

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 13 de enero de 2008; 11:25 h local¹
Lugar	1 km al oeste de la localidad de Abay, próxima a Jaca (Huesca)

AERONAVE

Matrícula	G-BYIC
Tipo y modelo	CESSNA TU206G
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	TELEDYNE CONTINENTAL MOTORS TSIO 520 M7
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	56 años
Licencia	PPL(A)
Total horas de vuelo	1.400 h
Horas de vuelo en el tipo	1.000 h
Horas de vuelo en últ. 24 h	2 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros		2	3
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Crucero

INFORME

Fecha de aprobación	26 de enero de 2011
---------------------	----------------------------

¹ Todas las referencias horarias indicadas en este informe se realizan en la hora local, salvo que se especifique expresamente lo contrario. Para obtener la hora UTC es necesario sustraer 2 horas a la hora local.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 13 enero de 2008, estaba previsto que la aeronave, CESSNA TU 206G, matrícula G-BYIC, realizara entre 4 y 6 vuelos de lanzamiento de paracaidistas partiendo del aeródromo de Santa Cilia (Huesca).

Durante el segundo vuelo del día, que despegó a las 11:04 h después de que la aeronave llevara en vuelo unos 12 minutos, el piloto y el resto de personas que iban a bordo (3 instructores de paracaidismo y 2 pasajeros, que iban a realizar un salto en tándem) oyeron un ruido muy fuerte y observaron como el parabrisas de la aeronave se llenaba de aceite. Inmediatamente, la potencia del motor comenzó a disminuir hasta que se paró. El piloto de la aeronave notificó por radio al aeródromo de Santa Cilia el fallo de motor e informó que iba solicitar a los paracaidistas que saltaran dado que tendría que realizar un aterrizaje de emergencia porque no disponía de tiempo para volver al aeródromo.

Cuando se produjo el fallo de motor la aeronave se encontraba a 2.500 ft sobre el punto de despegue, situado éste a 2.250 ft MSL («Mean Sea Level»), y al oeste de la población de Jaca. Una vez que los paracaidistas saltaron de la aeronave el piloto notificó por radio que ya la habían abandonado.



Figura 1. Posición final de la aeronave

La aeronave aterrizó al oeste de Abay, localidad muy próxima a Jaca. Se trataba de un área embarrada y se desprendió el tren de morro durante el aterrizaje quedando la aeronave apoyada en las palas de la hélice, el capot inferior del motor y el tren principal. Las coordenadas donde se detuvo la aeronave son 42°34'18.6"N/000°37'14.16"W.

Fue localizada, por los servicios de emergencia, unos 15 minutos después del accidente. El piloto y tres de los pasajeros (un instructor que llevaba cámara de vídeo y los componentes de un tándem) resultaron ilesos. Los componentes del otro tándem, cayeron sobre un terreno abrupto y con rocas y sufrieron lesiones graves.

