. Información sobre la organización y gestión 25
1.18. Información adicional 25
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces 25
2. ANÁLISIS 26
2.1. Actuación del piloto 26
2.2. Aspectos relacionados con la aeronave 26
2.3. Localización del origen del desprendimiento del semiala derecha en vuelo 27
2.4. Análisis de los esfuerzos a los que se sometió el semiala derecha 29
2.5. Aspectos precursores de la rotura de la unión del semiala al larguero trasero 30
3. CONCLUSIONES 32
3.1. Constataciones 32
3.2. Causas/factores contribuyentes 32
4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL 33
5. APÉNDICES 34

Abreviaturas

°	Grado sexagesimal
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
AN	*Army-Navy Aeronautical Standard*
ASTM	Sociedad Estadounidense para Pruebas y Materiales (*American Society for Testing and Materials*)
cm	Centímetro
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
FAR	Reglamentos federales de aviación
Ft	Pie
HP	Caballo de vapor
kg	Kilogramo
l	Litro
m	Metro
NTSB	*National Transportation Safety Board*
UTC	Tiempo universal coordinado

Sinopsis

Propietario y operador:	Privado
Aeronave:	Capella XS
Fecha y hora del accidente:	23 de agosto de 2019, a las 21:05[1] hora local
Lugar del accidente:	Municipio de San Juan del Puerto (Huelva)
Personas a bordo:	Una, fallecida
Tipo de vuelo:	Aviación general - Privado
Fase de vuelo	En ruta - Crucero
Reglas de vuelo	VFR
Fecha de aprobación:	30 de junio de 2021

Resumen del suceso

El viernes día 23 de agosto de 2019, a las 21:05 horas aproximadamente, la aeronave de construcción por aficionados Capella XS, matrícula EC-YTA, se precipitó a la marisma del río Tinto, junto al muelle antiguo del municipio de San Juan del Puerto (Huelva), al desprenderse la semiala derecha. Seguidamente se originaron dos incendios que correspondían con la posición de sendos depósitos de combustible sobre el terreno. El único ocupante a bordo falleció en el suceso.

El piloto no disponía de licencia que le habilitara para el vuelo y la aeronave tenía el certificado de aeronavegabilidad caducado desde octubre de 2011.

La investigación ha determinado que la causa del accidente fue un fallo estructural localizado en la unión entre el larguero trasero del semiala y la estructura del fuselaje, aunque no se ha podido determinar el elemento concreto que lo generó.

[1] Todas las horas del informe están referidas a la hora local y que corresponde con la hora UTC+2

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El viernes día 23 de agosto de 2019, a las 21:05 horas aproximadamente, la aeronave de construcción por aficionados Capella XS, matrícula EC-YTA, se precipitó a la marisma del río Tinto, junto al muelle antiguo del municipio de San Juan del Puerto (Huelva). Seguidamente se originaron dos incendios que correspondían con la posición de sendos depósitos de combustible sobre el terreno. El único ocupante a bordo falleció en el suceso.

La aeronave que tenía su certificado de aeronavegabilidad caducado desde 2011, tenía su estacionamiento habitual en un hangar del aeródromo de Niebla, distante 15,5 km del lugar del suceso. Sin testigos que confirmaran el momento del despegue, el piloto voló la distancia que le separaba de la localidad de San Juan del Puerto. Unos testigos la vieron dar varias vueltas por los alrededores de la localidad. Aproximadamente a las 20:35 horas contactó telefónicamente con su domicilio para indicar a su familia que sobrevolaría la vivienda, situada en la misma localidad, aunque no llegaron a verle.

Otros testigos que se encontraban en la explanada del puerto antiguo de San Juan en el río Tinto, vieron volar a la aeronave y filmaron los últimos instantes del vuelo. Las imágenes muestran a la aeronave volando con rumbo noreste hacia el centro urbano y con margen suficiente sobre los obstáculos del terreno. En un momento dado, se aprecia que la aeronave hace un ligero alabeo hacia la derecha e inmediatamente el semiala de ese mismo lado se desprende. El resto de la aeronave se precipita a la marisma mientras gira sobre sí misma y la sección desprendida se mantiene más tiempo en el aire hasta caer. A los pocos momentos se incendia el combustible de ambos depósitos, apareciendo dos focos separados por escasa distancia.

Las características del terreno dificultaron el acceso hasta el tripulante y la aeronave, completándose el rescate del primero cuatro horas después.

1.2. Lesiones personales

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

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave fue destruida por el impacto y el fuego posterior.

1.4. Otros daños

El fuego calcinó la superficie vegetal de la marisma en torno a los restos, abarcando una superficie total de casi cinco hectáreas.

1.5. Información sobre el personal

Se conocen los siguientes datos de la persona que pilotaba la aeronave:

- Edad: 48 años
- Licencia: No disponía licencia que le habilitara para el vuelo.

Según informó el jefe del campo de vuelo de Niebla e instructor del piloto accidentado, el piloto había completado un periodo de instrucción de alrededor de cincuenta horas de vuelo, para la obtención de la licencia de piloto de ultraligeros.

No obstante, considera que el pilotaje de la aeronave en que se instruía era correcto.

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1. Datos generales del kit

Según los datos del fabricante del *kit*, Capella Aircraft Corporation, las aeronaves de la familia Capella comparten características de diseño comunes, que incluyen un fuselaje con cabina cerrada, un estabilizador horizontal y otro vertical, todos construidos con tubos de acero 4130[2] soldados. El ala está formada por láminas de aluminio remachadas, con todas las superficies cubiertas con tela de avión barnizadas. El ala incluye flaps, alerones y tiene un sistema de plegado opcional para su transporte y almacenamiento.

La estructura de la célula permite ser configurada con dos motores: con Rotax 582 y Rotax 912, estos motores hacen que el peso mínimo en vacío sea 217 kg y 254 kg respectivamente. La capacidad de combustible es de 38 l, con el depósito estándar, y de 83 l, con una ampliación[3]. El tren de aterrizaje es del tipo de patín de cola y, además, pueden acomodar a uno o dos ocupantes, instalados uno al lado de otro. Dependiendo del motor que monten, el modelo de aeronave se denomina FW2C65TD, cuando equipa el motor Rotax 582 y, FW2C80TD, con el motor Rotax 912.

[2] El acero de aleación 4130 es un acero de contenido medio de carbono y baja aleación según la norma ASTM A29. El acero ASTM 4140 también se denomina comúnmente acero cromolítico, o acero al cromo molibdeno, y contiene nominalmente 0,28-0,33% de carbono, 0,8-1,1% de cromo y 0,15-0,25% de molibdeno.

[3] El deposito estándar de 38 litros se sitúa entre el compartimento del motor y la cabina. Cuando se amplía la capacidad a 83 litros, el volumen se reparte en dos depósitos situados en el ala, uno a cada lado de la cabina.

[4] Los modelos indicados son conocidos por: Capella XS, Capella XLS y Capella XLS Super 100, que guardan relación con la potencia, de menor a mayor, del motor que equipen.

Posteriormente, se construyó una tercera configuración designada con el modelo FW2C100TD[4] que equipaba motor Rotax 912S, con un peso mínimo en vacío de 260 kg y una cabina ligeramente ampliada en sus cotas. Además, las versiones señaladas estaban disponibles con tren de aterrizaje triciclo y, como consecuencia, el modelo tomaba la denominación TR en vez de TD.

