CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES
E INCIDENTES DE
AVIACIÓN CIVIL

Informe técnico A-028/2017

Accidente ocurrido el día 23 de noviembre de 2017, a la aeronave PILATUS PC6-B2-H2, matrícula EC-EMZ, en el aeródromo de Empuriabrava (Girona)

GOBIERNO DE ESPAÑA

MINISTERIO DE FOMENTO

Informe técnico

A-028/2017

Accidente ocurrido el día 23 de noviembre de 2017, a la aeronave PILATUS PC6-B2-H2, matrícula EC-EMZ, en el aeródromo de Empuriabrava (Girona)

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

© Ministerio de Fomento
Secretaría General Técnica
Centro de Publicaciones

NIPO Línea: 161-19-120-3

Deposito Legal: M- 7500-2019

Maquetación: ASAP Global Solution S.L.

Impresión: Centro de Publicaciones

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: +34 91 597 89 63
Fax: +34 91 463 55 35

E-mail: ciaiac@fomento.es
http://www.ciaiac.es

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

De conformidad con lo señalado en el art. 5.4.1 del Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional; y según lo dispuesto en los arts. 5.5 del Reglamento (UE) n.° 996/2010, del Parlamento Europeo y del Consejo, de 20 de octubre de 2010; el art. 15 de la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea; y los arts. 1, 4 y 21.2 del R.D. 389/1998, esta investigación tiene carácter exclusivamente técnico y se realiza con la finalidad de prevenir futuros accidentes e incidentes de aviación mediante la formulación, si procede, de recomendaciones que eviten su repetición. No se dirige a la determinación ni al establecimiento de culpa o responsabilidad alguna, ni prejuzga la decisión que se pueda tomar en el ámbito judicial. Por consiguiente, y de acuerdo con las normas señaladas anteriormente la investigación ha sido efectuada a través de procedimientos que no necesariamente se someten a las garantías y derechos por los que deben regirse las pruebas en un proceso judicial.

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

Índice

ABREVIATURAS v

SINOPSIS vii

1. INFORMACIÓN FACTUAL 1
   1.1. Antecedentes del vuelo 1
   1.2. Lesiones personales 2
   1.3. Daños a la aeronave 2
   1.4. Otros daños 3
   1.5. Información sobre el personal 3
      1.5.1. Piloto 3
      1.5.2. Personal y organización de mantenimiento responsable 4
   1.6. Información sobre la aeronave 4
      1.6.1. Información general 4
      1.6.2. Registro de mantenimiento 8
      1.6.3. Estado de aeronavegabilidad 9
   1.7. Información meteorológica 10
      1.7.1. Situación general 10
      1.7.2. Situación en la zona del accidente 11
   1.8. Ayudas para la navegación 11
   1.9. Comunicaciones 12
   1.10. Información de aeródromo 12
   1.11. Registradores de vuelo 13
   1.12. Información sobre los daños de la aeronave siniestrada 13
   1.13. Información médica y patológica 15
   1.14. Incendio 15
   1.15. Aspectos relativos a la supervivencia 15
   1.16. Ensayos e investigaciones 15
      1.16.1. Declaraciones 17
         1.16.1.1. Declaración del piloto 17
      1.16.2. Informes/comunicaciones relacionados 18
         1.16.2.1. Declaración del piloto 18
         1.16.2.2. Notificación de la Organización al SNS 19
      1.16.3. Ensayos/Inspecciones 20
         1.16.3.1. Inspección del lugar del accidente 21
         1.16.3.2. Inspección del motor 23
         1.16.3.3. Ensayo de la unidad de control de combustible (FCU) 25
         1.16.3.4. Desmontaje y análisis de la FCU 26

1.16.3.5. Informe de inspección del motor 27
1.16.3.6. Procedimientos de emergencia 30
1.17. Informe sobre organización y gestión 33
1.18. Información adicional 33
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces 33
2. ANÁLISIS 34
2.1. Análisis de la situación meteorológica 34
2.2. Análisis de los restos de la aeronave 34
2.3. Análisis del vuelo 34
2.4. Análisis de la actuación del motor 36
3. CONCLUSIONES 39
3.1. Constataciones 39
3.2. Causas/factores contribuyentes 40
4. RECOMENDACIONES 41

Abreviaturas

° ' "	Grado(s), minuto(s) y segundo(s) sexagesimal(es)
ºC	Grado(s) centígrado(s)
ACC	Centro de control de área o control de área
AEMET	Agencia Estatal de Meteorología
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
CAMO	Organización de gestión del mantenimiento de la aeronavegabilidad
cm	Centímetro (s)
CPL	Licencia de piloto comercial
CRS	Certificado de aptitud para el servicio (Certificate of release to service)
CSN	Número de ciclos desde nuevo (Cycles since new)
CSO	Número de ciclos desde el último *overhaul* (Cycles since *overhaul*)
DGAC	Direction Générale de l'Aviation Civile
E	Este
EASA	Agencia Europea de Seguridad Aérea
EGT	Temperatura de los gases de escape
ELT	Transmisor de localización de emergencia
FAA	Administración federal de aviación de los Estados Unidos
FCU	Unidad de control de combustible
ft	Pie(s)
GPS	Sistema mundial de determinación de la posición
h	Hora(s)
IFR	Reglas de Vuelo Instrumental
IR	Habilitación Instrumental
ITT	Temperatura entre turbinas (Interstage Turbine Temperature)
KCAS	Velocidad calibrada expresada en nudos (kt)
kg	Kilogramo(s)
KIAS	Velocidad indicada en nudos (kt)
km	Kilómetro(s)
km/h	Kilómetro(s)/hora
kt / kts	Nudo(s)
KW	Kilovatios

l	Litro(s)
LAPL	Licencia de piloto de aeronave ligera
LEAP	Código OACI aeródromo Empuriabrava (Girona)
LT	Hora Local (Local Time)
m	Metro(s)
m^2	Metro(s) cuadrados
METAR	Informe meteorológico de aeródromo
Mhz	Megahercio
mph	Millas terrestres por hora
N	Norte
Ng	RPM de turbina ("Engine gas generator speed")
NO	Noroeste
Np	RPM de hélice "Propeller RPM"
n/s	Número de serie
O	Oeste
PPL	Licencia de Piloto Privado
RPM	Revoluciones por minuto
S	Sur
SEP	Monomotores de pistón
SHP	Potencia del eje en caballos
SNS	Sistema de Notificación de Sucesos de AESA
SO	Suroeste
STOL	Despegue y aterrizaje cortos
TMA	Técnico de mantenimiento de aeronaves
TORA	Pista disponible en despegue
TSN	Horas de vuelo desde nuevo (Time since New)
TSO	Horas de vuelo desde el último *overhaul* (Time since *overhaul*)
VFR	Reglas de Vuelo Visual
VFR-HJ	Reglas de vuelo visual, desde la salida hasta la puesta del Sol
V_{ne}	Velocidad de nunca exceder
V_s	Velocidad de entrada en pérdida

Sinopsis

Propietario y Operador:	Jip Aviació, S.L.U.
Aeronave:	PILATUS PC-6/B2-H2, matrícula EC-EMZ
Fecha y hora del accidente:	Jueves 23/noviembre/2017 11:30 hora local
Lugar del accidente:	Aeródromo de Empuriabrava (Girona)
Personas a bordo:	1 tripulante - ileso
Tipo de vuelo:	Trabajos aéreos – comercial - paracaidismo
Fase de vuelo:	Aproximación
Reglas de vuelo:	VFR
Fecha de aprobación:	30/01/2019

Resumen del suceso:

El jueves 23 de noviembre de 2017 la aeronave PILATUS PC6-B2-H2, matrícula EC-EMZ y n/s: 672, tras realizar una operación de lanzamiento de paracaidistas, durante el descenso en la aproximación a la pista 17 del aeródromo de Empuriabrava (LEAP) se produjo una parada de motor. Tras intentar re-arrancar el motor en vuelo sin éxito, el piloto realizó un aterrizaje de emergencia en las inmediaciones del campo.

El piloto resultó ileso y abandonó la aeronave por sus propios medios.

La aeronave sufrió daños importantes especialmente en el tren de aterrizaje, el ala izquierda y la hélice.

La investigación del suceso ha puesto de manifiesto como causa del accidente, la realización de un aterrizaje de emergencia fuera de pista en las inmediaciones del aeródromo, tras la imposibilidad de recuperar una parada de motor a baja altura.

La investigación ha concluido que ni el motor ni la aeronave presentaban ningún problema técnico que pudiera haber provocado una parada de motor, por lo que ésta pudo producirse por un "flame-out" en la cámara de combustión, provocado por un descenso rápido efectuado de forma inadecuada.

Se consideran factores contribuyentes al accidente, la incorrecta ejecución de los procedimientos de emergencia en caso de fallo de motor, de arranque y reencendido en vuelo.

En el presente informe no se propone ninguna recomendación de seguridad operacional.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El 23 de noviembre de 2017, el piloto de la aeronave Pilatus Porter PC-6/B2-H2 n/s 672, matrícula EC-EMZ propiedad de una empresa dedicada al lanzamiento de paracaidistas con carácter deportivo, llegó al aeródromo de Empuriabrava (LEAP) a las 09:30 LT y activó el plan de vuelo de paracaidismo con la oficina de tráfico aéreo de Girona.

Tras realizar la inspección pre-vuelo de la aeronave sin encontrar ninguna anomalía, el avión se consideró operativo a las 10:00 LT. Los depósitos de combustible disponían de 180 litros en total de combustible, repartidos entre los dos depósitos de las alas.

A las 10:27 LT se puso en marcha el motor para realizar un vuelo de lanzamiento de paracaidistas, realizándose con total normalidad y con una duración total de tiempo entre calzos de 21 minutos, y 18 minutos de tiempo efectivo de vuelo.

Tras el aterrizaje sin novedad, a las 10:48 LT paró el motor en el aparcamiento del aeródromo, delante de la gasolinera, repostando un total de 50 litros de carburante, 25 litros por plano. A las 10:50 LT, el piloto comprobó que la cantidad total de combustible en los depósitos era de 175 litros aproximadamente.