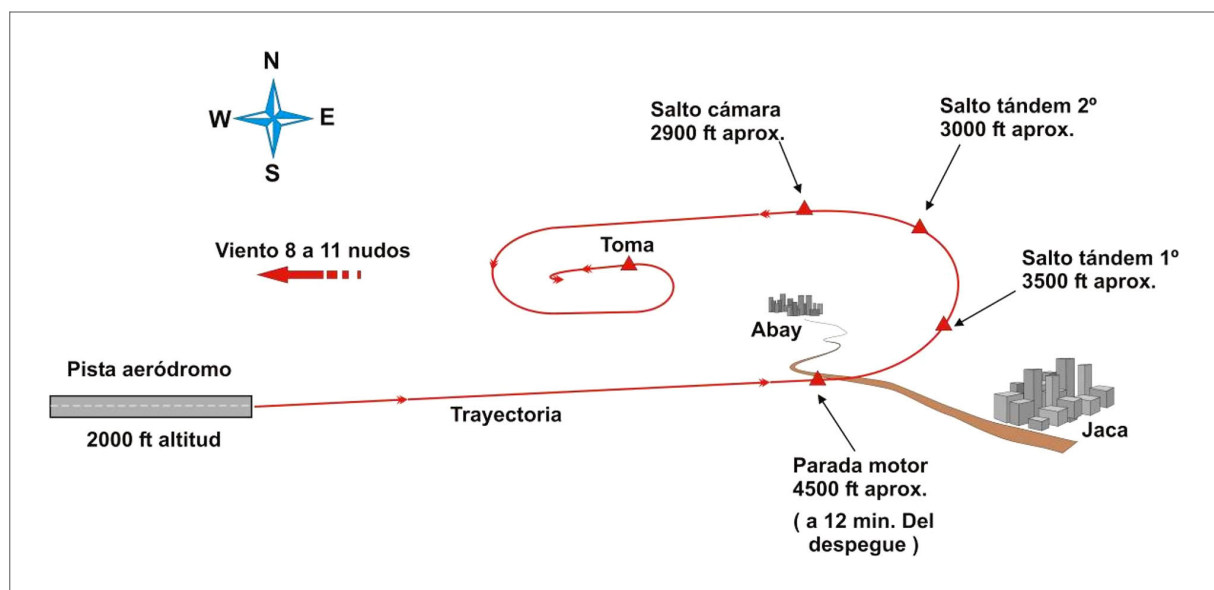


Figura 2. Trayectoria seguida por la aeronave (no a escala)

1.2. Información sobre el personal

El piloto, de nacionalidad francesa, tenía licencia de piloto privado con habilitaciones en monomotores terrestres (válida hasta 31 enero 2009) y Pilatus PC6 (válida hasta 31 julio 2008). El reconocimiento médico, clase 2, fue realizado en septiembre de 2007 y tenía una validez de 12 meses.

El piloto tenía una experiencia total en vuelo de 1.600 h y más de 1.000 h en el tipo de aeronave. Habitualmente realizaba vuelos de lanzamiento de paracaidistas sin remuneración alguna.

Los días anteriores al del accidente, había realizado un vuelo de traslado con la aeronave accidentada. La aeronave que habitualmente se utilizaba para esta actividad se encontraba en revisión de mantenimiento por lo que el propietario de la misma ofreció al aeroclub de paracaidismo la posibilidad de utilizar la aeronave G-BYIC, que era del

mismo modelo, CESSNA TU206G. Esta aeronave llegó al aeródromo de Santa Cilia el día anterior al vuelo, procedente del aeródromo de Ampuria Brava (Girona), donde había pernoctado en su viaje de traslado desde Saint Galmier (Francia), con escalas en Avignon Pujaut y Lesignant, también en Francia. Según informó el piloto, el vuelo de traslado se realizó sin ninguna incidencia.

1.3. Información sobre la aeronave

La aeronave, una CESSNA TU206G «Turbo Stationair», tenía un certificado de aeronavegabilidad válido y en vigor y un total de 3.419:32 h de vuelo.

El sistema de potencia de la aeronave lo constituía el motor TELEDYNE Continental Motors, TSIO 520M7B, S/N 825657. Se trata de un motor alternativo con 6 cilindros, con sistema de inyección de combustible y turbocompresor. El motor accionaba una hélice Hartzell PHC-J34F-1RF.

El motor se había instalado en la aeronave el 13 de febrero de 2004 con 0 horas de vuelo y cuando la aeronave contaba con 2.762:30 h de vuelo. El motor tenía 657 h cuando ocurrió el accidente.

1.3.1. Sistema de lubricación del motor

A continuación se muestra esquemáticamente el funcionamiento del sistema de lubricación del motor (figura 3).

La bomba de aceite (2, fig. 3), que es de engranajes y movida por el motor, aspira el aceite de la parte más baja del cárter (1, fig. 3) y lo hace pasar a través del filtro (3, fig. 3), situado en la propia caja de la bomba. Esta caja incorpora, además, la válvula «by-pass» del filtro, que se sirve como camino alternativo cuando el filtro está bloqueado, y la válvula de alivio (4, fig. 3), que se abre para disminuir la presión a la entrada a la bomba a partir de un valor de presión pre-ajustado.

Como se ve en la figura, desde la salida de la caja de la bomba, el aceite es dirigido a la galería de aceite derecha, mecanizada en el semicárter derecho, desde la que, a través de conductos individuales mecanizados, engrasa a los taqués y sus guías (5, fig. 3) del lado derecho del motor y a todos los mecanismos de ese lado, como el motor de arranque y los accesorios hidráulicos.

Al final de la galería derecha, el aceite llega a la válvula de control de temperatura (6, fig. 3), que dependiendo de la temperatura del aceite hace que éste pase a través del radiador de aceite (7, fig. 3). Una vez enfriado en el radiador, el aceite se dirige al lado izquierdo del motor para continuar la lubricación.

