

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 9 de junio de 2007; 13:45 h local¹
Lugar	Aproximación al Aeropuerto de Bilbao

AERONAVE

Matrícula	EC-HST
Tipo y modelo	ROCKWELL COMMANDER 114
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-540-T4B5D
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	55 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	135 h
Horas de vuelo en el tipo	1 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Aproximación

INFORME

Fecha de aprobación	19 de noviembre de 2008
---------------------	--------------------------------

¹ La referencia horaria en este informe es la hora local. Para obtener la hora UTC hay que restar dos horas a la hora local.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 9 de junio de 2007 la aeronave Rockwell Commander 114, matrícula EC-HST, con un piloto y un pasajero a bordo despegó del aeropuerto de Bilbao para realizar un vuelo local bajo las reglas de vuelo visual. Las condiciones meteorológicas eran adecuadas para el vuelo.

En el trayecto de regreso la aeronave sufrió el desprendimiento de la hélice, no obstante el piloto pudo alcanzar el campo de vuelos.

Según describió el piloto, el vuelo transcurría normalmente. Cuando se encontraba a 2.300 ft de altitud y a una distancia aproximada de 5 MN del aeropuerto el motor cambió de sonido, haciéndose más agudo, y acelerándose. El parabrisas se cubrió de aceite dificultando la visibilidad exterior. A continuación, intentó regular el régimen del motor sin conseguirlo por lo que declaró emergencia a la torre de control del aeropuerto y aterrizó sobre la calle de rodaje C4 del aeropuerto, que se encuentra prácticamente alineada con la prolongación de la cabecera 28. En su trayectoria en tierra, la aeronave recorrió parte de la calle C-4, atravesó la pista 12/30 y entró por la cabecera 28, deteniéndose a unos 150/200 m de ésta.

No se produjeron daños personales.

Tras descender de la aeronave pudo observar que la hélice se había desprendido durante el vuelo. Asimismo, el piloto manifestó que en ningún momento anterior se produjeran vibraciones, variaciones de temperatura del motor y de presión de aceite que indicara alguna anomalía.

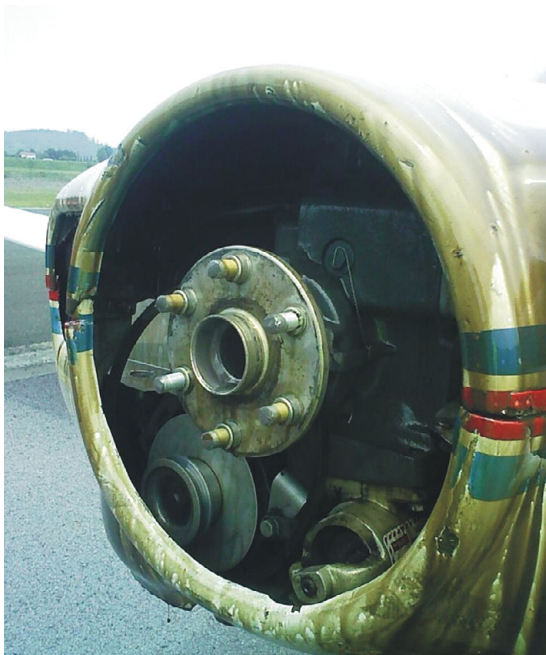


Figura 1. Frontal de la aeronave

1.2. Daños en la aeronave

Los daños exteriores en la aeronave se limitaron a la pérdida de la hélice, la cual no pudo ser recuperada.

En la figura 1, se muestra la proa de la aeronave. En la figura, se pueden ver los restos de los seis pernos de fijación de la hélice al motor cuyas cabezas han desaparecido y, por tanto, quedan sólo las cañas que permanecen roscadas al plato del motor. En la figura se puede observar también la impregnación de aceite sobre el carenado del motor.

Dentro del compartimento motor se recuperó una de las cabezas de los pernos, que conservaba un trozo de alambre de frenado unida a ella.

1.3. Información sobre la aeronave

1.3.1. Aeronavegabilidad y configuración

La aeronave Rockwell Commander 114, matrícula EC-HST, tiene el número de serie 14299 y fue fabricada en 1977.