Fotografía 1. Aeronave en el lugar del accidente

A las 11:10 LT el piloto puso en marcha de nuevo el motor de la aeronave disponiéndose para realizar un segundo vuelo de paracaidismo. El vuelo transcurrió con total normalidad.

Tras realizar el lanzamiento de paracaidistas, descendió para incorporarse al circuito de tráfico a izquierdas hacia la pista 17 del aeródromo y proceder al aterrizaje.

Cuando iniciaba el tramo base del circuito, al incrementar la potencia para estabilizar el descenso y continuar con el circuito, no obtuvo respuesta del motor. Realizó un intento de reencendido de la turbina sin éxito y dada la falta de altura para completar el circuito estándar, ya que se encontraba a 1500 ft, se preparó para realizar un aterrizaje de emergencia tan pronto fuera posible. En el momento de la parada de motor la aeronave llevaba una velocidad de 80 kts.

Ya en las inmediaciones del campo la aeronave con escasa velocidad, inferior a 50 kts, se precipitó contra el terreno tras impactar el tren de aterrizaje con el borde de un canal.

El piloto resultó ileso saliendo por su propio pie de la aeronave.

A continuación se realizaron las notificaciones del accidente al 112, policía autonómica, SNS-AESA y la CIAIAC.

1.2. Lesiones personales

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

1.3. Daños a la aeronave

Como consecuencia del aterrizaje de emergencia la aeronave sufrió daños visibles en la hélice, la parte inferior del fuselaje, la parte frontal, el flap y el alerón del ala izquierda y en el tren de aterrizaje.

1.4. Otros daños

No se produjeron daños a terceros.

1.5. Información sobre el personal

1.5.1 Piloto

El piloto, de nacionalidad francesa, de 32 años de edad, tenía las siguientes licencias de piloto expedidas por la Direction Générale de l'Aviation Civile (DGAC) francesa:

- Licencia de Piloto Privado (PPL) desde el 17/01/2011 con las siguientes habilitaciones:
    - SEP (terrestre) de monomotores de pistón válida hasta el 31/01/18.
    - Habilitación de tipo: Pilatus PC6 SET válida hasta el 31/10/19.
    - Habilitación de tipo: BE90/99/100/200 con habilitación instrumental (IR) válida hasta el 31/10/18.
    - Habilitación de tipo: DHC6 con habilitación instrumental (IR) válida hasta el 30/09/18
- Licencia de Piloto Comercial (CPL) desde el 17/01/2011.

El certificado médico se encontraba en vigor hasta el 18/12/2017 para la clase 1 y hasta el 18/12/2021 para las clases 2 y LAPL.

Dentro de la formación del piloto cabe destacar su pertenencia durante 4 años a las fuerzas aéreas francesas realizando el curso de lanzamiento de paracaidistas, posteriormente realizándolo también en el sector civil.

Según la información proporcionada por el piloto, éste contaba en el momento del accidente con un total de 2550 horas de vuelo, de las cuales 460 horas 55 minutos eran en el tipo de avión del accidente.

Así mismo disponía de experiencia de vuelo en otros tipos de aeronaves entre ellas en DHC-6, BE-99 y Cessna 206.

Los últimos vuelos realizados por este piloto en la aeronave del accidente, según los registros del libro de la aeronave fueron los siguientes:

- El 31/10/2017, vuelo de 1 hora 37 minutos realizando 6 aterrizajes.
- El 21/11/2017, vuelo de 1 hora 17 minutos realizando 5 aterrizajes.
- El 22/11/2017, vuelo de 1 hora 39 minutos realizando 5 aterrizajes.

1.5.2 Personal y organización de mantenimiento responsable

La organización de mantenimiento responsable de la aeronave es una organización francesa EASA CAMO + y EASA Parte 145 aprobado por la autoridad aeronáutica francesa, con el tipo de aeronave del accidente incluida en su alcance.

El técnico encargado del mantenimiento de la aeronave es un TMA con licencia EASA Parte 66 en vigor emitida por AESA, con categoría B1.1 para aviones con motor de turbina y habilitación de tipo Pilatus PC-6 Series (PWC PT6) desde 12/06/2009. Así mismo dispone de autorización certificadora de la organización de mantenimiento y realiza el mantenimiento en línea de la aeronave.

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1 Información general

La aeronave Pilatus Porter PC-6/B2-H2 es un avión monomotor de fabricación suiza, monoplano de ala alta arriostrada, configurado para operaciones STOL, con tren de aterrizaje fijo y rueda de cola. La estructura es de construcción totalmente metálica. Dispone de 10 plazas para pasajeros y una para el piloto.

El motor instalado es un motor turbohélice Pratt & Whitney PT6-A34 y la hélice, una Hartzell tripala HC-B3TN-3D.

La aeronave permite diferentes tipos de operación en función de la instrumentación instalada: vuelo diurno, nocturno, VFR e IRF.

El uso de la aeronave se destina a trabajos aéreos, paracaidismo, escuela y transporte de pasajeros.

Las características generales de la aeronave son las siguientes:

Estructura y actuaciones de la aeronave

- Envergadura: 15,84 m
- Longitud: 7,32 m
- Superficie alar: 30,15 m2
- Altura máxima: 3,20 m

- Peso en vacío: 1205 kg
- Peso máximo al despegue: 2197 kg
- Capacidad de combustible: 2 x 243 l
- Velocidad nunca exceder (Vne): 151 KCAS
- Velocidad media de crucero: 118 KCAS
- Velocidad de entrada en pérdida (Vs) aterrizaje:
  - o Flaps 0º: 52 KCAS
  - o Flaps 30: 56 KCAS
  - o Flaps 60º: 74 KCAS

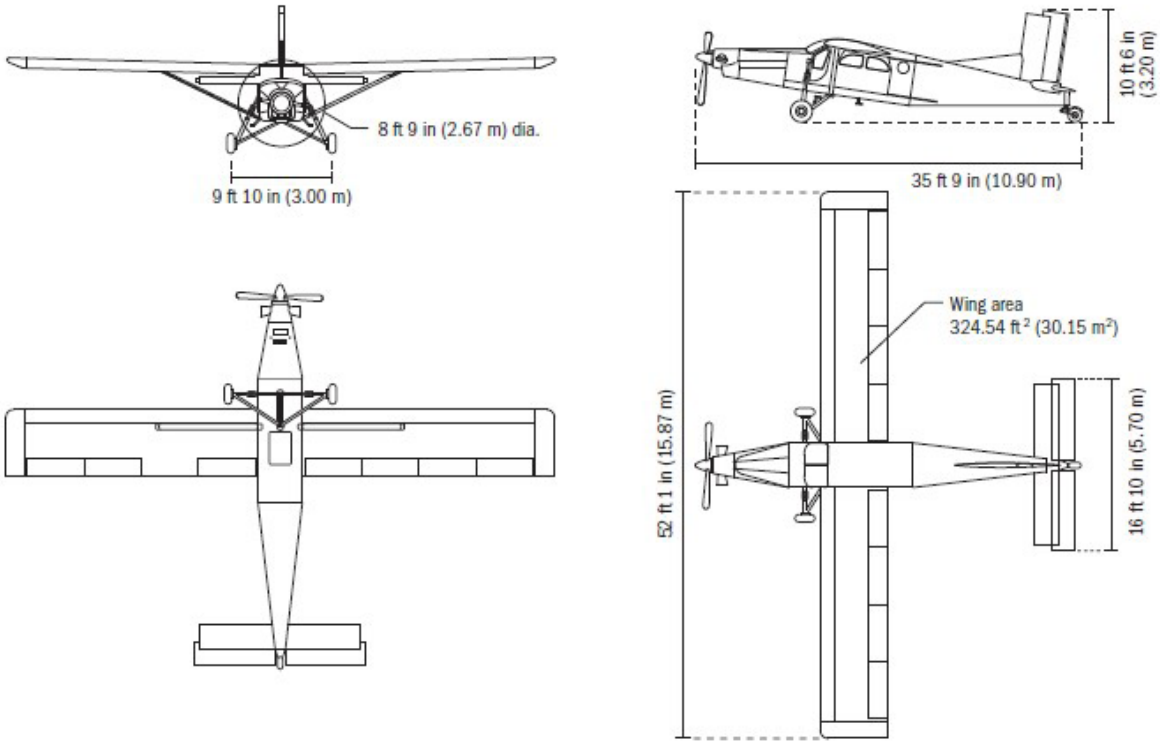


Figura 1. Pilatus Porter PC-6/B2-H2

Panel de instrumentación en cabina de mando

Fotografías del panel de instrumentación en la cabina de mando en el lugar del accidente tras el suceso.

Planta de potencia:

La aeronave lleva instalado un motor turbohélice Pratt & Whitney Canadá PT6-A34, n/s: RB0104. Características:

- Turbina libre o de potencia y turbina compresor

- Velocidad de rotación:
  - Compresor: 38100 RPM
  - Turbina libre: 33000 RPM
- Potencia en el eje:
  - Al despegue: 550 SHP (400 KW)
  - Máxima continua: 500 SHP (400 KW)
- Valores ITT[1] de referencia:
  - Operación normal: de 300 a 725 ºC
  - Máximo, despegue o reversa: 725 ºC
  - Máximo, arranque: 1090 ºC

Hélice:

Hélice tripala Hartzell HC-B3TN-3D de diámetro 2,56 m y velocidad de rotación nominal de 2200 RPM. Actuada hidráulicamente, es de velocidad constante, paso variable y funciones de abanderamiento y reversa.

Modo Beta:

En este tipo de aeronave existe la operación de la hélice en el denominado modo Beta que es utilizado en vuelo para producir deceleraciones rápidas y altas velocidades de descenso. En este rango de actuación el paso de las palas tienen un ángulo muy pequeño y positivo para proporcionar así un efecto de frenado en descensos pronunciados y controlados.

En el modo Beta, el paso de las palas de la hélice está controlado por la palanca de potencia no con el *governor*. Su posición se sitúa por debajo de la posición IDLE de la palanca de potencia y por encima de la de reversa. Según el manual de vuelo del avión, la operación óptima en modo Beta se produce tras reducir la velocidad por debajo de 100 mph.

Combustible:

- Tipo de combustible autorizado y utilizado: JET A1

[1] **ITT:** Temperatura entre turbinas (Interstage Turbine Temperature). Es la temperatura tomada mediante sondas y termopares situados entre el compresor y la turbina "libre" o de potencia. Es un parámetro a valorar muy importante ya que es indicativo de la posible sobre temperatura que puede producirse en el motor.