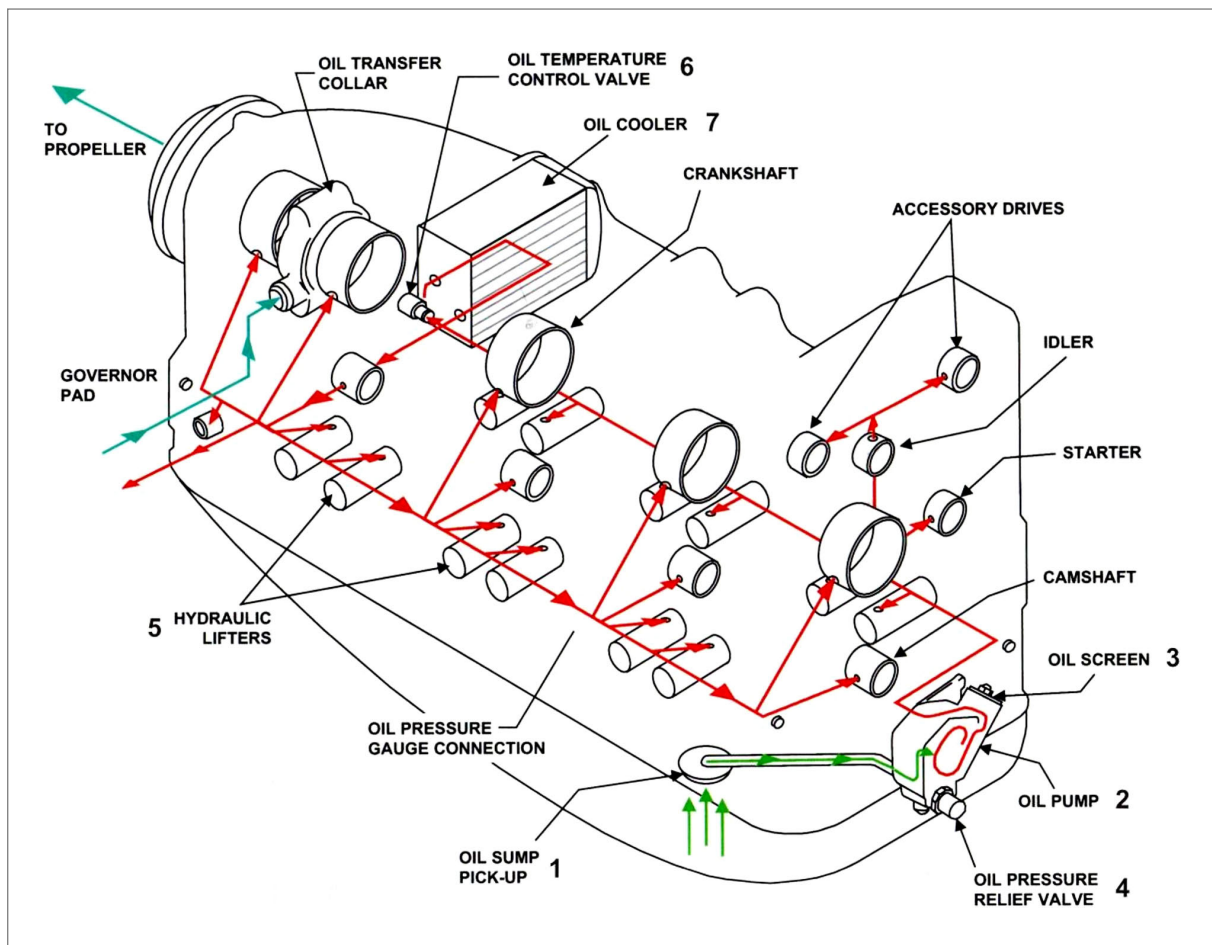


Figura 3. Esquema del sistema de lubricación del motor

En el lado izquierdo, el aceite engrasa el soporte delantero del árbol de levas y entra en la galería izquierda, similar a la derecha y mecanizada en el semicárter izquierdo. Desde esta galería y al igual que en el lado derecho, el aceite engrasa los taqués del lado izquierdo y sus correspondientes guías a través de conductos individuales mecanizados en la carcasa.

Desde cada taqué y por conductos en los empujadores y orificios en los balancines, se transfiere aceite a la correspondiente caja en la cabeza de cada cilindro, para engrase de los balancines, cuerpos y guías de válvulas y demás elementos en dichas cabezas (muelles, retenes...).