Para los tres modelos descritos el peso máximo al despegue es de 576 kg, certificados bajo la norma FAR Part 23 Normal Category. El fabricante cesó su actividad en el año 2007[5].

1.6.2. Construcción de la aeronave

Según la información aportada por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA), la aeronave modelo Capella XS, matrícula EC-YTA, es una construcción por aficionado realizada a partir de un *kit* identificado con el número de serie 01539.

Figura 1: Aeronave EC-YTA accidentada

La construcción fue autorizada por la Dirección General de Aviación Civil (DGAC) en diciembre de 1996 con el número 96105-1055 y la matriculación se produjo en junio de 1998, tras la emisión del correspondiente certificado de aeronavegabilidad provisional. En enero de 1999 fue expedido el certificado de aeronavegabilidad especial restringido con la categoría Normal.

El informe técnico cumplimentado al final del proceso de construcción por la DGAC recogía la siguiente información:

- Motor Rotax 582, número de serie 4017406, potencia 65 HP.
- Hélice tripala, ajustable en tierra.
- Un depósito de combustible de cuarenta litros de capacidad.

[5] Información facilitada por el NTSB.

- Tren de aterrizaje triciclo.
- Peso en vacío[6] de 199 kg.
- Peso máximo al despegue 390 kg.
- Fuselaje de acero al cromo-molibdeno.

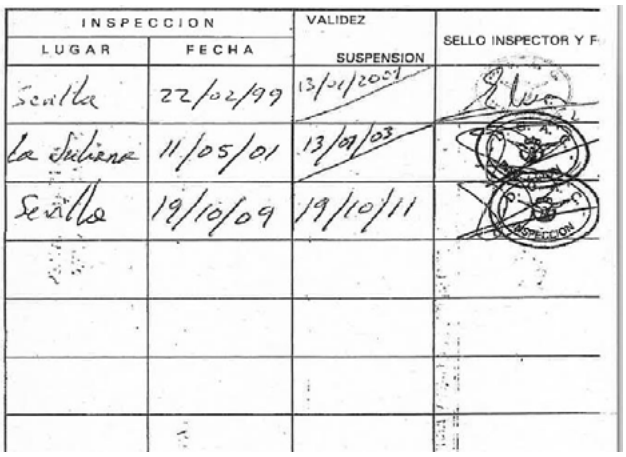
Asimismo, disponía de un programa de mantenimiento autorizado.

1.6.3. Modificaciones realizadas a la aeronave

Según el historial de la aeronave aportado para la investigación, a la aeronave se le realizaron las siguientes modificaciones:

- En mayo de 2003:
  - La Dirección General de Aviación Civil autorizó la sustitución del motor Rotax 582 por otro de la marca Jabiru 2200, de 80 HP, junto con la bancada correspondiente y una hélice GT bipala de madera.
  - El cambio anterior supuso una pesada nueva para verificar el margen de centrado y las pruebas de vuelo consiguientes.
- En octubre de 2009:
  - El día 19 de ese mes se certificó la renovación del certificado de aeronavegabilidad válido hasta el 19 de octubre de 2011.
  - El número de horas totales que había completado a esa fecha eran de 106.
- En octubre de 2013:
  - La Agencia Estatal de Seguridad Aérea autorizó la sustitución del motor Rotax 582 por otro Rotax 912S de 100 HP, así como de la bancada correspondiente.
  - Se instaló una hélice tripala de paso variable en tierra.
- El 5 de noviembre de 2013 se inspeccionó la modificación anterior.
- En octubre de 2014:
  - El día 16 se inspeccionó de nuevo la instalación del motor y se lleva a cabo la revisión general de la aeronave.
  - Desde la fecha anterior no hay más trámites y la aeronave no dispuso de un certificado de aeronavegabilidad válido desde el 19 de octubre de 2011, ver Figura 2.
- En agosto de 2019:
  - El día 23 se produce el accidente que se investiga en este informe.
  - La inspección de campo verificó que la aeronave tenía instalado dos depósitos de combustible de 45 litros aproximadamente, uno en cada semiala. Su instalación no estaba documentada.
  - La aeronave no disponía de certificado de aeronavegabilidad en vigor.
  - No hay constancia en AESA de que se hubiera iniciado la renovación del certificado de aeronavegabilidad.

[5] Peso en vacío: el peso de la aeronave totalmente terminada y con todo su equipo, sin el combustible utilizable, pero incluyendo el combustible no consumible y la máxima cantidad de aceite lubricante y de líquido refrigerante del motor.



INSPECCION		VALIDEZ	SELLO INSPECTOR Y F
LUGAR	FECHA	SUSPENSION	
Sevilla	22/02/99	13/01/2001	
La Siliana	11/05/01	13/09/03	
Sevilla	19/10/09	19/10/11	

Figura 2: Historial de renovaciones de la aeronavegabilidad

Con las modificaciones realizadas el peso de la aeronave antes de despegar fue de unos 276 kg [199 + 37 (motor) + 40 (comb)], lo que daría un margen de peso al despegue de 114 kg hasta el máximo al despegue.

1.6.4. Adquisición de la aeronave y acciones posteriores

La aeronave fue adquirida en el mes de marzo de 2018 por tres personas, una de ellas la persona accidentada. Antes de la compra estuvo almacenada en una nave durante varios años con las dos semialas desmontadas, sin ninguna medida de preservación. Tras la adquisición se trasladó al campo de vuelos de Niebla donde permaneció en un hangar.

Posicionada la aeronave en la nueva base, uno de sus propietarios manifestó que se montaron las dos semialas y las riostras utilizando los tornillos de sujeción a la riostra que le fueron facilitados, todos de certificación AN[7], y que las tareas de mantenimiento del motor las realizaban ellos mismos, si bien la documentación de mantenimiento y manuales de la aeronave no estaba en su poder. Asimismo, eran conscientes de que no disponían de certificado de aeronavegabilidad, cuyos trámites estaban pendientes.

Desde el momento de la adquisición uno de los propietarios había hecho dos vuelos de prueba sin observar ninguna anomalía.

1.6.5. Revisiones y mantenimiento

El manual de montaje del *kit* contempla diversas instrucciones en previsión de la presencia de daños que pudieran afectar a la estructura. A continuación, se recogen las siguientes:

- Montar las uniones del ala con tornillos nuevos y herramientas certificadas AN.

[7] AN (*Army-Navy Aeronautical Standard*)

- Inspeccione los elementos básicos de la estructura y largueros para localizar cualquier corrosión o deterioro.
- Inspeccione los elementos montantes del larguero principal y trasero sobre el fuselaje, para localizar cualquier alargamiento del orificio de anclaje y condiciones de estrés, para que sea reparado.
- Visualmente inspeccione el revestimiento exterior del ala. No se debe aceptar ninguna deformación ya que esto es indicativo de una condición de estrés. Si hay una deformación en el revestimiento, hay que inspeccionar el larguero principal para comprobar cualquier deformación que pudiera tener.
- Inspeccione todos los componentes de acero del fuselaje para ver si hay corrosión, repárelos si es necesario. Visualmente inspeccione la estructura del fuselaje para detectar deformaciones. Compruebe que no hay grietas en las adhesiones soldadas.
- Cualquier señal de lo arriba mencionado es indicativa de una condición que requiere su reparación.