- La aeronave dispone de dos depósitos, uno por cada ala, con capacidad de 243 litros por cada uno.

- El repostaje realizado antes del vuelo del suceso se realizó en la gasolinera del propio aeródromo y se cargaron 50 litros. de carburante, 25 litros por plano. El piloto antes del vuelo comprobó que la cantidad total de combustible en los depósitos era de 175 litros aproximadamente.

Aceite

El aceite utilizado en la aeronave era un aceite de base sintética para motores de turbina según especificación técnica MIL-PRF-23699 STD y de acuerdo al certificado de análisis Eastman Turbo Oil 2380.

1.6.2 Registro de mantenimiento

La aeronave fue construida en 1968 con nº de serie: 672. El mantenimiento era realizado por un centro de mantenimiento aprobado por la autoridad aeronáutica francesa como organización EASA CAMO + y EASA Parte 145 con un Programa de Mantenimiento aprobado ref.: AMP/EC-EMZ, Ed.1. Rev.2 del 21/03/2017.

Las últimas revisiones de la aeronave de acuerdo al programa de mantenimiento aprobado fueron las siguientes:

1. Revisión anual o 100 h realizada el 22/10/2017:
   - La aeronave tenía un TSN: 31274:02 horas; TSO: 5234:11 horas, y número de ciclos: 58523,
   - y el motor: TSN: 9534:56 y TSO: 1724:02;
   - Se cambiaron diversos elementos por vida útil finalizada, se realizaron las actualizaciones correspondientes según los boletines de servicio vigentes, y se sustituyeron las siguientes piezas:
     - la bomba Romec instalada se sustituyó por la original revisada (*"overhauled"*) con CRS del 24/03/2017 y FAA Form 8130 del 12/09/2017,
     - se reparó el tratamiento de corrosión en el recubrimiento curvado del lado izquierdo del motor,
     - sustitución del disco de frenos y las pastillas (*"pads"*).

2. Revisión anual o 100 h realizada el 09/08/2017:
   - La aeronave tenía un TSN: 31174:10 horas; TSO: 5134:19 horas, y número de ciclos: 58215,
   - y el motor: TSN: 9534:56 y TSO: 1625:02;

- Se cambiaron diversos elementos por vida útil finalizada, se realizaron las actualizaciones correspondientes según los boletines de servicio vigentes, y se inspeccionó la antena del estabilizador vertical, sin acciones correctivas.

3. Revisión anual o 100 h realizada el 20/06/2017:
   - La aeronave tenía un TSN: 31074:37 horas; TSO: 5034:46 horas, y número de ciclos: 57888,
   - y el motor: TSN: 9435:23 y TSO: 1525:29;
   - Se cambiaron diversos elementos por vida útil finalizada, se realizaron las actualizaciones correspondientes según los boletines de servicio vigentes, y no hubo acciones correctivas.

En cuanto al motor PT6-A34, n/s: RB0104, la cartilla fue emitida al propietario con fecha 05/09/2013 constando como último registro de vuelo, un vuelo de 2 horas 14 minutos realizado el 22/11/17, totalizando 9663 horas de vuelo 25 minutos.

Según la información proporcionada por el propietario en el momento del suceso el motor contaba con un TSN: 9665:50, TSO: 1755:56, CSN: 14056 y CSO: 3260.

La última revisión general "*overhaul*" del motor se realizó el 08/08/2013, cuando el motor tenía un TSN de 7909:54 horas y CSN de 10796 ciclos y fue realizado por el fabricante de la aeronave en Suiza con objeto de instalarlo en la aeronave del suceso procedente de la aeronave DHC-6-200 MSN 205, matrícula EC-ISV.

Durante esta revisión se implementaron los últimos boletines de servicio aplicables y se realizaron pruebas funcionales a diversos sistemas y dispositivos del motor, tales como la unidad de control de combustible (FCU), el *governor*, las válvulas de sangrado de aire, el control de arranque, las bombas de combustible, el sistema de encendido y al sistema de lubricación.

1.6.3 Estado de aeronavegabilidad

La aeronave con número de serie 672 y matrícula EC-EMZ, según registro de matrículas activas de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea, fue matriculada el 27/03/1989, con número de registro 2421. En el certificado de matrícula figuraba como estacionamiento habitual el aeródromo de Empuriabrava.

El actual propietario de la aeronave es una empresa privada cuya principal actividad es la práctica del paracaidismo, aunque también realizan vuelos de fotografía, publicidad aérea y turística, así como escuela para la obtención de la licencia de piloto privado (PPL).

La aeronave dispone del Certificado de Aeronavegabilidad nº 2825, emitido por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea el 5 de agosto de 2010, como "Avión de Categoría Normal"2[2], constando como fabricante, Pilatus Aircraft Ltd., así como un certificado de revisión de la aeronavegabilidad realizado por el centro de mantenimiento CAMO+ responsable del mantenimiento de la aeronave con fecha 17/08/2017 y válido hasta el 24/08/2018.

En el último cuaderno de la aeronave fechado el 28/11/2016, registra como último vuelo el realizado el día antes del suceso, el 22/11/17, con una duración de 33 minutos realizando 2 aterrizajes, computando un total de horas de vuelo de 31308 horas 13 minutos.

Como referencia de la operación de la aeronave del suceso, se pueden tomar como ejemplo los vuelos realizados durante el mes de noviembre hasta el momento del suceso, ocurrido el 23/11/2017. Según el registro de vuelos la aeronave voló 15 días de los 23 del mes, realizando en alguno de los días, 2 y 3 vuelos, computando un total de 23 vuelos incluido el del suceso con un total de 22 horas de vuelo y 73 aterrizajes.

Otras autorizaciones disponibles con las que contaba la aeronave son:

- Licencia de estación de aeronave nº 2825/89-3/4, emitida por AESA el 10/12/2014 que incluía equipos de COMUNICACIÓN 1, 2, NAVEGACION, TRANSPORDER 1 y 2, ELT y 2 GPS.

La aeronave era volada por diferentes pilotos de la organización. En particular el último vuelo realizado con anterioridad al suceso por el mismo piloto fue el mismo día del suceso, con una duración de 21 minutos desde las 10:27 LT hasta las 10:48 LT. A las 11:10 LT fue cuando inició el siguiente vuelo, el del suceso, que tuvo una duración de 20 minutos hasta el momento del impacto contra el terreno.

La aeronave disponía de una póliza de seguro de accidentes válida y en vigor hasta el 22/12/17.

1.7. Información meteorológica

1.7.1. Situación general

En niveles bajos, había una extensa área de bajas presiones sobre el Atlántico con numerosos centros. En el viento predominaba la componente S y SO, siendo muy

[2] Normal (no permite la realización de vuelo acrobático o barrenas).

intenso sobre el extremo NO de la Península. El frente frío dejaba abundante nubosidad en gran parte de la Península, salvo en su extremo este y su zona sur.

1.7.2. Situación en la zona del accidente

AEMET no dispone de una estación en Empuriabrava por lo que se han tomado como referencia las estaciones más cercanas que son Castelló de Empuries (a unos 3 km hacia el oeste) y Figueres (a 13 km hacia el oeste).

El pronóstico recogido presentaba alguna nubosidad baja en el entorno del golfo de Rosas.

El aeropuerto más cercano es el de Girona-Costa Brava a menos de 50 km hacia el suroeste.

Los datos de dichas estaciones eran:

Castelló de Empuries:

- Viento del noroeste de unos 2 km/h, con un máximo de unos 4 km/h
- Temperatura en torno a 14 º C
- Humedad relativa del 84 %

Figueres:

- Viento del este, 1 km/h, con un máximo de 4 km/h
- Temperatura en torno a 14 º C
- Humedad relativa del 74 %

El METAR registrado en Girona-Costa Brava a la hora del accidente era:

METAR LEGE 231030Z VRB01KT CAVOK 15/10 Q1017

La nubosidad era escasa, la visibilidad buena, y en las imágenes de teledetección (satélite, descargas eléctricas y radar) no se observaron fenómenos convectivos.

En el momento del accidente las condiciones lumínicas eran de luz natural del Sol.

1.8. Ayudas para la navegación

El vuelo se desarrolló bajo reglas VFR.

1.9. Comunicaciones

Según el Gerente de la Organización propietaria de la aeronave las comunicaciones fueron las habituales según los procedimientos y acuerdos establecidos con ACC Girona. Es decir, se comunicó a Girona el inicio del vuelo y se mantuvo escucha con Barcelona durante todo el vuelo. Puesto que no hubo ningún suceso hasta ese momento, no se considera de interés para la investigación detallar las mismas.

Al detectar el fallo de motor y disponer ya de poca altura, como se encontraba ya en aproximación, desde ese momento se notificó únicamente en frecuencia de Empuriabrava.

Fotografía 2. Aeródromo de Empuriabrava (Girona)

1.10. Información de aeródromo

El aeródromo de Empuriabrava (LEAP), está situado en la comarca del Alto Ampurdán, provincia de Girona, en la marina de Empuriabrava.

Las coordenadas geográficas son: 42° 15’ 36” N y 3° 6’ 35” E.

Frecuencia comunicaciones: 122,4 MHz

Clasificación de aeródromo: 1C

Gestionado por la empresa operadora de la aeronave del suceso, dispone de una pista de vuelo asfaltada con orientación 35/17, de longitud TORA 498 m y ancho 21 m, así como una elevación de 2 metros sobre el nivel del mar.

En sus instalaciones dispone de hangares, aparcamiento, taller de reparación, suministro de combustible, oficinas y club social.

Este aeródromo permite operaciones solo de VFR-HJ o vuelo visual diurno.

1.11. Registradores de vuelo

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

1.12. Información sobre los daños de la aeronave siniestrada

Los daños aparentes identificados en la aeronave fueron los siguientes:

Fotografía 3. Daños en flap y alerón de ala izquierda

- Ala izquierda:
  - Deformaciones en el borde de ataque del ala
  - Los flaps de las dos alas estaban bajados y en el flap izquierdo se observaban daños exteriores.
  - En el alerón izquierdo se apreciaba una deformación y desgarre de material al lado derecho de la varilla actuadora del compensador.
  - En la parte superior del ala se observaba el marco del parabrisas saltado hacia arriba aproximadamente 20 cm.