El aceite se lleva a través de conductos mecanizados en el interior del cárter, a los soportes del cigüeñal para engrase de sus casquillos. Tras engrasarlos, el aceite sale a presión por el orificio superior de los soportes a través de unas pequeñas toberas que lo pulverizan e impulsan a presión sobre la parte inferior de las camisas y pistones de los cilindros, lubricándolos y enfriándolos. De aquí, el aceite cae a la parte inferior del «cárter» donde vuelve a ser aspirado por la bomba y repite el ciclo.

1.3.2. *Historial y mantenimiento realizado al motor*

El motor, instalado con 0 horas en la aeronave, había sido remanufacturado por TELEDYNE CONTINENTAL MOTORS en marzo de 2003 e instalado en la aeronave en febrero de 2004.

La aeronave con matrícula inglesa seguía un programa de mantenimiento para aeronaves ligeras (menos de 2.730 kg de peso máximo al despegue), con motores alternativos, aprobado por la CAA, CAP 766. Dentro de dicho programa se incluían tareas que se referían al motor de la aeronave.

Dentro del programa de mantenimiento se recogían las revisiones siguientes:

1. Revisión pre-vuelo, de acuerdo con el manual de vuelo de la aeronave.
2. Revisión A, antes de cada vuelo en la que se incluía dentro de las tareas que se referían al motor, la revisión del nivel de aceite, ajuste de tapones, revisión de filtros de aire y posibles fugas o signos de sobrecalentamiento en el motor.
3. Revisión de 50 horas o cada 6 meses (lo que antes se produzca). Las tareas se referían a la instalación del motor, sistema de inducción y escape, lubricación del motor con cambio de aceite, revisión del filtro de aceite y revisión de bujías.
4. Revisión de 150 horas. Incluye las tareas referidas al motor de la revisión de 50 horas y además la comprobación de los elementos de la instalación, operación de las válvulas, compresión de cilindros, revisión del sistemas de inducción, revisión del sistema de ignición, sistema de escape y turbocompresor, sistema de lubricación (tanque, radiadores, líneas...).
5. Revisión anual. Incluye todos los puntos de las revisiones de 50 y 150 horas y algunas específicas que se realizan anualmente como por ejemplo la comprobación de la batería de baliza de emergencia.

Según el libro del motor (Engine Logbook, CAP 399) se realizaron las inspecciones al motor de acuerdo con el programa de mantenimiento. Además se completaron tareas no programadas como:

- Reparación del motor entre el 15 de noviembre y el 14 de diciembre de 2004. Se inspeccionó el sistema de combustible tras identificar contaminación en el combustible.
- Reparación del motor el 5 y 6 de septiembre de 2005. Se realizó un control de contaminación de combustible.
- Sustitución del cilindro número 2 cuando el motor tenía 397 h, el 19 de diciembre de 2005.
- Comprobación de una pérdida de aceite, el 9 de junio de 2006.
- Reparación del motor el 13 de diciembre de 2006 con 507 h de motor. Se sustituyeron 2 cilindros (5 y 4). El taller informó que se había realizado la inspección porque el operador informó de que el motor sufría sobrecalentamiento.
- Comprobación de pérdida de aceite y del controlador de paso de la hélice, en abril de 2007.

- Sustitución del sensor de temperatura de la cabeza del cilindro y revisión anual con 577 h del motor, el 29 de junio de 2007.

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

La aeronave aterrizó en una zona embarrada, con algunas lomas, desniveles y rocas, al oeste de Abay, localidad a menos de 1 km de Jaca (Huesca).

El aterrizaje se realizó en la dirección Este-Oeste y el recorrido de la aeronave en tierra fue de 177 m. Terminó con un giro a la derecha de casi 180°.

En la inspección del lugar del accidente, se comprobó que durante la carrera de aterrizaje se rompió el tren de morro, a los 113 m, y a continuación impactaron con el terreno dos palas de la hélice.



Figura 4. Pieza de biela y bulón hallados en el recorrido de aterrizaje

La aeronave continuó su trayectoria, apoyada en dichas palas, en el tren principal y en el capó inferior del motor. A los 145 m desde el inicio de la carrera de aterrizaje se observaron marcas que indicaban que la aeronave tocó en el suelo con la punta del plano izquierdo, rompiéndose el borde de ataque.

A los 154 m se encontró (figura 4), parte de una biela del motor y, unos 8 metros después, el bulón de unión del pistón con la biela. Ambos elementos correspondían al cilindro n.º 4.