Además de lo anteriormente indicado, el programa de mantenimiento presentado y aprobado para la aeronave durante la obtención del primer certificado de aeronavegabilidad. Las inspecciones se distribuían en: diarias, cada cincuenta, cien y doscientas horas.

Considerando únicamente las comprobaciones para el ala, se recogen las siguientes:

- Diarias:
  - Inspeccionar los tanques de combustible y las tuberías de combustible por daño, fugas y agua, juntas por deterioro y tapones para comprobar que los agujeros de ventilación - no están obstruidos.
  - Inspeccionar alerones y partes móviles, flaps.
  - Inspeccionar las riostras.
  - Inspeccionar uniones de los alerones y sus pestañas por holguras, apriete, posibles daños o corrosión.
  - Inspeccionar uniones de los flaps por apriete, holgura, daños o corrosión.
- Cada cincuenta horas:
  - Inspeccionar entelado o el acabado de la superficie por grietas y deterioro, y sustituir lo necesario.
  - Lubricar según sea necesario.
- Cada cien horas:
  - Desmontar registros de inspección y carenas e inspección de estructura (integridad y estado).
  - Inspeccionar cables tensores, barras, guías y poleas por daños o corrosión.
  - Inspeccionar elementos de sujeción del ala al fuselaje (estado y apriete).
  - Inspeccionar cables de mando por desgaste externo o interno, rozaduras, hilos sueltos o rotos, terminaciones, tensado, aparición de defectos de trenzado y corrosión sustituyéndolas en caso necesario.

- Cada doscientas horas:
  - Sustituir tornillos sujeción ala - fuselaje o, en su caso, inspeccionar las soldaduras por métodos no destructivos.
  - Comprobar reglajes de ala y superficies de mando y control.

1.6.6. Sistema de montaje y desmontaje del ala a la aeronave

El ala de la aeronave está situada sobre la cabina del piloto y está dividida en dos semialas. Cada una de ellas dispone de dos puntos de unión con la estructura tubular del fuselaje. El sistema empleado para el acoplamiento es por medio de bulones que difieren en la forma de uno de sus extremos, según se trate del acoplamiento del punto delantero o trasero, ver Figura 3.

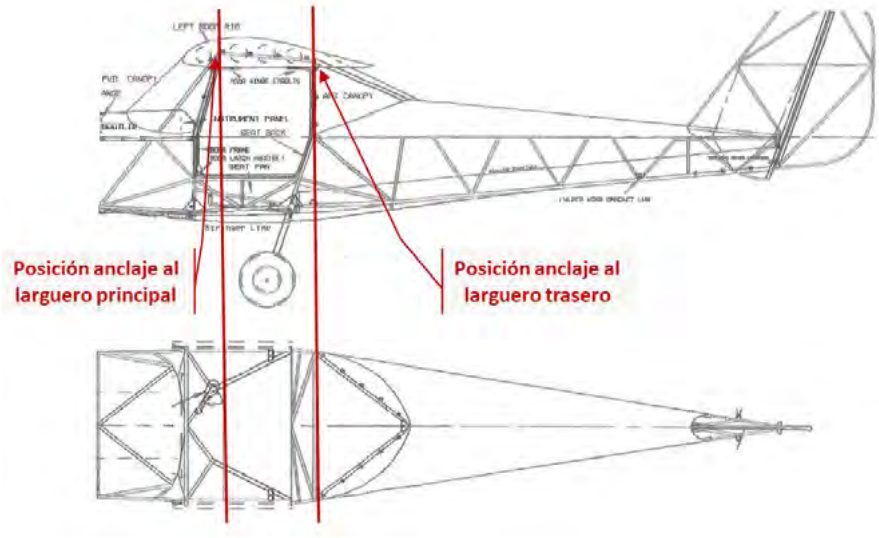


Figura 3: Situación de los puntos de unión del ala al fuselaje

El bulón del acoplamiento delantero tiene en uno de sus extremos una orejeta que se acopla entre otras dos dispuestas en un herraje situado en el extremo interior del larguero principal. La unión se fija haciendo pasar el vástago de un tornillo, roscado en la punta, entre las tres orejetas y una tuerca que lo sujeta en el extremo. El otro extremo del bulón es propio vástago con un orificio pasante que se introduce en un tubo dispuesto en la estructura y se enfrenta con otro orificio. La posición se mantiene atravesando con un tornillo normalizado AN ambos elementos y se fija con una tuerca. Ver detalle (A) de la Figura 4.

Figura 4: Vista de los dos acoplamientos del semiala derecha al fuselaje

El bulón del acoplamiento trasero tiene en uno de sus extremos una doble orejeta, en vez de una, que se alinean con un orificio dispuesto en el alma del larguero posterior. La fijación de la unión se lleva a cabo de igual forma que en el acoplamiento delantero, con un tornillo roscado en un extremo donde se rosca una tuerca y se frena. El otro extremo del bulón se introduce en la estructura tubular igual que el anterior. Ver detalle (B) de la Figura 4.

1.6.7. Información sobre la estructura del semiala derecha de la aeronave

En la Figura 5 se representa el esquema general del semiala de la aeronave tomando como referencia los planos de construcción. Cada línea vertical responde a cada una de las costillas del ala y guardan la proporción a escala con el plano constructivo.

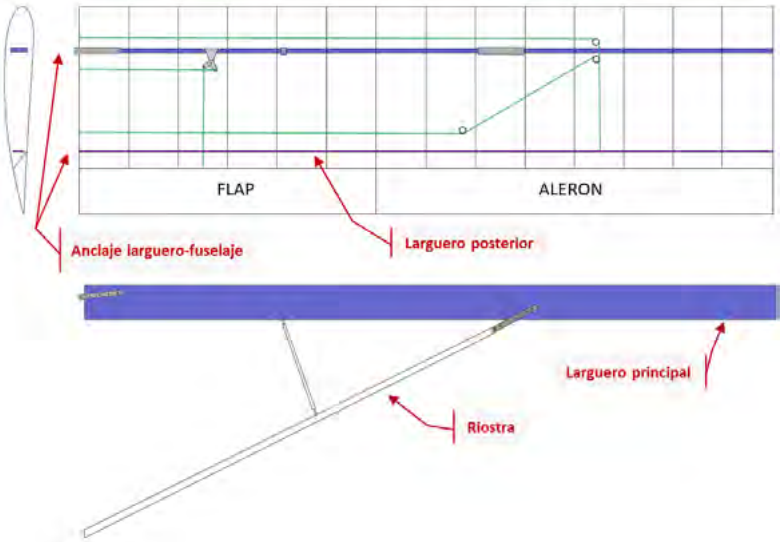


Figura 5: Esquema general semiala

1.7. Información meteorológica

Las condiciones meteorológicas no eran limitativas para el vuelo en la zona.
La posición del Sol a la hora del accidente era de azimut 275,52° y elevación 11,6°. El ocaso se produjo a las 22:09 horas (Azimut 284.97°)

1.8. Ayudas para la navegación

No aplicable.

1.9. Comunicaciones

La aeronave disponía a bordo de radio con frecuencia aeronáutica, aunque no hubo constancia de que se hubiera producido comunicación con algún otro campo de vuelo de la zona o aeronave.

La única comunicación fue por teléfono móvil con su domicilio.

1.10. Información de aeródromo

La aeronave se encontraba protegida en un hangar del aeródromo de Niebla, al que el piloto tenía acceso con llave. El despegue no fue observado por ninguna persona.