- Tren de aterrizaje principal:
  - Tren izquierdo:
    - La rueda estaba doblada hacia atrás y hacia el fuselaje deformando la chapa por la parte inferior de la puerta de acceso del piloto impidiendo su apertura.
    - Amortiguador roto.
    - Tirantes de sujeción de la pata doblados hacia atrás.

- o Tren derecho:
  - La rueda estaba doblada hacia atrás y hacia el fuselaje.
  - La deformación de la rueda había dañado el peldaño de acceso a la cabina de pasajeros.
  - Amortiguador roto.
  - Tirantes de sujeción de la pata doblados hacia atrás y rotos.

Fotografía 4. Daños en tren de aterrizaje

- Parabrisas:
  - o Roto en la zona central
  - o El marco está suelto en la esquina superior del ala derecha.

- Capots de motor:
  - o Zona inferior trasera por detrás del radiador de aceite, erosionada.

Fotografía 5. Aeronave en el lugar del suceso

- Hélice:
  - o Las tres palas estaban deformadas y curvadas hacia atrás aproximadamente un ángulo de 90º. Se identificó que se encontraban en paso fino.

Fotografía 6. Deformación en hélice

Fotografía 7. Daños en parte inferior del fuselaje

- Una de las palas estaba deformada en el borde de ataque en la zona más alejada del buje. También se evidenciaban erosiones en el borde de salida.
- Otra de las palas mostraba pérdida de material en el borde de ataque en la zona más alejada del buje así como erosiones en el borde de salida.

El resto de la aeronave mantenía su estructura y características intactas sin mostrar daños aparentes.

1.13. Información médica y patológica

El piloto resultó ileso y salió por sus propios medios de la aeronave

1.14. Incendio

No se produjo ningún incendio en el suceso.

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

El aterrizaje se produjo sin daños para el piloto, que abandonó la aeronave por su propio pie resultando ileso.

1.16. Ensayos e investigaciones

El motor se retiró del lugar del accidente y su estado se analizó con la ayuda de un mecánico especializado en el tipo concreto, obteniéndose los siguientes resultados:

La bancada, estaba deformada y doblada por el impacto.

El depósito de aceite estaba totalmente vacío. Presentaba un golpe en la parte baja.

Se extrajeron los restos de aceite que quedaban en el interior del motor, que eran 900 cm³ aproximadamente, casi un tercio de la cantidad total que debe llevar.

No se apreciaban tuberías rotas ni en el circuito de aceite ni tampoco en el de suministro de combustible. Todas estaban bien protegidas aunque algunas de ellas presentaban algún pequeño daño debido al impacto, pero no roturas por las que se pudiera haber vertido aceite.

Tampoco había indicios de que se hubiera vertido el aceite al exterior, ya que por un lado no se apreciaban restos ni manchas de aceite en el exterior de las tuberías ni en ninguna parte del motor y por otra parte, la tubería que sirve para absorber el aceite que pueda rebosar, estaba quemada junto al escape con su extremo sellado, lo cual habría impedido una posible pérdida de aceite.

El radiador del aceite también estaba roto por el impacto. El tornillo principal que lo sujetaba no estaba apenas apretado. La posición en la que estaba, impedía que se hubiera vaciado debido a la rotura que tenía y por eso se puede afirmar que el radiador había vertido una cantidad prácticamente inapreciable de aceite.

El filtro de aceite presentaba un golpe pero no está manchado de aceite por fuera y al abrirlo se comprobó que casi no tenía aceite en su interior.

En la cubeta de ninguno de los dos carburadores se encontró combustible.

Viendo los tornillos que regulan la posición de ralentí no se puede saber con certeza si el motor estaba al ralentí porque se encontraban en mal estado debido al fuerte impacto que sufrió el motor.

El tornillo del filtro gascolator, que va montado antes de la bomba de combustible, estaba muy flojo. Se sacaron unas pocas gotas de gasolina y se constató que no tenía agua y que el filtro estaba limpio y no estaba atascado.

Al quitar el radiador se vio que tenía algo de refrigerante, pero muy poca cantidad. La botella de expansión estaba rota debido al impacto.

El tornillo magnético no presentaba síntomas de que el motor estuviera agarrotado (gripado). Albergaba alguna viruta pero de tamaño muy pequeño.

La bomba de gasolina sí tenía combustible, prácticamente estaba llena. Posiblemente se había llenado por gravedad. Al desmontarla salió combustible por la entrada y al bombearla se sacó todo el combustible que tenía por la salida.

Respecto de las bujías, la del cilindro Nº 2 presentaba restos de carbonilla y tenía

color ceniza. Este hecho suele ir asociado en términos generales, a que no le llega combustible.

La bujía del cilindro Nº 4 tenía un aspecto normal (color negro), al igual que la bujía del cilindro Nº 1.

La bujía del cilindro Nº 3, también presentaba un aspecto normal en general, pero tenía restos de suciedad, lo que indicaría que no había tenido un buen funcionamiento.

Los captadores (tipo pick up), que son los que envían la orden de encendido (up) demostraban, por su estado, que el motor estaba parado en el momento del impacto porque las levas que tienen no estaban dañadas por el giro, es decir no presentaban daños circunferencialmente, sino que los daños que presentaban habían sido causados por el impacto.

Finalmente, se constató que el motor no giraba porque presentaba una gran deformación.

1.16.1. Declaraciones

1.16.1.1 Declaración del piloto

El piloto declaró lo sucedido con la siguiente descripción de los hechos:

"Con un viento en cola un poco más de lo normal, quiso salir del modo Beta para finalizar su patrón de potencia.

Presionó la palanca de potencia hacia adelante lentamente para salir del modo Beta pero el motor no respondía.

Intentó aplicar más potencia para ver si podía conseguir algo pero ningún instrumento de motor se movía. Según la percepción del piloto, ningún instrumento de motor estaba en la posición normal y pensó que debía haber algún problema con el motor.

Conectó la bomba de combustible BOOSTER llevando el control a la posición "ON" y giró el morro del avión hacia el campo. La velocidad en ese momento ya era inferior a la velocidad de planeo y continuaba disminuyendo sin solución.

La hélice estaba abanderada según el piloto, y entonces comenzó la secuencia de re-arranque con "IGNITION" y "STARTER" en posición "ON".

Extendió flaps para intentar disponer de algo más de tiempo.

Entonces vio algunas llamas en las toberas de escape, solo durante unos instantes ya que se extinguieron por sí mismas.

Mientras estaba buscando un lugar donde aterrizar tuvo la sensación de que el motor había arrancado de nuevo.

Tras el impacto contra el terreno, confirmó que el motor estaba funcionando ya que podía oír su sonido habitual. Entonces aseguró el avión cortando el combustible y apagó el motor con un sonido normal en el mismo."

Durante la entrevista con el piloto y preguntado por la posición de la palanca de control de hélice y de paso de combustible, confirmó, que la primera estuvo en todo momento hacia adelante y el paso de combustible abierto.

1.16.2. Informes/comunicaciones relacionados

1.16.2.1 Declaración del piloto

Tras las notificaciones oficiales del accidente y comunicada la intención de abrir una investigación técnica por parte de la CIAIAC, se obtuvo la siguiente información del Gerente Responsable de la Organización propietaria de la aeronave:

"El piloto llegó al aeródromo a las 09:30 LT, activó el plan de vuelo de paracaidismo con la oficina de tráfico de Girona. Se realizó la pre-vuelo al avión sin encontrar ninguna anomalía; la cantidad de aceite era correcta; se drenó el filtro de combustible y el tanque de combustible sin encontrar impurezas ni anomalías; se varillaron los tanques encontrando una cantidad aproximada de unos 180 litros totales repartidos entre los tanques, es decir, unos 90 litros por depósito.

Se finalizó la pre-vuelo dando el avión por operativo cerca de las 10:00 LT.

A las 10:27 LT se puso en marcha el motor para realizar un vuelo de paracaidismo que se realizó con total normalidad.

A las 10:48 LT se paró el motor en el parking delante de la gasolinera completando el vuelo con un total de 21 minutos de tiempo entre calzos, y 18 minutos de vuelo efectivo.

Se repostaron 50 litros en total (25 litros por plano) a las 10:50 LT. Después del repostaje, el piloto varilló los tanques de nuevo calculando una cantidad total de combustible de 175 litros aproximadamente.

A las 11:10 LT se puso en marcha de nuevo el motor para la realización del segundo vuelo de paracaidismo, que se realizó igualmente con normalidad. Después del lanzamiento de los paracaidistas con normalidad, en descenso el piloto se incorporó al circuito de tráfico a izquierdas para aterrizar por la pista 17. Cuando inició el tramo base e intentó aumentar potencia para estabilizar el descenso y continuar el circuito, no obtuvo respuesta del motor.

Realizó un intento de reencendido de la turbina sin éxito y se preparó para un aterrizaje de emergencia en dirección SO por la falta de altitud para completar el circuito estándar.

Llegando a las inmediaciones del campo, con velocidad reducida, el avión se desplomó y como consecuencia el tren de aterrizaje impactó con el borde de un canal que detuvo la aeronave y la hizo girar hasta aproximadamente dirección S, golpeando el suelo con la hélice.

Una vez en tierra y sin haber sufrido daño alguno, el piloto aseguró la aeronave y salió por la puerta corredera lateral derecha.

Según puntualizó el Gerente, indicó que el intento de reencendido no tuvo éxito hasta segundos antes del impacto cuando aparecen llamaradas por los escapes del motor y se inició lo que parecía un arranque, de hecho, durante el impacto parecía que el motor estaba en secuencia de arranque.

Después del impacto el piloto cortó inmediatamente la entrada del combustible parando definitivamente el motor.

El piloto resultó ileso y salió por su propio pie de la aeronave.

Inmediatamente se realizaron las notificaciones del accidente al 112 y a AESA, personándose los Mossos d'Esquadra."

Durante la investigación el Gerente Responsable confirmó que los parámetros de velocidad y altura en el momento del fallo de motor eran de aproximadamente de 80 kts y 1500 ft, respectivamente; así como que el impacto con el suelo se produjo a una velocidad inferior a 50 kts.