El trozo de biela estaba roto por los brazos del yunque en su unión al cuerpo de biela y no tenía la parte correspondiente a la cabeza y sombrerete de biela. Además, estaba deformado por golpes que tuvieron que producirse contra el cigüeñal antes de ser expulsada del motor.

El bulón mostraba golpes en sus puntas, también producidos antes de salir del motor y en la parte central.

La aeronave no presentaba, exteriormente, daños estructurales importantes y sólo eran visibles los producidos en la parte inferior del fuselaje, en la punta de ala izquierda, los daños en las palas de la hélice y en la rotura del tren de morro. En la zona del motor, se detectó pérdida de aceite por los capots superior e inferior y se comprobó que presentaba un agujero, de unos 10 x 10 cm, en la parte superior del cárter izquierdo, en la zona del cilindro n.º 4 por el que se había tenido que producir la salida del trozo de biela y el bulón, antes indicados.

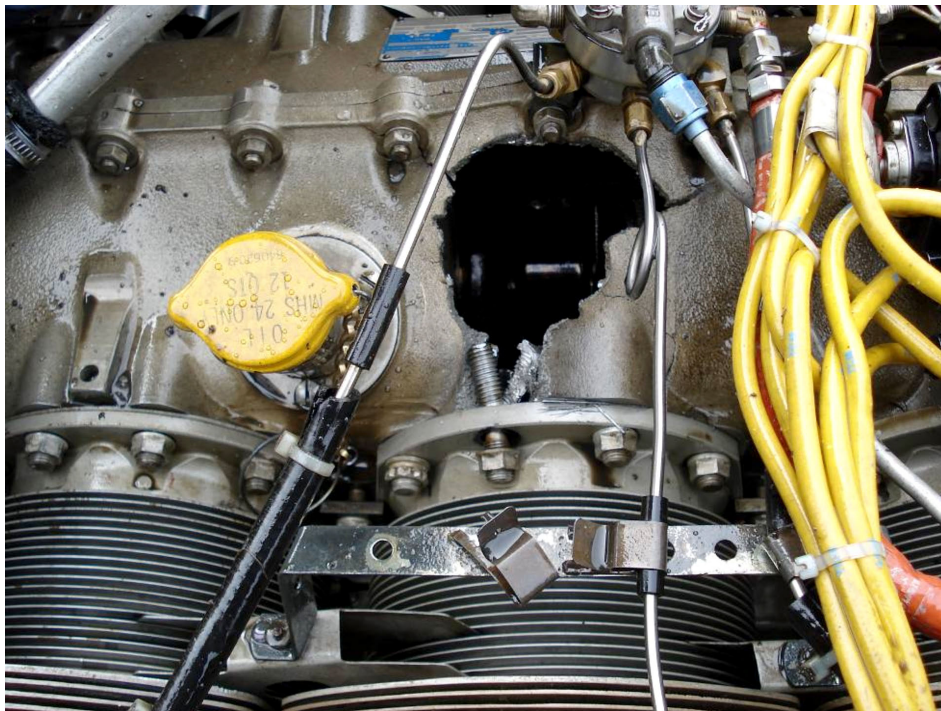


Figura 5. Daños en el cárter izquierdo del motor

El giro del motor no era fácil, aunque posible. Se comprobó que había combustible suficiente en los depósitos y que no había signos de agua ni suciedad.

Se drenó el aceite del motor y se obtuvieron 8.5 litros (máxima capacidad 11 litros).

1.5. Inspección del motor de la aeronave

Se realizó el desmontaje completo del motor con participación de un representante del fabricante del motor. Estudiando la imprimación de cromato de zinc en la zona metálica fija de los deflectores o «buffers» (difusores metálicos y de goma dispuestos en la góndola de motor para dirigir el aire y obtener la mejor ventilación de los cilindros del motor) se observó que en la zona derecha del motor (cilindros 1, 3 y 5) había desaparecido por rozamiento, en cambio, este rozamiento no existía en la zona izquierda (cilindros 2, 4 y 6) en la que la imprimación no mostraba el mismo desgaste.