La validez del certificado de aeronavegabilidad se extendía hasta el 11 de mayo de 2007 y, por tanto, el certificado no estaba en vigor en la fecha del suceso.

El modelo de la aeronave fue certificado por la FAA con el Certificado de Tipo n.º A1250, aprobado con fecha 8-03-1976. Cuando fue certificada, la aeronave estaba equipada con motor Lycoming modelo IO.540-T4B5D, de 260 HP, y hélice bipala de velocidad constante, Hartzell modelo HC-C2YR-1BF/F8467-7R, con control de paso modelo Eldo-Aire 14-828-014-7.

Cuando ocurrió el incidente, la aeronave EC-HST se equipaba con un motor del mismo modelo que el certificado pero la hélice era tripala de velocidad constante, modelo B3D34C405-AXC/90DFA-13, de McCauley, con control de paso Woodward modelo J210345. El cambio de modelo de hélice había sido autorizado por la FAA con el «Suplemento al Certificado de Tipo» n.º SA4444NM de fecha 7-09-1982. El modelo del control de paso instalado es distinto del incluido en dicho suplemento, que es el modelo 210903, también de Woodward. Este fabricante ha confirmado que los dos modelos de control citados son adecuados para la aeronave modelo 114 y que las diferencias en sus características (flujo de bomba ligeramente superior y ajuste más alto de la presión de seguridad en el modelo J210345) no afectan a las actuaciones de la hélice en condiciones normales.

1.3.2. Mantenimiento de la aeronave

Hasta el día del incidente, la aeronave había realizado 1.718:35 h de vuelo.

En los últimos dos años y medio, de los que se ha dispuesto el historial detallado, la aeronave sólo había volado 99:55 h. En este tiempo, se habían llevado a cabo dos revisiones del tipo anual/100 horas, cada una dentro del intervalo correspondiente.

Con fecha 29-08-2001, a las 1.415:15 h de vuelo de la aeronave, se había llevado a cabo una inspección completa de motor con «overhaul».

Con fecha 8-2-2007, a las 1.710:25 h se desmontó, por cumplimiento en tiempo, la hélice y su control de paso y se enviaron a una empresa autorizada para revisión general. Una vez realizada ésta, los mismos elementos de hélice y control del paso se volvieron a montar el 25-5-2007, reiniciando los vuelos el día 31 de ese mes. Desde el reinicio de vuelos hasta el día del incidente, la aeronave realizó 8 vuelos, sin contar el del incidente, con una duración total de 5:05 h.

1.4. Ensayos e investigaciones

1.4.1. *Instrucciones de montaje de la hélice después de una revisión general*

Como se ha indicado, los vuelos de la aeronave se habían reiniciado el 31-5-2007, pocos días antes del incidente, tras una revisión general de la hélice y de su control de paso, por un centro de mantenimiento autorizado.

Las instrucciones para el montaje y el desmontaje de la hélice se detallan en la Sección 2.1 del Manual de Mantenimiento para las aeronaves de este tipo, modelos 114 y 114A.

Básicamente, las operaciones consisten en el desmontaje/montaje de los seis pernos que sujetan el plato en el que termina el motor al plato del eje de la hélice. Los pernos se roscan al plato del motor y se aprietan con un par determinado especificado en el manual. Las operaciones se completan con detalles del manejo de los elementos a desmontar o montar.

El par de apriete definido en el manual para la hélice bipala Hartzel (aeronaves con números de serie 14000 a 14499) es de 60/70 lb-pie y para la hélice tripala McCauley (aeronaves con números de serie 14500 y superiores), de 55 a 65 lb-pie. En ambos casos, hay que cambiar los pernos por piezas nuevas en cada montaje de hélice.

Según la información suministrada por el mantenedor que efectuó el montaje de los elementos procedentes de overhaul, se sustituyeron los pernos por otros nuevos del mismo tipo que llevaba la aeronave antes de la revisión, se aplicó el par de apriete de 60 a 70 lb-pie y todas las operaciones se realizaron según las instrucciones del Manual de Mantenimiento P/N M 114001-2, con los cambios introducidos a fecha 18-04-2000.

