

**RESUMEN DE DATOS**

**LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	<b>Lunes, 24 de junio de 2002; 12:20 horas</b>
Lugar	<b>Aeropuerto de Matacán (Salamanca)</b>

**AERONAVE**

Matrícula	<b>EC-COA</b>
Tipo y modelo	<b>BEECHCRAFT BARON B55</b>

**Motores**

Tipo y modelo	<b>TELEDYNE CONTINENTAL IO-470-L</b>
Número	<b>2</b>

**TRIPULACIÓN**

**Piloto al mando**

Edad	<b>28 años</b>
Licencia	<b>Piloto comercial de avión</b>
Total horas de vuelo	<b>1.150 horas</b>
Horas de vuelo en el tipo	

**LESIONES**

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			<b>2</b>
Pasajeros			
Otras personas			

**DAÑOS**

Aeronave	<b>Motor izquierdo</b>
Otros daños	<b>Ninguno</b>

**DATOS DEL VUELO**

Tipo de operación	<b>Aviación general – Instrucción – Doble mando</b>
Fase del vuelo	<b>En ruta</b>

## **1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS**

### **1.1. Reseña del vuelo**

El 24 de junio de 2002, alrededor de las 12:20 horas locales, la aeronave Beechcraft B55 Baron, que volaba en las inmediaciones del aeropuerto de Salamanca, regresó al campo al producirse un fallo en el motor izquierdo.

La aeronave había despegado de dicho aeropuerto con un instructor como piloto al mando y un alumno a bordo. El vuelo formaba parte de las prácticas de vuelo IFR contenidas en el curso de instrucción que se impartía.

Después de ascender a nivel de vuelo FL 080 y en vuelo recto y nivelado, según se manifestó en la descripción del suceso por el instructor, se configuró la aeronave para el inicio de las maniobras. Al ajustar las vueltas de la hélice aumentándolas hasta 2.500 rpm y antes de completar el ajuste, se percibió una vibración anormal, según la declaración del instructor. Los parámetros de temperatura y presión del motor resultaban correctos, pero las vueltas del motor izquierdo habían ascendido a 3.000 rpm.

A continuación, se procedió a reducir las vueltas del motor, pero al intentar hacerlo suavemente, las revoluciones cayeron bruscamente, con signos de pararse el motor. En el exterior, se observó como el aceite lubricante aparecía por el exterior del carenado y la presión de aceite cayó a cero. El piloto al mando decidió parar el motor afectado y asegurar el motor derecho que funcionaba normalmente.

La aeronave aterrizó sin ningún problema en el aeropuerto de Salamanca.

### **1.2. Lesiones a personas**

No se produjeron lesiones a la tripulación.

### **1.3. Daños sufridos por la aeronave**

La aeronave, en una primera inspección visual presentaba la perforación de los dos semi-cárteres del motor izquierdo. Cuando el motor fue abierto se verificó que éste era irreparable.

No hubo ningún otro desperfecto a consecuencia del incidente.

### **1.4. Comunicaciones**

Después de parar el motor, la tripulación se comunicó con Control de Aproximación de Salamanca para informar de la posición en que se encontraba la aeronave y solicitar, sin declarar emergencia, autorización de regreso al aeropuerto.

## 1.5. Ensayos e investigaciones

### 1.5.1. Inspección del motor

Se realizó un examen detallado del motor afectado con la participación de un técnico de la compañía Teledyne Continental Motors, fabricante del motor.

El cárter motor presentaba dos orificios en su parte superior, en sus dos mitades y a la altura de los cilindros números 5 y 6. A través ellos se pudo observar que la cabeza de la biela número 5 estaba suelta del cigüeñal.

Se retiró el aceite que aún permanecía en el interior del motor, recogándose 6,62 litros. Una vez abierto el motor, se recuperaron en el cárter los restos de la biela número 5, partes de las paredes del embolo, pernos, casquillos de fricción, tornillos de la biela, etc. (véase figura 1).



Figura 1. Restos encontrados en el cárter de aceite.

Entre los desperfectos encontrados apareció el árbol de levas seccionado, la zona interior del cilindro y pistón número 6 y la cabeza de su biela con signos de impactos entre las partes metálicas.

Se pudo componer en su totalidad la biela del cilindro número 5 junto con sus tornillos de sujeción (véase figura 2). El resultado del informe elaborado tras el examen establece que uno de los tornillos de unión sombrerete-cuerpo de biela mostraba signos de fatiga, en concreto en la zona del vástago próxima a la cabeza.

El resto de las piezas presentaban una buena condición mecánica.

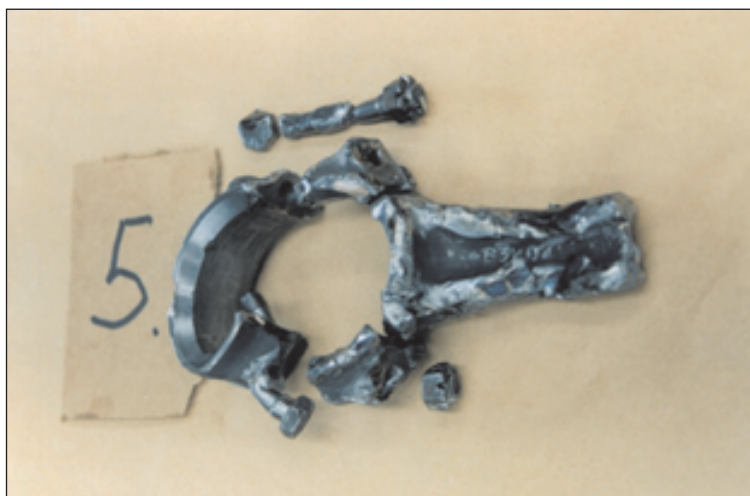


Figura 2. Reconstrucción de la biela n.º 5.