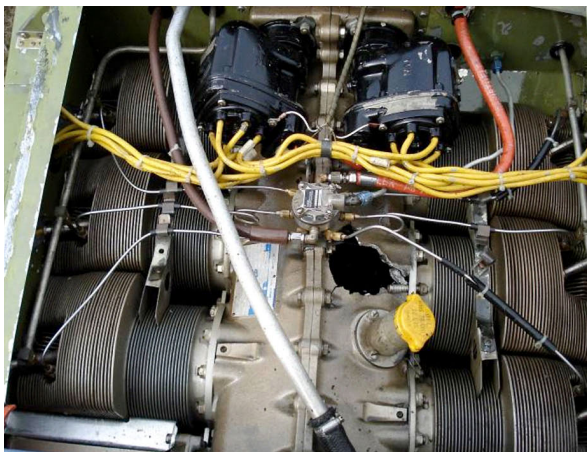


Figura 6. Señales que presentaba la imprimación de zinc debido a los deflectores

Los daños principales del motor se encontraban en el cilindro nº4 y el pistón de ese mismo cilindro. La biela y el bulón que une la biela con el pistón no estaban en el motor ya que habían salido del motor por el agujero que presentaba el cárter. Los bordes de la camisa de este cilindro estaban dañados y aunque presentaban signos de fricción, el pistón no estaba atascado. El pistón se había roto por la zona inferior de los segmentos. Se encontraron en el cárter partes de la cabeza de la biela y de los casquillos de la cabeza de la biela.

Tanto el cigüeñal como el árbol de levas mostraban diversos impactos. Aparecía un golpe especialmente fuerte en uno de los contrapesos del cigüeñal.



Figura 7. Pistón del cilindro n.º 4

Al realizar el desmontaje del cigüeñal se observó que los casquillos de apoyo del cigüeñal y los de las cabezas de las bielas habían sufrido una falta de lubricación como se ve en las figuras.