1.4.2. *Informe sobre la rotura de los pernos de la hélice*

Se ha llevado a cabo el estudio de las roturas encontradas en los seis pernos de unión del conjunto de la hélice al motor, al objeto de determinar las causas y el proceso de desarrollo de las mismas.

Para realizar el estudio se suministraron los siguientes elementos: los trozos de los cañas descabezadas de los seis pernos, que habían permanecido en el plato del motor tras el incidente, la única cabeza recuperada de estos pernos y tres pernos, aparentemente en buen estado, de los que habían sido sustituidos en el montaje de la hélice tras la inspección general.

El estudio demostró que la composición de los pernos y su resistencia a la tracción eran similares entre los pernos rotos y los sustituidos.

Las conclusiones indicadas en el informe del estudio fueron las siguientes:

- El fallo de los pernos se debió, básicamente, a un proceso de fatiga de desarrollo simultáneo, con cargas alternativas de flexión bilateral de un nivel bajo.
- El proceso de fatiga se debió, muy probablemente, por la inexistencia de un nivel suficiente de precarga en los mismos, descartándose que el mismo se debiera a la aplicación de un apriete excesivo.
- La ausencia de precarga adecuada pudo provenir, bien de la aplicación de un par de apriete insuficiente en el montaje de los pernos, o bien, de su aflojamiento en servicio por una instalación inadecuada del frenado de las cabezas.

2. ANÁLISIS

La aeronave sufrió la separación de la hélice en vuelo. El piloto, aunque contaba con poca experiencia y no identificó inmediatamente el problema, pudo continuar el vuelo con el parabrisas cubierto de lubricante del motor y con visibilidad reducida, declaró la emergencia y consiguió aterrizar en el aeropuerto de Bilbao, en la pista de rodadura C4.

En la inspección de campo tras el incidente se comprobó que los seis pernos de unión de la hélice al motor estaban seccionados y que los daños adicionales en la aeronave fueron ligeros y contenidos, básicamente, al compartimento de motor. La hélice no fue encontrada en la búsqueda que se realizó.

El estudio metalográfico realizado sobre los pernos seccionados ha concluido que se produjo un proceso de fatiga que fue simultáneo en todos los pernos y que la carga total de rotura de cada perno fue muy baja.

Dado que la carga total en cada perno es la resultante de la tensión de precarga del mismo, producida por el par de apriete aplicado en el montaje, más la proporción correspondiente de la fuerza de propulsión de la hélice, se deduce, y así lo indica también el informe, que si se desarrolló un proceso de fatiga, fue porque la tensión de precarga o par de apriete, fue o llegó a ser insuficiente.

El desarrollo del proceso de fatiga en los pernos tuvo que suceder en las seis horas aproximadas de vuelo (5:05 en los 8 vuelos sin contar el del incidente y 55 minutos

estimados del vuelo hasta el incidente) que realizó la aeronave desde el reinicio de los vuelos, tras el montaje de la hélice una vez revisada, hasta el incidente.

Solamente hay dos posibilidades por las que el par de apriete llegó a ser insuficiente después de un tiempo de vuelo tan corto:

1. Que se hubiera aplicado realmente un par de apriete bajo en el montaje de la hélice tras la revisión general, o bien
2. Que el par de apriete se hubiera reducido en las seis horas de vuelo indicadas.

La primera posibilidad ocurriría en caso de error, mal funcionamiento o indicación defectuosa de la llave dinamométrica utilizada para el apriete en el montaje y la segunda, que, durante los vuelos, se hayan aflojado los pernos por un montaje inadecuado de los alambres de frenado de las cabezas de los pernos.

Por otra parte, no se considera que hayan podido contribuir al incidente ni los elementos de control de hélice no incluidos específicamente en el Suplemento de Certificado de Tipo, ya que son compatibles con la aeronave y además habían volado en la aeronave durante años antes de la revisión general de la hélice, ni el hecho de estar caducado el certificado de aeronavegabilidad.

3. CONCLUSIONES

La causa del incidente fue la rotura de los pernos de unión de la hélice con el disco de acoplamiento al motor, ocasionando su separación de la aeronave en vuelo.

La rotura de los pernos estuvo producida bien porque se instalaron con un par de apriete insuficiente, o bien porque en la instalación no se realizara el frenado correcto de dichos pernos.