El jefe de vuelos les había advertido que no podían volar la aeronave en las condiciones de aeronavegabilidad en que estaba.

1.11. Registradores de vuelo

La aeronave no disponía de registradores de vuelo al no ser preceptivo para la operación.

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

La aeronave EC-YTA se ha estimado que volaba a unos 287 ft de altura sobre el curso del río Tinto, manteniéndose nivelada con rumbo noroeste. En un momento dado, la semiala derecha se desprendió y el resto de la aeronave comenzó a dar vueltas sobre su eje longitudinal hacia su derecha, al tiempo que se desprendían algunos fragmentos del fuselaje.

Los últimos momentos del vuelo fueron recogidos en vídeo por varios testigos que estaban situados en el terreno aledaño al embarcadero del antiguo puerto fluvial de la localidad de San Juan del Puerto (Huelva).

1.12.1. Distribución de los restos de la aeronave

En la visualización de las imágenes se observó que el conjunto de la estructura unida al semiala izquierda (restos principales) cayó rápidamente. El semiala derecha permaneció más tiempo volando, pero recorrió menos distancia que los primeros. Algunas partes como el alerón derecho, una puerta de la cabina y otros fragmentos quedaron dispersos entorno a los restos principales. Momentos después de caer, se iniciaron dos focos de fuego, uno en cada posición en la que quedaron los depósitos de combustible, ambos de fuerte intensidad y humo denso de color negro.

Todos los restos permanecieron sobre la vegetación de la marisma del río Tinto, a 380 m del embarcadero del antiguo puerto de San Juan.

En la inspección del terreno se recuperaron los primeros restos caídos en un brazo de la marisma, coincidentes con la vertical de un tendido de media tensión. En concreto, correspondían con casi toda la longitud de la riostra del lado derecho del ala, a excepción de un tramo de unos 40 cm que permaneció unido a la estructura en los restos principales.

A continuación, se encontró los restos del semiala derecha a medio camino de los restos principales.

En la Figura 5 se puede ver la distribución aérea de los restos y, en la Figura 6, un esquema de la posición que guardaron entre ellos.

Figura 5: Vista aérea de distribución de restos

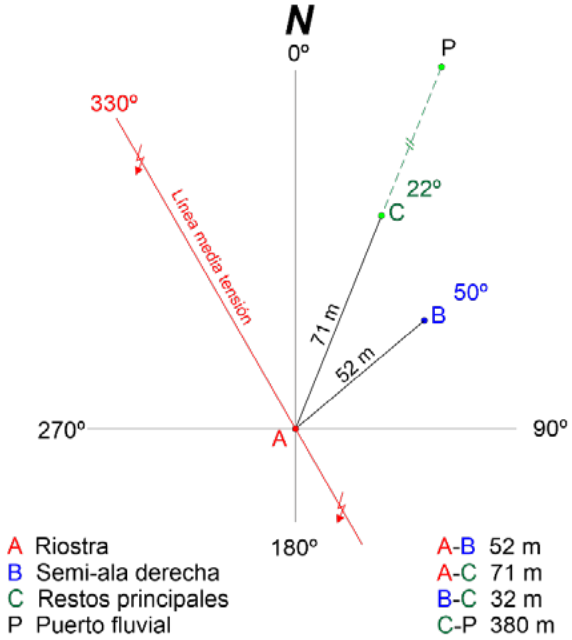


Figura 6: Esquema de la distribución de restos

1.12.2. Descripción del estado de los restos

Los restos se dispersaron en tres puntos básicamente. Todos mostraban importantes deformaciones y la acción del fuego posterior, a excepción de los tramos de riostras que cayeron en el primer momento.

Descripción de los restos principales

En la Figura 7 se representan los restos principales. En la fotografía superior se observa la estructura tubular del fuselaje junto al semiala izquierda. En la fotografía inferior, los mismos restos vistos de frente, en primer plano el intradós del semiala izquierda.

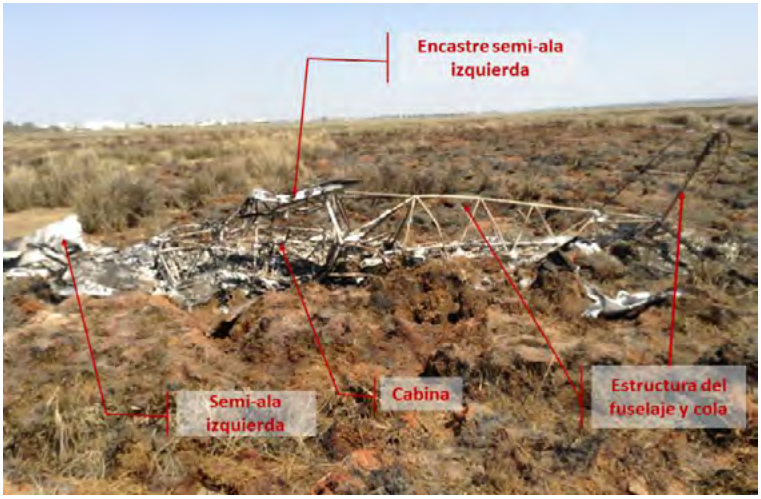


Figura 7: Restos principales

La estructura tubular de la aeronave presentaba los daños más importantes en la mitad anterior. En concreto, en la zona de la cabina y el motor, la primera presentaba un desplazamiento transversal hacia la derecha, con la estructura del techo hundida, ver Figura 8.

En esta misma figura se indican todos los puntos de unión de la semiala derecha e izquierda a la estructura, así como el resto de la riostra del lado derecho del ala que permaneció unida a la estructura.

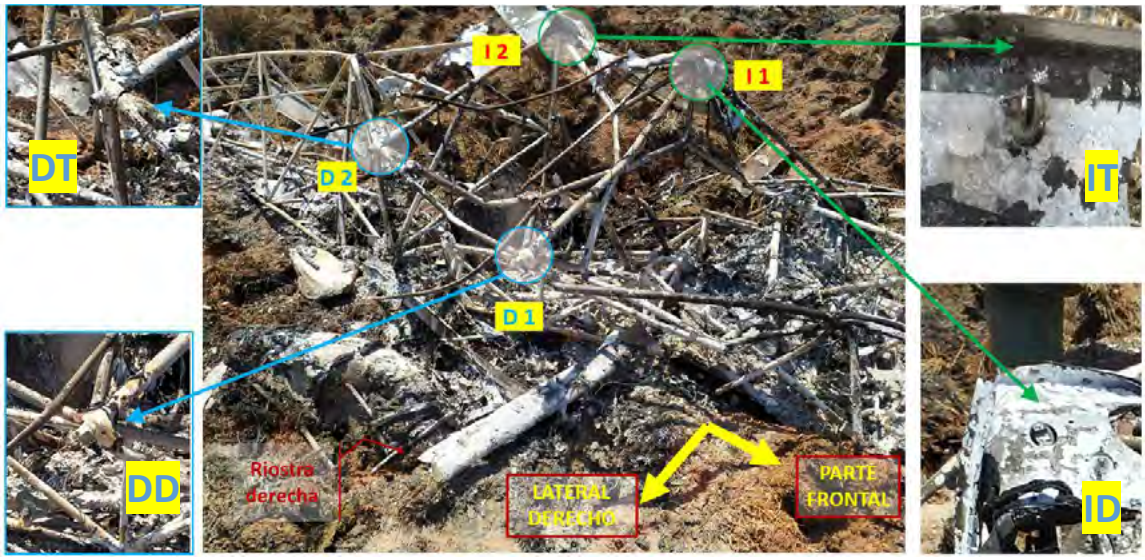


Figura 8: Estado de los puntos de unión de la semiala derecha

La estructura de la cola se encontró integra a falta de su revestimiento, pero aún con los tensores del estabilizador horizontal en su posición.