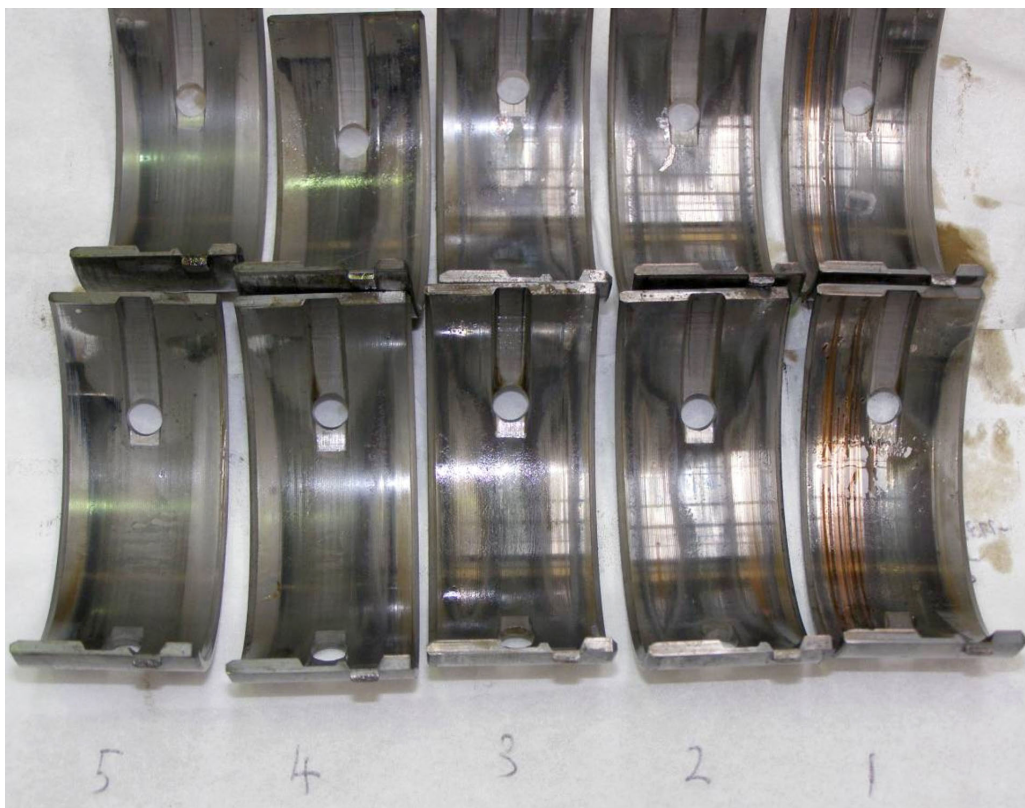


Figura 8. Casquillos de soportes del cigüeñal

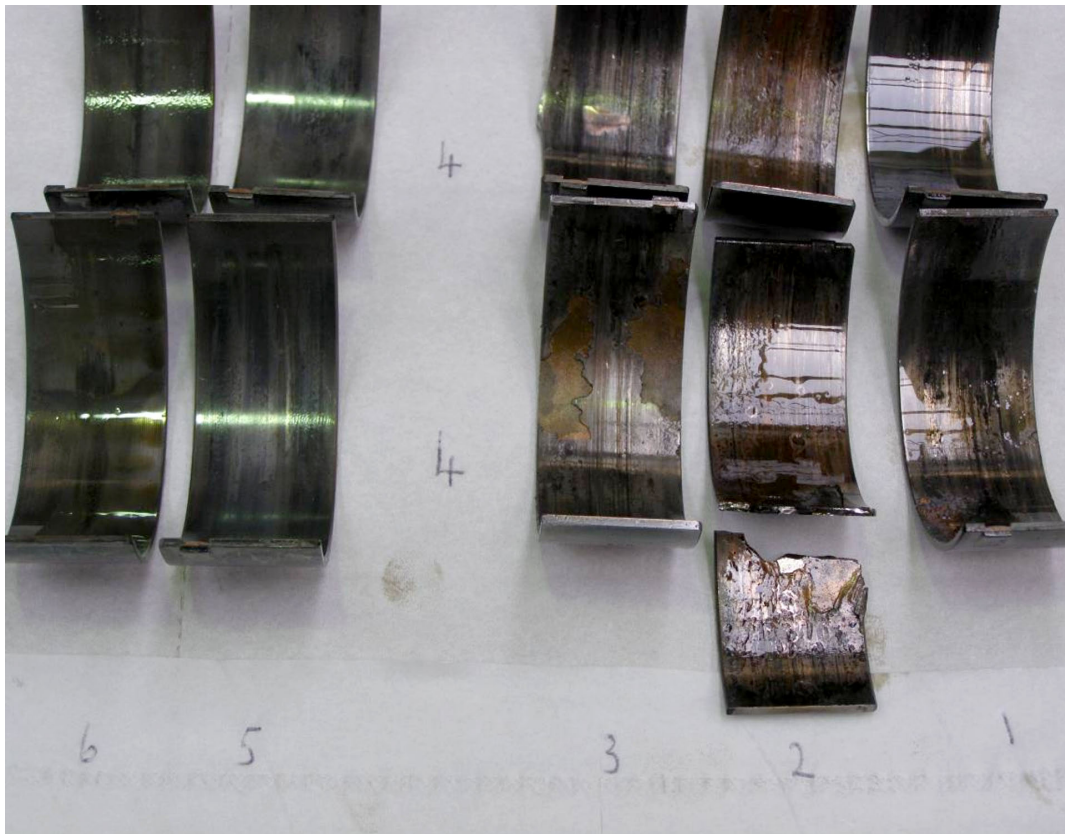


Figura 9. Casquillos de las cabezas de las bielas

No se encontró el casquillo de la cabeza de la biela n.º 4 aunque se recuperaron partes del casquillo en el cárter. El resto de casquillos de las cabezas de las bielas presentaban deformaciones y signos de rozamiento por falta de lubricación.

Después de realizar un primer desmontaje del motor, éste se envió a las instalaciones del fabricante para realizar una inspección con mayor profundidad y con objeto de establecer las razones que pudieron provocar la deficiente lubricación del motor.

Del examen que se realizó en las instalaciones del fabricante se concluyó que los daños que presentaban los casquillos de apoyo del cigüeñal y los casquillos de las cabezas de las bielas eran consistentes con una deficiente lubricación. Además se concluyó que:

- Las cámaras de balancines de la cabeza de los cilindros, que contienen, en cada cilindro, los balancines, parte de los empujadores de válvula y las guías de las mismas, tenían residuos de aceite. Estos residuos demostraban que había habido lubricación suficiente en cada cámara hasta la parada del motor, lo que era confirmado porque los daños en sus elementos eran, únicamente, los normales de su operación.
- El cigüeñal mostraba signos de insuficiente lubricación, pero se podía girar. Tenía estrías y daños mecánicos, en especial, en el contrapeso cercano a la conexión del cilindro n.º 4.