1.16.2.2 Notificación de la Organización al SNS

La Organización de lanzamiento de paracaidistas, propietaria de la aeronave del suceso, el día 24/11/2017 comunicó textualmente al SNS de AESA lo siguiente:

"Después de realizar el lanzamiento de paracaidistas con toda normalidad, en

descenso se incorporó al circuito de tráfico izquierda para la pista 17 del aeródromo para aterrizar, iniciando el tramo base al dar potencia para estabilizar el descenso y continuar el circuito, no obtuvo respuesta del motor, realizó un intento de reencendido de la turbina sin éxito y se preparó para un aterrizaje de emergencia en dirección SO en ángulo respecto a la pista por falta de altitud para completar el circuido estándar.

Llegando a las inmediaciones del campo, con velocidad reducida el avión se desplomó y como consecuencia el tren de aterrizaje impactó con el borde de un canal deteniendo la aeronave y haciéndola girar hasta aproximadamente dirección S, golpeando el suelo con la hélice.

Una vez en tierra y sin haber sufrido daño alguno, el piloto asegura la aeronave y sale por la puerta corredera lateral derecha.

No hay otros daños a personas o propiedades."

1.16.3. Ensayos/Inspecciones

La investigación se inició inspeccionando el lugar del accidente según se describe en el apartado 1.16.3.1.

Teniendo en consideración las declaraciones y evidencias identificadas en el lugar del accidente, y tras el traslado de la aeronave a una zona de hangares del aeródromo, se procedió a realizar una inspección del motor con la ayuda del personal técnico colaborador de la CIAIAC y con el soporte del técnico de mantenimiento de la organización propietaria de la aeronave.

Las actuaciones de dicha inspección se detallan en el apartado 1.16.3.2.

Durante la inspección visual de la aeronave se observó que estaba asentada sobre unas alpacas de paja, inclinada hacia el lado izquierdo por lo que el ala derecha se encontraba más elevada que la izquierda. El morro se situaba inclinado hacia abajo y la cola de la aeronave elevada.

Se comprobó la posición de los mandos de motor en cabina. Estaban en posición de reposo, el combustible cortado, la palanca de potencia al ralentí y la hélice en la posición de bajas RPM. Todos los indicadores de parámetros de motor en cabina estaban a "0".

La hélice con sus tres palas deformadas curvadas hacia atrás, se encontraba con paso fino, no estaba abanderada. Se comprobó en la documentación que se le había realizado un *overhaul* en abril de 2017.

Se tomaron muestras de combustible en recipientes independientes de cada uno de los depósitos, de los orificios de purgado y de las líneas de conexión a las bombas de combustible, a la FCU, y los filtros, comprobando el nivel del mismo.

El combustible estaba presente en todo el motor mostrando que la distribución del mismo llegaba adecuadamente por todo él.

El depósito del ala derecha estaba prácticamente vacío y el depósito izquierdo según la varilla de medición del avión, contenía 150 litros. Ambos depósitos están comunicados por lo que considerando que la aeronave estaba inclinada hacia el lado izquierdo, se había desnivelado el contenido.

No se observó contaminación en el combustible ni partículas en suspensión en ninguna de las muestras.

Tras el trabajo de campo, se consideró durante la investigación la necesidad de comprobar la funcionalidad de la FCU en una organización especializada dada la falta de evidencias de mal funcionamiento en los dispositivos del motor. Las pruebas se describen en el apartado 1.16.3.3.

Por la misma razón se determinó como último recurso de investigación sobre el motor, el envío al fabricante de la aeronave para su desmontaje y comprobación funcional según se detalla en el apartado 1.16.3.5. Adicionalmente se obtuvieron datos de interés para la investigación tras la remisión de la FCU a otra organización especializada para realizarle un *overhaul*, según se detalla en el apartado 1.16.3.4.

Por otro lado, además de la investigación técnica sobre la funcionalidad del motor se consideró de interés analizar la operación del piloto durante la ejecución de los procedimientos de emergencia tras la parada de motor y su reencendido, según se describe en el apartado 1.16.3.7.

1.16.3.1 Inspección del lugar del accidente

La posible trayectoria de la aeronave en su aproximación a la pista 17 hasta el punto de impacto contra el terreno es como se muestra en la Figura 2.

La aeronave quedó detenida en la ubicación correspondiente a las coordenadas geográficas: 42º 15’ 50,68” N - 003º 6´ 33,10” E, a una altitud de 1 m.

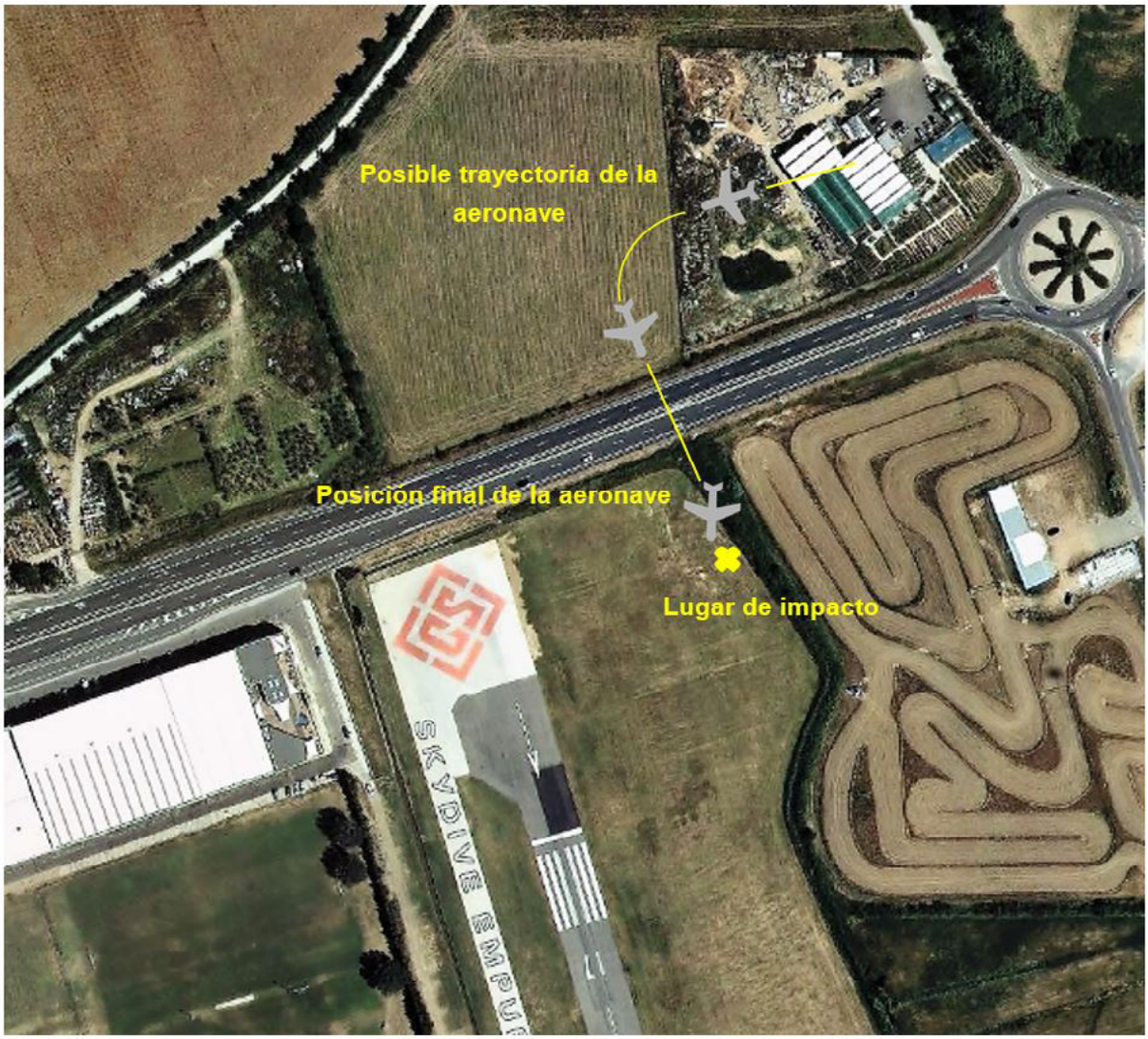


Figura 2. Trayectoria de la aeronave durante el aterrizaje de emergencia hasta el momento del impacto

El lugar donde la aeronave impactó contra el terreno y quedó detenida, se encontraba dentro del circuito aeroportuario, próximo y al norte de la cabecera de la pista 17 del aeródromo de Empuriabrava. Cercano a la carretera C-260 y junto a un canal, la aeronave cayó en una zona de vegetación alta y arbustos.

Según las huellas en el terreno, el avión impactó en primer lugar con el tren de aterrizaje en el canal y desde ese punto hasta el lugar donde la aeronave quedó finalmente detenida había un distancia de aproximadamente 18 m.

No se observaron pérdidas de combustible o aceite en el terreno.

1.16.3.2 Inspección del motor

Se procedió a realizar una inspección visual del motor para continuar con el desmontaje y comprobación de los componentes y dispositivos auxiliares del grupo de potencia.

Se comprobó el nivel de aceite del motor mediante varillado encontrándose entre las posiciones 2 y 3 de la varilla. El nivel era adecuado.

Se comprobaron el recorrido y los topes de los mandos de motor identificándose como correctos.

Las toberas de escape estaban en buen estado y sin daños. No se observaron deformaciones, torsiones o arrugas de material en la parte exterior de la zona caliente del motor.

A continuación se soltó la tubería de combustible flexible que llega al intercambiador de calor del motor y se conectó la batería. Se abrió la válvula selectora y se conectó la bomba "BOOSTER" para comprobar que hubiera un flujo adecuado de combustible. Se mantuvo durante un minuto comprobando su idoneidad. Se tomó una muestra de este combustible. La prueba fue satisfactoria.

Se comprobó el estado de la entrada de aire al motor. Estaba libre aunque con alguna presencia de hojas y hierba en la malla de entrada de aire al compresor probablemente debido al impacto de la aeronave contra el terreno.

Se desmontaron las bujías comprobando la existencia de un poco de polvillo blanco en la zona donde se produce la chispa. Se probaron y se comprobó que el funcionamiento era correcto.