Descripción de la semiala derecha

En la Figura 9 se presenta la semiala derecha, que se encontró separada de los restos principales. En la parte inferior se señala el espacio que correspondería con el depósito de combustible derecho. El larguero principal sometido a torsión y flexión en toda su longitud.

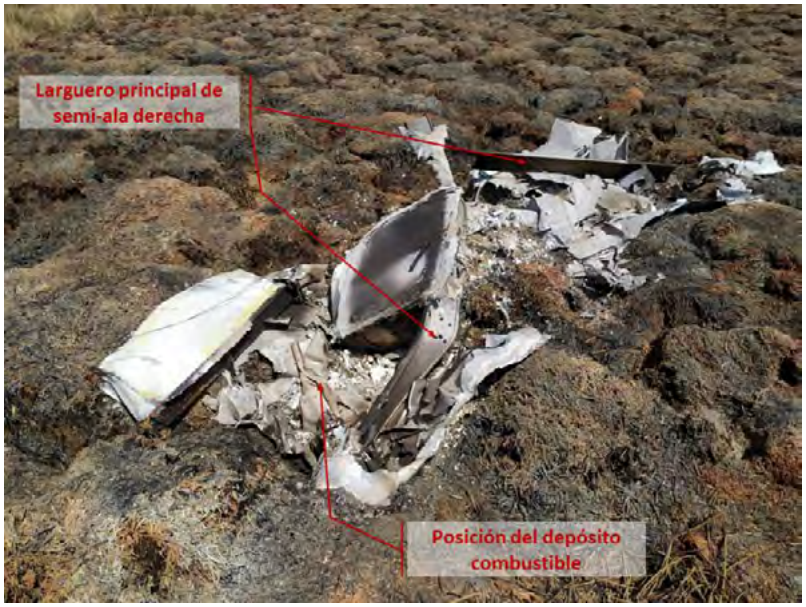


Figura 9: Restos de la semiala derecha

Descripción de las dos riostras

Como se dijo anteriormente, la riostra del lado derecho apareció separada de los restos principales. Conservaba prácticamente toda su longitud, a excepción de la parte que permaneció unida a la estructura del fuselaje, es decir, con los restos principales.

Figura 10: Restos riostra lado derecho

A la izquierda de la Figura 10 se presenta la riostra derecha recuperada del curso de agua. Su posición era la más alejada de los restos principales y la más próxima al punto donde se inició el desprendimiento del semiala. A la derecha de la misma figura se muestra un detalle del extremo superior de la riostra con una sección del alma del larguero principal.

La riostra izquierda no pudo recuperarse completamente, únicamente se conservaron los extremos. El más corto, de unos 25 cm, permaneció unido al larguero principal entre los restos principales. El extremo contrario, de unos 40 cm de longitud, que sirve de conexión con la estructura del fuselaje se fracturó por la orejeta que la conecta. Esta fractura se produjo en el momento que los restos principales impactaron con el terreno y permaneció en el agua a pocos metros de distancia.

1.13. Información médica y patológica

El informe forense disponible no aportó información reseñable para la investigación.

1.14. Incendio

El incendio de la aeronave se inició pasados unos momentos de impactar contra el terreno. Su localización coincidía con la posición de los dos depósitos de combustible. Desde el semiala izquierda el fuego se propagó al resto de la aeronave. El fuego se caracterizó por la intensidad y el denso humo que desprendió, causado por la vegetación de la marisma.

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

Los bomberos del Consorcio provincial de Huelva fueron movilizados a la zona. En los primeros momentos advirtieron que el fuego desprendía un humo denso que impedía la visión. Otros factores como la falta de luz diurna, el nivel de la marea en la marisma, la vegetación y el barro del curso fluvial hizo que llegar a los restos fuera muy penoso. El acceso a los restos de la aeronave se produjo a las 22:30 horas, constatando el fallecimiento del piloto.

La altura desde la que se precipitó la aeronave al terreno y el incendio posterior ocasionaron lesiones incompatibles con la vida al piloto.

La afectación del fuego impidió identificar el estado del sistema de retención que portaba la aeronave.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1. Reconstrucción del semiala derecha de la aeronave

Los restos de la aeronave fueron recuperados de la marisma y trasladados a las instalaciones de esta Comisión para su estudio.

El objeto de la reconstrucción era determinar la secuencia de las roturas del semiala derecha durante el vuelo, la situación del punto o zona donde se inició el proceso y el mecanismo de rotura del elemento en que se hubiera originado. En la Figura 11 se representa una vista general de la reconstrucción del larguero principal del semiala derecha.

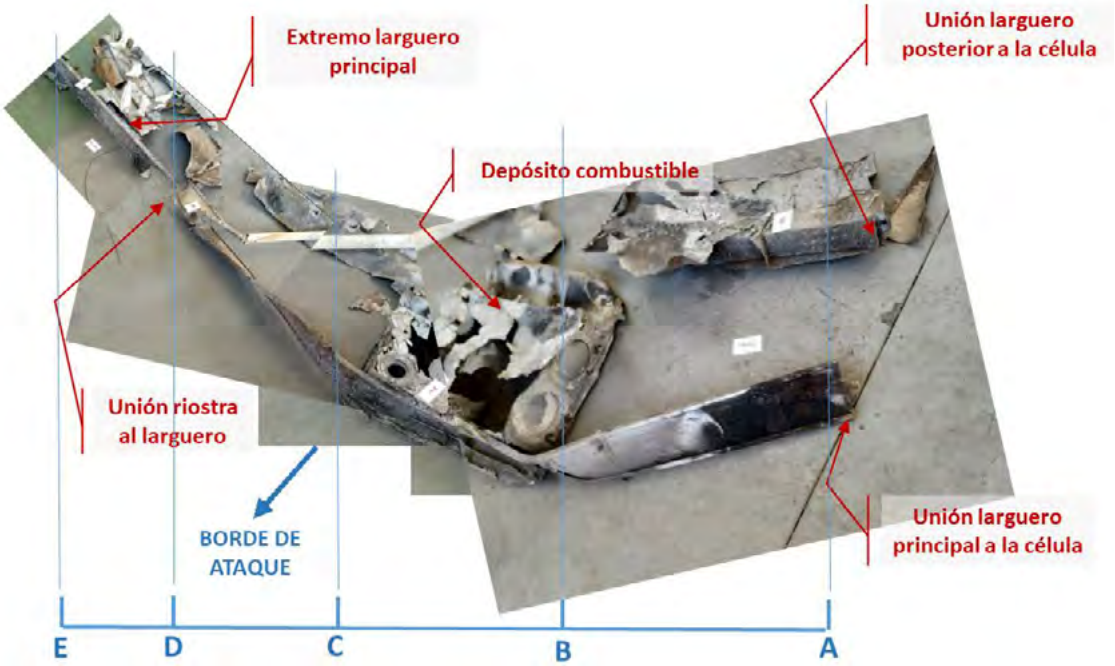


Figura 11: Vista del larguero principal derecho reconstruido

El larguero principal se ha dividido en dos tramos (A – D) y (D – E) diferenciados por las deformaciones que presentaban. El primer tramo, formado por los segmentos (A – B), (B – C) y (C - D), se inicia en el extremo interno (A) del larguero que se une a la estructura y finaliza en el punto (D) donde se acopla la riostra. El segundo tramo (D – E), formado por un único segmento tiene el recorrido que parte del punto anterior hasta el extremo (E) en el final del larguero.