- Los pistones y las bielas estaban, en general, en buen estado con sus tornillos de unión de cabeza y sombrerete bien apretados. La biela del cilindro n.º 4, como se ha indicado, se había roto por los brazos del yugo en la parte de la cabeza y el correspondiente pistón por la zona de debajo de los segmentos.
- Los dos semicárteres, además del agujero de 10 x 10 cm en la zona del cilindro n.º 4, presentaban marcas de golpes y daños mecánicos en esa área, pero los soportes del cigüeñal estaban en buen estado, sin deformaciones y sin signos de movimiento o rotación de los casquillos en sus soportes. Las galerías y pasos de aceite, mecanizados en el cárter, estaban intactos y sin taponamiento alguno.
- También estaban en buen estado, los elementos y conductos de los demás sistemas incluyendo los de aceite y combustible.

Se realizó un estudio metalúrgico de la biela y el pistón del cilindro n.º 4 que concluyó que el material cumplía con los requisitos de resistencia definidos y las fracturas que presentaban evidenciaban que se habían producido por sobrecarga.

No se determinó la causa que pudo provocar la falta de lubricación del motor.

1.6. Información adicional

El piloto de la aeronave, que solía utilizarla normalmente, informó que la aeronave, desde que se realizó el cambio de motor, había operado con indicaciones de temperatura de aceite de motor por encima de la gama de operación normal.

Se realizaron, según informó, varias reparaciones y ajustes pero los problemas de alta temperatura del aceite persistieron.

Después de la reparación (se sustituyó el turbocompresor, se colocaron apropiadamente los bloques de absorción de vibraciones del motor, «silent blocks» y se reparó el radiador) que se realizó y en la que se sustituyeron de los cilindros 4 y 5, las indicaciones de alta temperatura desaparecieron y se continuó con una operación normal con la aeronave.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

2.1. Análisis del fallo del motor

En las inspecciones realizadas al motor se pudo comprobar que se había producido una rotura de la biela n.º 4 por la cabeza de la misma en la parte de unión con el cigüeñal. Se observaron impactos provocados por la biela en el cigüeñal, árbol de levas, el resto de cilindros y las propias paredes del cárter de motor.

El proceso de rotura se inició, probablemente, en la cabeza de la biela y a continuación se produjo la rotura del pistón del cilindro n.º 4, lo que permitió que la biela y el bulón

circularan por el interior del cárter impactando con los distintos elementos del motor y las propias paredes del cárter hasta que salieron por el agujero que se abrió en el cárter.

El estado de los casquillos de apoyo del cigüeñal y en especial los de las cabezas de las bielas que mostraban deformaciones, e incluso falta de material, indicaban que habían soportado temperaturas capaces de fundir el material, localmente. Estos signos ponen de manifiesto una falta de lubricación en esa zona.

Dado que el motor tenía aceite suficiente como se comprobó al drenar el aceite durante la inspección que se hizo en el lugar del accidente, la falta de lubricación pudo ser debida a que no había presión suficiente para que el aceite llegara a las zonas afectadas o que el aceite alcanzaba temperaturas por encima de las de operación normal.

En la inspección que se realizó en las instalaciones del fabricante se puso de manifiesto que el aceite alcanzaba la caja de los balancines de todos los cilindros hasta que se produjo la parada del motor por lo que no parece probable que la presión de aceite no fuera la suficiente.

Por otro lado, se ha identificado que los deflectores del motor («buffers»), que se correspondían a la zona izquierda del motor (cilindros 2, 4, 6), no ajustaban adecuadamente dado que la imprimación de zinc no se había desgastado como en el lado derecho, y por tanto, se producían fugas de aire que daban lugar a una ventilación inadecuada de los cilindros, especialmente del lado izquierdo.

Por último el cilindro n.º 4, se encuentra en la parte central izquierda del motor (entre el 2 y el 6) donde la temperatura debe ser más elevada que en los extremos. Según el esquema del sistema de lubricación el aceite recorre en primer lugar el lado derecho del cárter y cuando realiza el recorrido por el lado izquierdo es cuando se lubrica el cigüeñal y por lo tanto los casquillos de apoyo del cigüeñal y los de las cabezas de las bielas.

Por todo lo anterior, parece probable que el aceite circulara por el circuito de lubricación a una temperatura superior a la de operación normal y que a este hecho contribuyera la inadecuada ventilación de los cilindros del motor.

2.2. Causa

Se considera que el accidente ocurrió como consecuencia de un fallo de motor en vuelo lo que provocó que la aeronave tuviera que realizar un aterrizaje de emergencia.

El fallo del motor fue debido a la rotura de la cabeza de la biela n.º 4 por una deficiente lubricación de los casquillos de la cabeza de la biela lo que dio lugar a que sufriera un sobrecalentamiento y como consecuencia la biela fallara.