### 1.5.3. *Otras inspecciones realizadas*

A resultas del incidente, se procedió a la revisión general del sistema de control de la hélice (Governor) en un taller autorizado. El resultado de la misma fue que dicho sistema funcionaba correctamente.

Se desmontó el conducto de transferencia de presión al «governor» para determinar su estado y funcionalidad, y el resultado fue satisfactorio igualmente.

### 1.5.2. *Mantenimiento seguido en el motor afectado*

El motor Teledyne Continental IO-470-L con el número de serie 454180 tenía las siguientes horas realizadas:

- Horas desde nuevo: 3.274 horas.
- Horas desde la última revisión general: 278 horas desde el año 1990.

El tornillo empleado en el montaje de la biela al cigüeñal está identificado en el Catálogo de Piezas con el n.º de pieza (P/N) 629340 y su tuerca con el n.º de pieza (P/N) 628109. Ambos elementos, tornillo y tuerca, son piezas normalizadas («standard parts») que deben cumplir determinadas especificaciones que fijan sus características de diseño, de fabricación, de ensayo, los criterios de aceptación, su identificación, etc.

De acuerdo con el Manual de Mantenimiento, las operaciones que se contemplan en la revisión general del motor incluyen la inspección por métodos no destructivos de las seis bielas del motor y la sustitución de los tornillos de sujeción sombrerete-cuerpo de la bie-

la. Las instrucciones de montaje también especifican el par de apriete que debe proporcionarse.

Dado el tiempo transcurrido desde la última revisión general efectuada al motor, la documentación recopilada de esa revisión general sólo permite conocer que la inspección de las bielas dio como resultado la inexistencia de grietas. No hay constancia de que se repusieran los tornillos. Tampoco es posible determinar si el montaje de los tornillos se efectuó de acuerdo a las instrucciones correspondientes. Finalizada la revisión del motor y efectuada la prueba en banco sin ninguna incidencia, se declaró apto para el servicio.

## 2. ANÁLISIS

La aeronave Beechcraft B55 estaba realizando un vuelo de instrucción con un instructor y un alumno a bordo. Esta aeronave era utilizada para la enseñanza en bimotores tanto de maniobras en vuelo visual como instrumental.

En este caso se pretendía efectuar un conjunto de maniobras básicas de vuelo IFR para lo cual se ajustaron las revoluciones de los motores a 2.500 rpm. Antes de completar la selección, se percibieron vibraciones anormales y el motor izquierdo se aceleró hasta llegar a 3.000 rpm. Al reducir las vueltas para amortiguar la vibración, la potencia descendió bruscamente.

Cuando la tripulación advirtió que el aceite lubricante salía al exterior, procedió a asegurar el motor derecho y detener el izquierdo. Se aterrizó sin ninguna otra incidencia.

Una revisión detallada reveló que se había roto por fatiga uno de los tornillos de unión entre sombrerete y cuerpo de la biela del cilindro número cinco, lo que provocó que la cabeza de la biela se abriera para salir de su alojamiento en el cigüeñal. A partir de aquí, se desencadenó la rotura del resto de las piezas internas del motor. Además, los semicárteres laterales resultaron agujereados como resultado del movimiento incontrolado de las piezas interiores y esto motivó la salida del lubricante al exterior.

No ha podido establecerse con exactitud la acusa originaria de la fatiga que provocó el fallo del tornillo. Tres son las hipótesis que se pueden suponer más probables:

- Un defecto de mantenimiento por no sustitución del tornillo. De acuerdo con las instrucciones que contiene el Manual de Mantenimiento, los tornillos deben sustituirse cada vez que se realiza una revisión general del motor. De la documentación existente de la última revisión general efectuada no ha podido constatarse que esa sustitución se llevara a cabo. Según eso, pudo darse la circunstancia de que el tornillo excediera su vida límite de diseño.

- Un defecto de mantenimiento asociado a un montaje incorrecto del tornillo. La información de mantenimiento especifica el par de apriete que debe proporcionarse a la tuerca. Los efectos de un par de apriete inadecuado, por exceso o por defecto, pueden ser la aparición de ciclos de esfuerzos sobre el tornillo distintos en magnitud y número de ocurrencias a los esperados en condiciones nominales de diseño.
- La utilización de un tornillo que no se ajustaba a las especificaciones de diseño requeridas. Se pudo comprobar que la cabeza del tornillo estaba marcada con el número de especificación correspondiente, si bien, no pudo verificarse si las propiedades geométricas y mecánicas del tornillo en cuestión eran acorde con esa especificación.

### 3. CONCLUSIONES

La causa del fallo en el motor izquierdo de la aeronave fue la rotura por fatiga de uno de los tornillos que une el sombrerete al cuerpo de la biela del cilindro número 5 y que desencadenó a posteriori una serie de roturas en otros elementos internos del motor. La causa que indujo el fallo por fatiga en el tornillo no ha podido ser precisada.