Descripción del tramo (A – D):

El larguero en este tramo presenta una combinación de deformaciones principalmente asociadas a esfuerzos de torsión y flexión combinados. A continuación, se muestra en detalle el resultado en cada uno de los segmentos:

- Segmento (A – B):

Este segmento abarca el cajón interior del semiala. En el punto (A), el alma del larguero se diferencia entre la parte superior y la inferior, ambas marcadas por la situación del herraje que sirve para acoplar el larguero a la estructura.

En el detalle de la derecha de la imagen anterior se muestra el alma del larguero principal en ese punto. La mitad superior del alma se mantuvo recta, mientras que la inferior presenta un desplazamiento hacia la parte de atrás o cara posterior del larguero. Ambas "mitades" o partes confluyen hacia la mitad del segmento. Cerca del punto (B), se identifica una deformación producto de haber sido el larguero sometido a un esfuerzo combinado de flexión y torsión en sentido levógiro visto desde la imagen situada a la derecha.

Asimismo, en el herraje que permite unir semiala a la estructura de la aeronave, referido en el apartado 1.6.6, apareció el tornillo de unión en su posición y con el extremo de la orejeta del bulón. Ver Figura 12.

Figura 12: Tornillo pasante desmontado de la unión

- Segmento (B– C):

El segmento (B– C) tiene una longitud que coincide con el ancho del cajón donde se posiciona el depósito de combustible. La longitud de este segmento de larguero se mantiene sin deformaciones a excepción de en los extremos. Todo el conjunto presentaba un vuelco, respecto al anterior segmento (A – B), en sentido levógiro respecto al eje longitudinal del larguero.

Hacia el extremo (C) se inicia una línea de deformación a flexión hacia la parte interna del larguero o, lo que es lo mismo, en sentido contrario al avance.

- Segmento (C– D):

Este segmento presenta una deformación por cargas a torsión combinada en menor medida con flexión que, al alcanzar el extremo (D), se advierte una concentración de esfuerzos en el ala inferior del larguero, ocasionando un desgarro lineal de abajo a arriba a través de una sección transversal al alma y a lo largo de la cara superior del herraje que permite la unión del extremo superior de la riostra al larguero.

El par de torsión soportado por el segmento (C – D), produjo una rotación del alma del larguero entre sus extremos de unos 90° en sentido levógiro.

Hay que señalar que el ala superior del perfil del larguero se mantuvo unido en toda su envergadura (en las figuras aparece cortado para facilitar su recuperación).

- Punto (D):

En el punto (D) confluyen los dos tramos (A – D) y (D – E) del larguero principal. En la imagen superior se observa el resultado de la concentración de esfuerzos en el mismo en su propagación de derecha a izquierda de la imagen. Sobrepasada la línea de rotura entre el alma del larguero y el borde del herraje de la riostra, las cargas no fueron soportadas por el material y la riostra se separó del larguero. Desde ese momento el ala superior del larguero soportó al siguiente tramo (D – E).

Descripción del tramo (D - E):

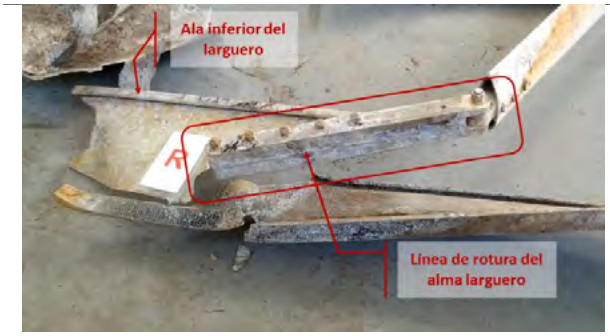
Este tramo se compone de un único segmento. Su posición sobre el terreno puede verse en la Figura 9.

No presentaba deformaciones en su longitud. En la sección del punto o extremo (D), que se muestra en la imagen inferior, aparece la contrarrotura del material que arrastró consigo el herraje de la riostra al desprenderse.

Como se refirió anteriormente, el larguero principal del semiala soportó unido a este tramo (D – E) con el larguero sin fracturarse, si bien, presentaba una fuerte deformación por torsión en el extremo (D), que no progresó al no tener cargas aplicadas.

Descripción de la riostra derecha:

La riostra fue recuperada en dos partes. El más largo correspondía a la parte que se acoplaba al larguero (Figura 10) y el más corto, de unos 50 cm, permaneció unido a la estructura de la aeronave (Figura 8). Ambos extremos pueden verse con detalle en las siguientes imágenes.



A la izquierda, la rotura de la conexión riostra-larguero principal, se señala la línea de rotura del alma del larguero a lo largo de la cara superior. A la derecha, el extremo que quedó unido a la estructura.

Este extremo, que puede verse en la Figura 13, presentaba una sección de rotura a torsión combinada con tracción del mismo sentido que el momento que actuó al larguero.

Figura 13: Sección de la riostra derecha

Descripción del estado del punto de unión trasero del larguero:

La Figura 14 muestra el estado en que quedó el material del larguero trasero del semiala tras el suceso. Se observa que el orificio localizado en el alma del larguero, ver Figura 4, está desgarrado y ha perdido parte de material de forma triangular. En el detalle (F) se aprecia el alma está doblada hacia atrás, en sentido contrario al de vuelo.

Figura 14: Larguero trasero, soporte de unión a la estructura

1.16.2. Información sobre preservación de la aeronave

Durante los últimos años, en que la aeronave no voló estuvo almacenada en un hangar, con el ala desmontada y sin ninguna medida de preservación. El programa de mantenimiento asociado a la aeronave no contemplaba tareas de preservación específicas, si bien detalla que cada cien horas o una vez al año, se inspeccionen los elementos de unión del ala al fuselaje (estado y apriete).

1.17. Información sobre la organización y gestión

No aplicable.

1.18. Información adicional

No aplicable.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

No aplicable.

2. ANÁLISIS

2.1. Actuación del piloto

El piloto no tenía la autorización administrativa para pilotar la aeronave ya que no había superado la prueba teórica oportuna para la obtención de la licencia de vuelo de ultraligeros. No obstante, su instructor manifestó que tras haber realizado como alumno unas cincuenta horas, su manejo en vuelo era adecuado y superior al estipulado para su obtención[8].

Aparte de la condición anterior, se considera que la actuación e intervención del piloto en el suceso no guarda una relación causa-efecto con la rotura del semiala en vuelo. Tampoco se han observado maniobras anormales que pudieran haber precipitado el suceso, al menos en los momentos que le vieron volar.

Sin embargo, la puesta en vuelo de la aeronave sin una adecuada inspección general de la misma, sí se considera que guarda relación directa con el suceso.

En cualquier caso, el piloto no estaba capacitado para el vuelo de la aeronave y la aeronave no era aeronavegable.