Se desmontaron los diferentes filtros de combustible:

- El filtro de la línea antes de la bomba de baja. Se examinaron las láminas y estaban limpias.

- Los filtros de la bomba de alta: posee dos filtros uno de baja presión y otro de alta. Se comprobó al desinstalarlos que salía combustible por ambos:

    - El filtro de baja presión es metálico comprobándose que estaba limpio y que el by-pass funcionaba correctamente.

    - El filtro de alta presión, situado en la salida, es de cartón y estaba también limpio.

Se desmontaron las bombas de combustible de baja y alta presión:

- Bomba de baja presión: no se apreciaban pérdidas de combustible, su aspecto general era bueno, el eje se encontraba en buen estado aunque con exceso de lubricación mediante grasa consistente. Este elemento es el último sustituido en el motor, llevando 30 horas de funcionamiento. En realidad la bomba sustituida corresponde con la que previamente tenía instalada el motor pero a la que se le había realizado un *overhaul*. Se comprobó la fiabilidad del CRS de la pieza y ofrecía todas las garantías. Se revisó porque aunque tenía un par de apriete correcto y funcionaba adecuadamente, la junta rezumaba.

- Bomba de alta presión: el eje se encontraba en buenas condiciones y no se apreciaba corrosión aunque como en el caso anterior había un exceso de engrase.

A continuación se desmontó la FCU comprobando que su estado general era bueno. No se apreciaban pérdidas de combustible o evidencias de que las hubiera habido, estaba inundado de combustible. El eje de plástico de unión a la bomba de combustible se encontraba en buen estado. Se desmontó de las bombas y el starter y se comprobó su funcionalidad, el resultado fue correcto.

La unidad no permitía un mayor desmontaje en campo por lo que un análisis ulterior era aconsejable dada la importancia de la unidad pero debería realizarse en un laboratorio/taller especializado.

Se comprobó la posición de los inyectores primarios y secundarios según el manual de mantenimiento constatándose que estaban posicionados correctamente, 10 primarios y 4 secundarios.

Se desmontó la tobera de escape derecha para acceder a la turbina de potencia, no se observaron daños, tan solo una pequeña mancha blanca en el estátor.

Se desmontó también el *chip-detector* y no se observaron partículas. Se tomó una muestra de aceite en la zona.

A continuación se desmontó el filtro de aceite y tampoco se observaron partículas, estaba limpio y se tomó una muestra de aceite. No obstante se introdujo en disolvente para asegurarse la inexistencia de partículas que se confirmó. Se había cambiado en la última revisión de mantenimiento.

Se desmontó la malla/filtro de protección de entrada de aire al compresor. La primera etapa del compresor axial se apreciaba en buen estado, aunque con algo de suciedad en el lado derecho, probablemente consecuencia del impacto.

Se desmontó la válvula de sangrado (*bleeding valve*) del motor comprobando que la membrana se encontraba en buen estado y la válvula abría y cerraba correctamente.

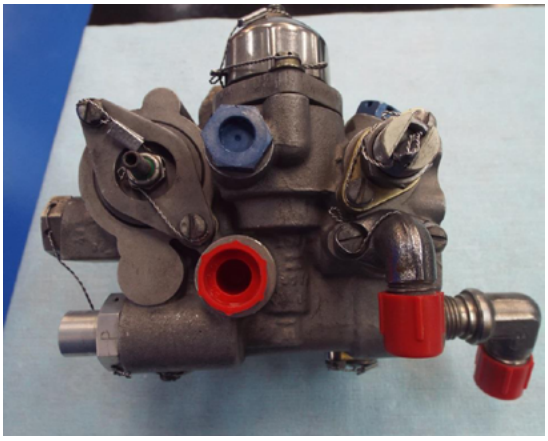
Inspeccionada la zona caliente del motor, exteriormente, no se observó ningún tipo de daño apreciable.

Según la información proporcionada por el TMA de la organización, se había realizado una inspección boroscópica del motor a las 400 h sin detectar ninguna anomalía.

Se inspeccionó visualmente el *governor* y el regulador de sobrevelocidad, no apreciándose nada anormal.

En general el motor se encontraba en buen estado no observándose pérdidas de aceite ni de combustible.

1.16.3.3 Ensayo de la unidad de control de combustible (FCU)



Fotografía 8. FCU preparada para ensayo

La unidad de control de combustible (FCU) se remitió a una organización autorizada como centro de reparación por el fabricante de dicha unidad, con objeto de comprobar su funcionamiento.

Para ello se realizó una inspección visual general, una prueba funcional con medición de los principales parámetros característicos y por último el desmontaje de sus principales elementos.

En la inspección visual se constató que la unidad se encontraba en buenas condiciones, limpia, sin daños ni deformaciones aparentes.

En la prueba funcional se comprobó que algunos parámetros estaban fuera de los límites establecidos por el fabricante pero sin posibles consecuencias en un mal funcionamiento. Se detectó que el flujo de combustible era un poco inferior al requerido y que las RPM tendían a desviarse ligeramente de los límites.

Fotografía 9. Componentes de FCU: elemento 1 - resorte del regulador, y elemento 2 – rodamiento

En lo que respecta al desmontaje parcial de la unidad, se comprobó el estado del cuerpo de la FCU. Durante este desmontaje no se encontró ningún elemento realmente dañado, pero se identificaron los siguientes hallazgos:

- El resorte del regulador (*governor*) estaba ligeramente estirado. (fotografía 8, elemento 1)

- El rodamiento de la palanca de enriquecimiento rodaba de forma desigual. (fotografía 8, elemento 2)

- El tubo de teflón del eje de transmisión se encontraba desgastado, aunque con un desgaste normal de operación.

Estas evidencias resultaban, a juicio de la organización, coherentes con los parámetros encontrados fuera de límites en el ensayo anterior, es decir, con la variación en las RPM y el flujo de combustible.

En cualquier caso, estos elementos no habrían afectado negativamente al funcionamiento de la unidad y por tanto no podrían considerarse como contribuyentes al accidente.

Por tanto, el resultado de los ensayos concluyó que la unidad aunque tenía algunos de sus parámetros funcionales fuera de los límites de fábrica, y consecuentemente debía recalibrarse, sin embargo, la unidad operaba correctamente y no hubiera podido causar ni siquiera una pérdida de potencia del motor.

1.16.3.4 Desmontaje y análisis de la FCU

Las siguientes conclusiones fueron obtenidas del informe proporcionado por la organización a la que fue remitida la FCU para la realización de un *overhaul*. El *overhaul* consistía en un desmontaje completo de la unidad y una inspección detallada de cada elemento que la componía.

1. Razones por las que se realizaba un *overhaul* de la unidad:

- Se presumía que se había producido un apagado de llama de la turbina ("*flame out*"[3]) en vuelo.
- Una parada de turbina en vuelo.
- La unidad había sido desmontada parcialmente para su inspección durante la investigación.

2. Evidencias reveladas tras el *overhaul*:

- Dos componentes precisaban reparación tras el desmontaje, y otro precisaba ser sustituida por uso.
- El fuelle impulsor de la FCU ("bellows") o tubo flexible ondulado, en realidad la bomba interna de la FCU, también tenía que ser sustituido dado que no superó el test de altura requerido en el *overhaul*.
- El resto de componentes se encontraban en buen estado operativo.
- Los hallazgos no podían constatar que se pudiera haber producido un apagado de la llama de turbina, lo único que podía constatarse era que la unidad podía estar funcionando fuera de calibración dado que el fuelle impulsor no superaba la prueba de altura requerida.

Se concluyó que la segunda organización que inspeccionó la FCU, encontró hallazgos adicionales en el dispositivo a las pruebas realizadas por la primera organización. La unidad requería algunas reparaciones y la sustitución por desgaste de algunos elementos así como la posible actualización (opcional) por modificaciones del fabricante de la propia FCU.

En cualquier caso no se pudo evidenciar ningún factor ni causal ni contribuyente al fallo de motor producido en vuelo.

1.16.3.5 Informe de inspección del motor

El fabricante de la aeronave PC-6/B2-H2, PILATUS AIRCRAFT, Ltd., instalador del motor PCE-RB0104, realizó una inspección en detalle del motor con el desmontaje y ensayo de los principales componentes, con objeto de verificar el correcto funcionamiento de la turbina en su conjunto.

La investigación sobre el motor se basó en los siguientes hechos considerados por el fabricante:

[3] **Flame-out:** Extinción involuntaria de la llama en la cámara de combustión.

- El motor PCE-RB0104 sufrió probablemente un "*flame out*" durante el vuelo, es decir un apagado de llama de la turbina con causa raíz desconocida.

- Se realizó el procedimiento de reencendido en vuelo del motor, observando llamas en los colectores de escape. Según el testimonio del piloto no observó el indicador de temperatura entre turbinas mientras se realizaba dicho procedimiento.

- Dados estos hechos, se presupuso que el motor posiblemente había sufrido algún tipo de calentamiento.

- Se realizó un aterrizaje de emergencia tras el cual el piloto declaró haber parado el motor.

Basándose en estos hechos, dado que no se pudo confirmar que la ITT se hubiera excedido, se decidió enviar al laboratorio metalúrgico dos álabes de la turbina

Fotografía 10. Motor en bancada: a la derecha vista frontal y a la izquierda vista trasera

compresora para verificar su integridad estructural y la posible existencia de daños adicionales al motor, dado que un exceso de temperatura en la zona podía ser identificado con el análisis de los materiales en dicho laboratorio.

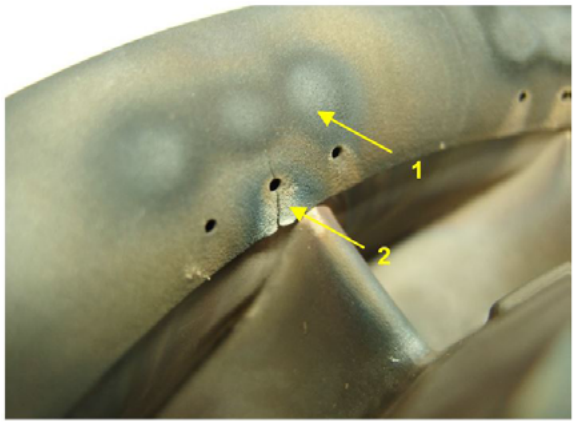
Se realizó un desmontaje de los principales elementos del motor de acuerdo al denominado "*light overhaul*" del fabricante.