2.2. Aspectos relacionados con la aeronave

2.2.1. Antecedentes de la aeronave

La construcción de la aeronave partió de un *kit* creado por Capella Aircraft Corporation, los modelos creados estaban basados en una misma estructura y su designación variaba según las especificaciones de motorización, tipo de aterrizaje instalado y depósitos de combustible que montara. Todas las variantes estaban certificadas bajo la norma FAR Part 23 y en todas ellas el peso máximo al despegue era de 576 kg.

Según el informe técnico realizado al final de la construcción por el inspector de aeronavegabilidad, el modelo montaba un motor Rotax 582, un depósito de combustible de cuarenta litros dispuesto detrás del mamparo cortafuegos y el tren de aterrizaje triciclo, lo que correspondería con la especificación FW2C65TR según el fabricante del *kit*.
Los datos muestran que el primer certificado de aeronavegabilidad provisional fue expedido en junio de 1998, siete meses después se tramitó el certificado de aeronavegabilidad especial restringido definitivo. Desde esta fecha la aeronave se mantuvo aeronavegable hasta el mes de julio de 2003.

[8] El Real Decreto 123/2015, de 27 de febrero, requiere quince horas de instrucción de vuelo, que incluirán tres horas de vuelo solo, durante las cuales se efectuarán no menos de veinte despegues y veinte aterrizajes y un vuelo de travesía con una duración mínima de sesenta minutos, durante el cual se realizará una parada completa en un campo de vuelo diferente del de partida. Además de los conocimientos teóricos.

A continuación, la aeronave estuvo un periodo de seis años sin volar (2003 a 2009), hasta que nuevamente dispuso de un certificado de aeronavegabilidad por dos años, desde el mes de octubre de 2009 hasta el mismo mes de 2011, desde entonces no fue aeronavegable. En resumen, desde junio de 1998 hasta la fecha del accidente la aeronave estuvo certificada para el vuelo durante siete años y en catorce años no fue apta para el vuelo, de los que los siete últimos fueron previos a su adquisición.

2.2.2. Especificaciones de la aeronave accidentada y conservación

En el año 2018 la aeronave fue adquirida por venta de su propietario, en esa fecha no hay constancia documental de las especificaciones de la aeronave. No obstante, en la inspección de restos tras el accidente, se observó que el motor había sido reemplazado por un Rotax 912S y que los depósitos de combustible era dos, uno en cada semiala.

Estas modificaciones no constan que llegaran a realizarse según los registros de AESA.

Además, se destaca que la aeronave se mantuvo con el ala desmontada y almacenada varios años sin ninguna medida de preservación y tampoco hay constancia que se hubiera realizado tarea de mantenimiento una revisión estructural ya que ni siquiera se habían iniciado los trámites para la obtención de un nuevo certificado de aeronavegabilidad.

Por tanto, al no realizarse una correcta preservación y revisión de la estructura antes del vuelo del accidente, la aeronave era susceptible de presentar corrosión.

2.3. Localización del origen del desprendimiento del semiala derecha en vuelo

La inspección general de los restos muestra que las deformaciones producidas son coherentes con una modificación brusca de aplicación de fuerzas sobre el semiala, lo que provocó que se produjera un estado de esfuerzos principalmente por torsión sobre el larguero principal en sentido contrario al giro de las agujas del reloj (levógiro), visto desde el encastre del semiala hacia la punta.

En la Figura 15 se representan los puntos P1 y P2 que corresponden a la unión del semiala con la estructura y los puntos R1 y R2 que unen la riostra al larguero principal y estructura. Los dos primeros soportan principalmente las fuerzas normales, transversales y momentos durante el vuelo sobre el semiala y los dos segundos soportan fuerzas a tracción y compresión por el desplazamiento vertical del semiala.

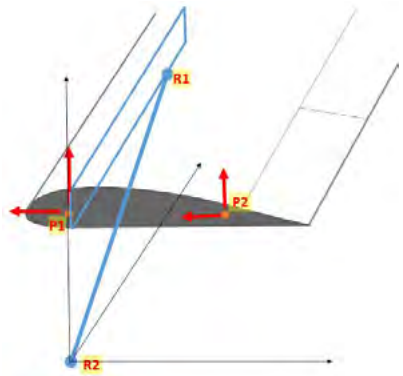


Figura 15: Fuerzas sobre los puntos de soporte

Con el fin de determinar el elemento/s que alteraron el estado de cargas y esfuerzos sobre el semiala derecha provocando su desprendimiento durante el vuelo, se ha evaluado la secuencia en que se debieron propagar las deformaciones observadas. Para ello, se ha recurrido a la información derivada de la reconstrucción que se muestra en el apartado 1.16.1.

En primer lugar, el análisis del estado de los elementos que componen la unión P1, detalle A, de la Figura 4. La orejeta del bulón se había fracturado por un diámetro transversal a su ancho y que pasa por el centro del orificio, ver Figura 12. La sección de rotura estaba afectada por la temperatura que alcanzaron los restos durante el fuego. Esta circunstancia impidió realizar la caracterización de la rotura.

Sin llegar a ser concluyente, los ángulos del borde y la forma del perfil de la rotura y contra-rotura del bulón que quedó unida al soporte de la estructura, indicarían signos aparentes de tratarse de una rotura combinada por fuerzas a tracción y torsión, ver Figura 8, detalle DD.

En la unión P2, cuyo modelo puede verse en la Figura 4, detalle B, ni el bulón del acoplamiento ni los dos tornillos de sujeción fueron localizados, únicamente se ha podido analizar el estado en que quedaron el alma del larguero trasero y el tubo de la estructura del fuselaje.

En lo que respecta al material del alma del larguero y, en particular, a la zona adyacente al orificio donde se acoplan las dos orejetas del bulón, fue arrancado y doblado en sentido contrario al vuelo, ver Figura 14, detalle F y, por otra parte, la boca de entrada del tubo de la estructura del fuselaje donde se introduce el cuerpo del bulón, presentaba la boca de entrada con un desgarro en la parte inferior del mismo. Cabe señalar que el bulón de esta unión, de los cuatro que se emplean para las uniones ala-estructura, no fue localizado.

Los puntos R1 y R2 mantuvieron el montaje entre los elementos de unión. Asimismo, se ha comprobado que la estructura y elementos fijos y móviles que conforman la cola de la aeronave, todos ellos mantenían su funcionabilidad.

En definitiva, por lo analizado, se considera que un fallo en la unión P2 justificaría que se hubiera producido un estado de cargas y esfuerzos, que desencadenó el desprendimiento del semiala durante el vuelo. En concreto, el origen podría estar relacionado con un fallo de material, de alguno de los elementos que componen la unión, o por la errónea instalación durante el montaje del semiala, que hubiera provocado una sobrecarga en la unión P2 hasta llevarla a la rotura.

2.4. Análisis de los esfuerzos a los que se sometió el semiala derecha

La conclusión alcanzada en el apartado anterior, relacionada con el punto de unión P2, es compatible con la situación que se representa en la Figura 16. La falta de acción en P2 provoca que la fuerza vertical de sustentación sobre una sección del semiala o su distribución a lo largo de su envergadura, generen un momento de giro en sentido levógiro sobre un eje contenido en el plano formado por los puntos P1, R1 y R2[9]. Este eje coincide prácticamente con el eje del larguero principal EE'.

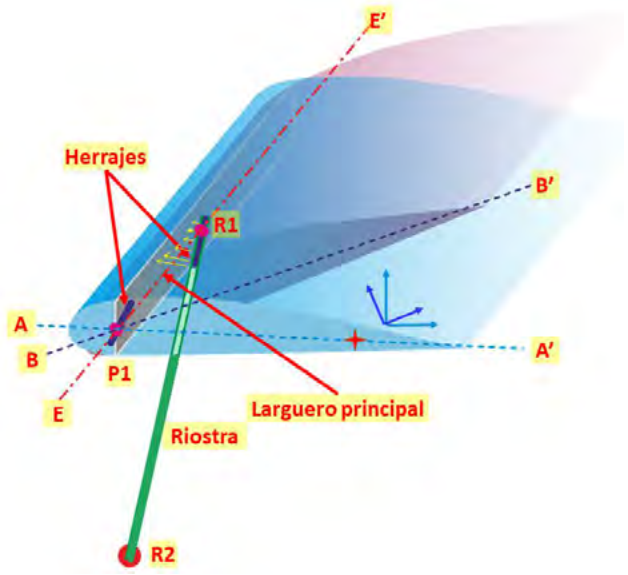


Figura 16: Situación por la falta del soporte P2

Considerando dos posiciones cualesquiera del semiala, el eje que pasa por la cuerda de una de sus secciones por ejemplo AA', rotaría un cierto ángulo hasta la posición BB'. Esta variación se produce principalmente por la acción de la fuerza de sustentación sobre la sección considerada o por su distribución a lo largo de su envergadura. Este desplazamiento hace que las cargas en los puntos de unión P1, R1 y R2 sufran un cambio en módulo y sentido al que venían soportando. Esto supone que, según varían las cargas, los esfuerzos se repartirán desde las superficies que contienen las uniones, hasta un momento en que no los soporten y se produzca su rotura.

En el caso planteado, los puntos de unión P1 y R1 soportan el momento resultante, a la vez se transmiten parte del esfuerzo al alma del larguero. Como se dijo en el apartado 1.16.1, el primer segmento (A – B) comienza a sufrir la deformación al final del mismo. En el segmento (B – C), el alma del larguero principal está reforzada por la presencia del depósito de combustible, y es todo el cajón el que gira en el sentido del momento. En el siguiente segmento (C – D) las deformaciones son elevadas y los esfuerzos se concentran en el punto de unión R1, es decir, entre el larguero y el herraje de la riostra.

[9] El punto de unión R2 se encuentra localizado prácticamente en la vertical de P1.

Esta concentración de esfuerzos está provocada no solo por la acción del par de torsión, sino también por la fuerza de tracción que tira de la riostra en este punto. El resultado es que el material trabaja desde varios planos, lo cual provoca la rotura entre el alma del larguero y el herraje a lo largo de su longitud. El resultado de esta solicitación se muestra en el punto "Descripción de la riostra derecha".

En el caso del suceso, cuando se alcanza la rotura de la unión entre el alma del larguero y el extremo superior de la riostra (unión R1), simultáneamente se produce la rotura de la unión P1 y la rotura de la riostra cerca del punto de unión R2, por una sección que, como muestra la Figura 13, se ha producido por combinación de las fuerzas a tracción y torsión.

Tras el desprenderse el semiala, el tramo (D – E) del larguero principal permaneció aún unido al conjunto sin presentar deformaciones, al encontrarse libre de cargas desde ese momento.

2.5. Aspectos precursores de la rotura de la unión del semiala al larguero trasero

En este apartado se analiza el historial de mantenimiento de la aeronave y la actuación de los propietarios.

El conjunto de factores puede dividirse en dos contextos. El primero está relacionado con el historial de la aeronave y el segundo con la actuación de los propietarios tras la adquisición de la misma.

El historial muestra que desde el mes de octubre de 2011 no constan registros de vuelo de la aeronave, lo que es coherente con la caducidad del certificado de aeronavegabilidad. Desde esa fecha se implementaron varias modificaciones, pero ninguna de ellas fue supervisada puesto que no hay constancia de que se hubiera solicitado y autorizado.

Por ejemplo, se instalaron dos depósitos de combustible en el ala ya que según consta en la documentación de la aeronave, esta fue certificada con un único depósito tras el mamparo cortafuegos. Igualmente, se instaló un motor diferente sin la supervisión adecuada.

Por otra parte, se conoce que, en los años previos a su venta, estuvo depositada en un hangar sin ningún tipo de preservación. Asimismo, existen indicios que señalan que la estructura tubular presentaba varios puntos de óxido, si bien no se conoce el alcance. Según las circunstancias anteriores, es razonable suponer que la aeronave requería de una revisión en profundidad antes de la puesta en servicio.

En cuanto a los propietarios de la aeronave, eran conocedores de que no disponían de certificado de aeronavegabilidad y que, en caso de asumir esta circunstancia, no se hubiera realizado las tareas que requiere la puesta en servicio de la aeronave.

Sí se conoce que, tras transportar la aeronave con los planos desmontados hasta el aeródromo de Niebla, a la aeronave se le montaron las dos semialas, utilizando tornillos normalizados AN y se hizo una puesta a punto del motor, al igual que los propietarios no tenían ningún tipo de capacitación para el mantenimiento general, aunque no es obligatorio.

Se considera, en definitiva, que existen indicios razonables de que alguno/s de los factores señalados guarda relación con el hecho del desprendimiento del semiala durante el vuelo del suceso.

3. CONCLUSIONES

Los indicios que ha revelado la investigación por la rotura en vuelo del ala de la aeronave pueden ser clasificados en dos apartados claramente diferenciados. En el primero se incluirían aquellos relacionados con el historial de la aeronave hasta su venta y, en el segundo apartado, aquellos que derivan de la actuación de los propietarios tras su compra.

Sin embargo, no se ha podido aislar el proceso que generó la rotura, especialmente por la afección del fuego sobre los restos de la aeronave y, por tanto, no se ha podido constatar el elemento que lo originó, aunque sí se han encontrado factores que contribuyeron al suceso.

3.1. Constataciones

Las constataciones que la investigación ha identificado son:

- El piloto no disponía de licencia que le habilitara para el vuelo.
- El piloto había realizado alrededor de cincuenta horas de vuelo en instrucción de ultraligeros.
- La aeronave no tenía un certificado de aeronavegabilidad desde octubre de 2011.
- La aeronave estuvo depositada en una nave durante más de dos años sin seguir ningún procedimiento de preservación.
- Los datos de la aeronave que figuran en el último informe de aeronavegabilidad, eran diferentes a los existentes en el momento del accidente.
- Las tareas realizadas sobre la aeronave tras su compra se limitaron al transporte, montaje de las dos semialas y la puesta a punto del motor.
- Las dos personas que volaron la aeronave tras su compra eran conscientes de que no disponían de certificado de aeronavegabilidad y que tenían pendiente una revisión general antes de ponerla en vuelo.
- La aeronave se incendió posteriormente a impactar con el terreno.
- El análisis de los restos de la semiala derecha ha permitido establecer que la zona donde se desencadenó el desprendimiento del semiala se localiza en el punto de unión entre el larguero trasero y la estructura del fuselaje.
- No se ha podido determinar el proceso que generó el fallo en la unión entre el semiala derecha y la estructura.

3.2. Causas/factores contribuyentes

La causa del accidente fue un fallo estructural localizado en la unión entre el larguero trasero del semiala y la estructura del fuselaje, aunque no se ha podido determinar el elemento concreto que lo generó.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

Ninguna.

5. APÉNDICES

Ninguno.