Se limpiaron todas las piezas, se realizaron inspecciones visuales, verificación de medidas y ensayos no destructivos sobre algunas piezas seleccionadas.

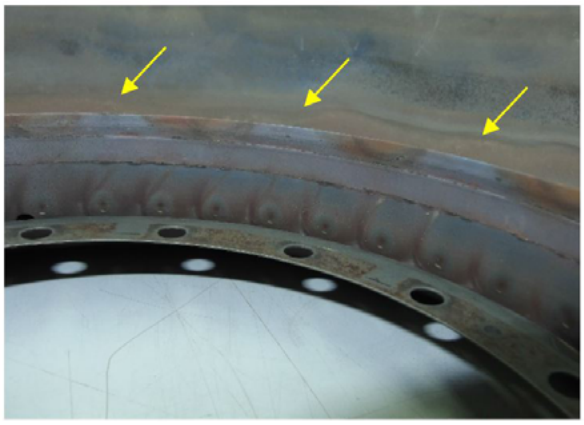
Los principales componentes revisados fueron los siguientes:

- Caja reductora

- Cámara de combustión: inspeccionada en su conjunto detectándose en particular en el anillo de álabes fijos de la turbina compresora (fotografía 11) que



Fotografía 10. Motor en bancada: a la derecha vista frontal y a la izquierda vista trasera



Fotografía 10. Motor en bancada: a la derecha vista frontal y a la izquierda vista trasera

la cubierta del alojamiento tenía los conductos pequeños de salida con daños estructurales y marcas de sobrecalentamiento en el material. En los conductos de salida grandes también se observó que el material había sufrido sobrecalentamiento (fotografía 12).

- Turbina compresora: dentro la inspección general, por la sospecha de haber sufrido altas temperaturas, se tomaron como muestra algunos álabes a los que se les realizó un análisis metalúrgico.
- Cubierta del anillo entre turbinas: se identificó un desgaste que la hacía estar fuera de tolerancia.
- Turbina de potencia: se comprobó su estado, en particular del disco/junta del estator
- Sistema de escape: revisión de los conductos de escape
- Sistema de la caja de engranajes: comprobación de la caja de accesorios
- Conjuntos de accesorios de control y combustible
- Comprobación de la FCU
- Comprobación del sistema encendido
- Conjunto de hélice: revisión de los acoplamientos de inversión de la hélice
- Sistema de temperatura interturbina: comprobación de los sensores y termopares
- Regulador de la hélice: comprobación
- Regulador de sobrevelocidad: comprobación

1.16.3.6 Procedimientos de emergencia

Procedimiento "Fallo de motor" en vuelo

Dentro de los procedimientos de emergencia incluidos en el manual de vuelo de la aeronave, el correspondiente al caso en el que se identifique un fallo de motor en vuelo, establece la siguiente actuación:

1	Control IDLE/CUT-OFF	CUT-OFF
2	Mando de hélice	FEATHER
3	Palanca de potencia	Retrasar hasta detención
4	Bomba Booster	OFF
5	Válvula del sistema de combustible	CLOSE
6	Generator	OFF
7	Potencia eléctrica	SWITCH OFF todos los equipos no esenciales para mantener la duración de la batería.

El fabricante indica como aviso importante en el manual, que en caso de tener constancia de que el motor no está funcionando adecuadamente, no se intente re-arrancar.

Ante un fallo de motor en vuelo, el avión debe posicionarse para establecer la mejor velocidad de planeo posible que no debe ser inferior a 65 KIAS y aterrizar inmediatamente. No debe apagarse el motor a menos que se tenga claramente identificado que existe un mal funcionamiento por causas técnicas del motor.

Así mismo no se debe intentar re-arrancar el motor si el fallo de motor es la consecuencia de un problema técnico.

Adicionalmente se incluye cierta información y los procedimientos de emergencia correspondientes al arranque del aire y al re-encendido inmediato, por considerarse de interés para el análisis de la operación del piloto.

Arranque del Aire "AIR START" y fenómeno "*FLAME-OUT*"

Este arranque debe realizarse tras producirse un apagado de la llama de motor o fenómeno denominado "*flame-out*", el cual se evidencia con una caída de la ITT, de la presión de torquímetro, y de las RPM, Ng[4] y Np[5].

[4] **Ng:** RPM de turbina "Gas generator speed".

[5] **Np:** RPM de hélice "Propeller RPM"

Normalmente los síntomas de un "*flame-out*" son los mismos que los de un fallo de motor. Si las causas se deben a factores transitorios de la operación y las condiciones de altura y velocidad lo permiten, se puede realizar un arranque en vuelo con éxito.

Los principales factores que influyen en que se produzca un "*flame-out*" son generalmente:

- Aceleración rápida del motor en la que una mezcla aire/combustible excesivamente rica hace que la temperatura del combustible caiga por debajo de la temperatura de combustión.
- Insuficiente flujo de aire para mantener la combustión.
- Una mezcla aire/combustible pobre puede también producir la extinción de la llama, como ocurre por ejemplo durante un descenso con bajas velocidades de motor (palanca de potencia atrás) al desacelerar el motor.
- La falta de oxígeno a grandes alturas.
- La falta de combustible.
- La baja presión de combustible y bajas velocidades, normalmente asociadas con el vuelo a gran altura.
- Las temperaturas muy bajas.
- Los fallos mecánicos en el motor, como pérdidas de compresión.
- La ingestión de grandes cantidades de agua (como podría ocurrir en caso de lluvia muy fuerte).
- Los daños producidos por la presencia de elementos ajenos en el motor como aves, granizo, etc.

Cuando se produce este fenómeno, debe reiniciarse el encendido tan pronto como sea posible ya que para que sea satisfactorio debe realizarse con Ng superior al 50%.

Si las condiciones lo permiten y se procede al reencendido, se puede producir el denominado arranque húmedo o "*wet start*", en este caso el arranque se produce con un exceso de combustible en el motor, es decir, "ahogado" o inundado de combustible, pudiendo generar llamaradas en los escapes por inflamación de dicho exceso de combustible. Suele identificarse este efecto con un aumento en la EGT [6]y las RPM.

La técnica para el arranque del aire es iniciar el procedimiento de reencendido inmediatamente tras ocurrir el apagado de la llama, asumiendo que este no se ha producido por un mal funcionamiento del motor y que la altura del avión no permite utilizar los procedimientos de reencendido normales.

[6] **EGT:** Temperatura de los gases de escape (Exhaust gas temperature)

Si ocurre un "*flame-out*" a alta velocidad/altura, para poder hacer el reencendido del motor, hará falta reducir la velocidad y la altura.

El procedimiento es el siguiente:

1	Palanca de potencia	Retrasar hasta detención
2	Interruptor STARTER	ON
3	Interruptor IGNITION	ON
4	Palanca control IDLE	LOW-IDLE
5	Indicadores ITT/Ng/Np/Fuel Flow	Monitorizar
6	Indicador presión de aceite	Mínimo 40 psi
Cuando el motor está estabilizado en LOW-IDLE		
7	Interruptor STARTER	OFF
8	Interruptor IGNITION	OFF
9	Palanca control IDLE	HIGH-IDLE
10	Palanca de potencia	Según se requiera
11	Aterrizar tan pronto sea posible	

Si no se consigue el reencendido, entonces la hélice debe abanderarse llevando la palanca de control IDLE/CUT-OFF a la posición CUT-OFF. Una vez que el suministro de combustible se ha restablecido o se ha eliminado el agente inestable que afectaba a la operación, entonces el motor puede ser re-arrancado según el procedimiento de "AIRSTART".

El procedimiento de emergencia alerta específicamente indicando que no debe intentarse un reencendido si el tacómetro Ng indica un valor cero de RPM.

Existen limitaciones en los intentos de arranque según el manual de vuelo de la aeronave. Los intentos de arranque deben espaciarse al menos 30 segundos para permitir el drenado de combustible antes de realizar el siguiente intento. Despues de 3 intentos se debe esperar al menos 30 minutos antes de volver a intentarlo.

Como se ha comentado anteriormente, en el procedimiento de emergencia se alerta de no intentar re-arrancar el motor si el fallo del mismo es resultado de un problema técnico.

<u>Limitaciones en la operación de la palanca de potencia</u>

Posicionar la palanca de potencia por debajo del tope IDLE durante el vuelo, está totalmente prohibido. Dicha posición puede llevar a la pérdida de control de la

aeronave o puede resultar en una condición del motor en "OVERSPEED"[7], con la consecuente pérdida de potencia del mismo.

1.17. Informe sobre organización y gestión

No es de aplicación.

1.18. Información adicional

No es de aplicación.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

No es de aplicación.

[7] **Overspeed:** Máxima sobrevelocidad de la turbina de potencia

2. ANÁLISIS

2.1. Análisis de la situación meteorológica

Las condiciones meteorológicas existentes en el área del aeródromo de Empuriabrava, en el entorno horario en el que se produjo el suceso (11:30 hora local), fueron unas condiciones aptas para el vuelo, sin constatarse ningún fenómeno meteorológico significativo que hubiera podido contribuir al accidente.

2.2. Análisis de los restos de la aeronave

Los daños identificados en la aeronave son coherentes con el impacto de la aeronave contra el terreno según las circunstancias descritas en la declaración del piloto.

No se produjo dispersión de restos, dado que la aeronave se precipitó contra el terreno tras impactar el tren de aterrizaje contra el canal, doblándolo hacia atrás y cayendo súbitamente en el terreno, ya sin velocidad.

Las erosiones y daños en la parte inferior del fuselaje fueron producidos por el arrastre de la aeronave contra el terreno hasta su detención, es decir durante aproximadamente 18 m que era la distancia existente desde el primer contacto del tren de aterrizaje con el canal, hasta el punto donde quedó detenida.

Las deformaciones producidas en las palas de la hélice son indicativas de que el motor estaba proporcionando potencia en el momento del impacto. La posición de las palas se constató que estaba en paso fino, por tanto no estaba abanderada como creía el piloto en su declaración.

Los daños en las alas también eran coherentes con el impacto con la vegetación del terreno, arbustos y pequeños arboles situados a la izquierda en el sentido de avance del avión.

Cabe concluir que los daños producidos en la aeronave eran coherentes con la descripción de lo sucedido por parte del piloto durante el aterrizaje de emergencia, no aportando ningún elemento determinante o al menos esclarecedor de las causas que ocasionaron el accidente.

2.3. Análisis del vuelo

Se considera que el análisis del vuelo interesante para la investigación del accidente es desde el momento en el que el piloto quiere salir del modo Beta de operación hasta el momento de la completa detención de la aeronave.

Hasta ese momento de inicio, el vuelo se desarrolló con normalidad sin que sea por tanto de interés para esclarecer lo ocurrido.

Cabe puntualizar que el vuelo del accidente era el segundo vuelo del día realizado por el piloto con la misma aeronave y la misma operación de lanzamiento de paracaidistas, con una diferencia entre ambos vuelos de 20 minutos, durante los cuales se procedió a repostar combustible. Así mismo hay que destacar que hasta el momento no se había detectado ningún problema ni de motor ni de ningún otro tipo, en ninguno de los vuelos precedentes al suceso, ni en el mismo día ni en los días precedentes; ni por el piloto del suceso ni por otros que operaban la misma aeronave. La práctica del lanzamiento de paracaidistas exige unas condiciones óptimas del mantenimiento de la aeronave y de experiencia del piloto dada la gran frecuencia de los vuelos que se realizan en época de saltos, como se pudo constatar en el libro de la aeronave, la cartilla del motor y el libro del piloto.

El piloto era un piloto experto con formación adecuada al tipo de operación que realizaba el día del suceso y habituado en particular a la aeronave que pilotaba. Por lo tanto cabe presuponer su amplio conocimiento sobre la misma.

El piloto presumiblemente se encontraba en perfectas condiciones para el vuelo y probablemente como efecto posterior al accidente, no recordaba ningún parámetro de motor, lo que hace suponer que no estaba realmente monitorizando dichos valores con plena atención, probablemente por un exceso de confianza en la aeronave y en su operación, dada la frecuencia con que realizaba este tipo de vuelos.

Al iniciar el tramo base del circuito con su salida del modo Beta y dar potencia para estabilizar el descenso e intentar continuar con el circuito fue cuando se produjo la falta de respuesta del motor. Ante este hecho la reacción del piloto fue aplicar más potencia aunque sin éxito, conectando la bomba BOOSTER, actuación errónea según el procedimiento de emergencia por fallo de motor. Lo que hace inferir que el piloto no identificó realmente lo que estaba ocurriendo.

Se encontraba a 1500 ft y a una velocidad de 80 kts disminuyendo rápidamente. Según el procedimiento de emergencia en caso de fallo de motor en vuelo, debió llevar la palanca IDLE/CUT OFF a CUT OFF, la palanca de hélice a la posición FEATHER, la BOOSTER en OFF, cerrar el paso de combustible y el generador en posición OFF, por lo que este procedimiento fue ejecutado incorrectamente.

El paso de combustible estuvo en todo momento abierto (palanca IDLE/CUT OFF) y la palanca de control de la hélice hacia adelante, es decir, en el tope de paso fino, como de hecho se encontró la hélice tras el impacto.

En conclusión, en esta fase del intento de recuperación de la parada de motor, el piloto no monitorizó los parámetros imprescindibles para identificar el correcto o no funcionamiento del motor, mantuvo la BOOSTER conectada, la palanca de hélice en "ON", la palanca de potencia supuestamente en baja potencia, y el paso de combustible abierto.

Cuando se produjo la parada del motor y las llamaradas en los escapes, podría haber identificado lo ocurrido si hubiera comprobado los parámetros de motor especialmente la ITT y Ng, dado que por ejemplo en el caso del "*flame-out*" se produce una pérdida de potencia recuperable, si la altura y la velocidad lo permite, iniciando el procedimiento de emergencia de "AIR START" y el de reencendido inmediato.

Ninguna de estas actuaciones fue realizada, no identificando la situación.

2.4. Análisis de la actuación del motor

Analizados los ensayos realizados y las inspecciones hechas conjuntamente con el personal técnico de soporte, se concluye que ni el motor ni la FCU tienen defectos determinantes que hayan podido causar una pérdida de potencia ni una parada del motor.

Por otro lado se valora que la variación en los parámetros de motor que aparecen reseñados en los informes técnicos, son variaciones habituales y normales que generalmente se encuentran en los motores PT6 operados y mantenidos de acuerdo a las recomendaciones del fabricante.

Así mismo se puede concluir de la inspección y desmontaje del motor que el mantenimiento y la operación recibidos eran adecuados de acuerdo con las limitaciones y recomendaciones del fabricante.

No obstante se evidenciaron que algunos elementos del módulo de la sección "caliente" de motor, mostraban signos de haber estado sometidos a una temperatura de funcionamiento del motor relativamente alta, aunque en cualquier caso no contribuyente a una pérdida de potencia o parada del motor, pero que podrían ser coherentes con un sobrecalentamiento producido por una operación de reencendido en vuelo tras un "*flame out*" y las llamaradas producidas en los escapes que refirió el piloto en su declaración.

El último elemento sustituido en el motor en una actuación de mantenimiento, la bomba de baja presión del combustible que fue sustituida por la original revisada, presumiblemente se encontraba en buenas condiciones tras evaluar las actuaciones

según el CRS y el FAA Form 8130 de la misma. La inspección confirmó su funcionalidad así como la de otros elementos importantes como la FCU, el encendido, etc.

Considerando que según el piloto la pérdida de potencia se produjo cuando aumentó potencia para nivelar el avión y virar, se considera que pudo producirse un "flame-out", dado que se había producido un descenso rápido con la palanca de potencia atrás de forma continuada, por debajo de la posición IDLE (limitación de operación establecida en el manual de vuelo del avión) y al producirse una mezcla aire/combustible pobre con gran probabilidad se provocó el apagado de la llama. De hecho el propio fabricante de la aeronave considera como hecho de partida que efectivamente se produjo este fenómeno.

Lo que parece evidenciarse es que tras detectar la pérdida de potencia, el piloto no identificó las posibles causas, no observando los parámetros de motor del panel de instrumentación, y aplicando potencia de forma continuada, manteniendo adelantada al máximo la palanca de potencia.

Cuando intentó el reencendido se produjeron las llamaradas en el escape. Cabe pensar que se produjeron por un arranque con exceso de combustible en el motor, posiblemente estaba inundado de combustible lo que pudo ahogar el motor y provocar las llamaradas que vio el piloto y que se extinguieron rápidamente, cuando el exceso fue quemado y con la secuencia de arranque iniciado, el motor entró en funcionamiento.

Si se hubiera dispuesto de algún parámetro de motor como referencia en el momento de lo sucedido podría confirmarse este fenómeno, pero el piloto no monitorizó los indicadores.

No obstante, la inspección del motor y sus pruebas posteriores confirman que no hubo un fallo mecánico del mismo ni una falta de combustible en ningún momento, de hecho los diversos elementos del motor tenían todos presencia de combustible donde correspondía.

Cuando se produce una parada de motor, de forma automática la hélice se abandera. El hecho es que el impacto se produce con la hélice en paso fino, no abanderada. Además si se hubiera abanderado probablemente el avión hubiera planeado hasta el encuentro contra el terreno, lo que no ocurrió.

Todo ello hace suponer que efectivamente la aeronave llegó al suelo con el motor en funcionamiento, no parado, con lo que se habría producido un reencendido en vuelo pero a muy escasa altura, por debajo de los 1500 ft y con una velocidad

inferior a 80 kts, lo que impedía un aterrizaje en la pista del aeródromo a la que probablemente hubiera llegado sin problema dada la cercanía, si el piloto hubiera identificado el problema a tiempo.

De todo lo anterior se descarta que el motor haya fallado por un problema técnico y se considera que la posible parada de motor se produjo por un "*flame-out*" debido a las condiciones de operación ejecutadas durante el descenso de la aeronave y no identificado por el piloto.

3. CONCLUSIONES

3.1. Constataciones

- El piloto tenía la licencia y el certificado médico en vigor.
- La finalidad del vuelo era permanecer en las proximidades del aeródromo para practicar tomas y despegues.
- Despegaron con una masa por encima de la máxima autorizada al despegue de 450 kg.
- En ninguna de las tres aproximaciones realizó un circuito estándar alrededor del aeródromo.
- En ninguna de las tres maniobras la aeronave llegó a tocar la pista y rodar por ella.
- El accidente se produjo durante la cuarta maniobra de despegue.
- La última toma la realizó con mayor pendiente que las anteriores y cuando estuvo en el momento más bajo de la carrera se encontraba casi en la mitad de la pista.
- Durante el último despegue se desvió a la izquierda de la pista, luego viró a la derecha, centrándose sobre el eje por unos instantes y después se desvió otra vez a la izquierda.
- En el último viraje la aeronave entró en pérdida.
- Impactó contra la base de un árbol, cayendo desde baja altura con la aeronave en posición vertical.
- No hubo incendio.
- Los ocupantes fallecieron en el impacto.
- Tanto el estudio del motor como el estado de las palas de la hélice, indicaban que llegó hasta el suelo con el motor parado y que previamente, en los últimos momentos del vuelo estuvo al ralentí.

- El análisis del motor indicó que tenía un tercio del aceite que debería haber llevado y que en el momento del impacto no albergaba combustible en el interior de los carburadores.

3.2. Causas/factores contribuyentes

La investigación del suceso ha puesto de manifiesto como causa del accidente, la realización de un aterrizaje de emergencia fuera de pista en las inmediaciones del aeródromo, tras la imposibilidad de recuperar una parada de motor a baja altura.

La investigación ha concluido que ni el motor ni la aeronave presentaban ningún problema técnico que pudiera haber provocado una parada de motor, por lo que ésta pudo producirse por un "*flame-out*" en la cámara de combustión, provocado por un descenso rápido efectuado de forma inadecuada.

Se consideran factores contribuyentes al accidente, la incorrecta ejecución de los procedimientos de emergencia en caso de fallo de motor, de arranque y reencendido en vuelo.

4. RECOMENDACIONES

No se realiza ninguna recomendación de seguridad operacional.