



**COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES
E INCIDENTES DE
AVIACIÓN CIVIL**

Informe técnico A-041/2005

Accidente ocurrido el día 25
de julio de 2005, a un
helicóptero modelo Canadian
SAFARI, sin matrícula,
en Cóbreces (Cantabria)



**MINISTERIO
DE FOMENTO**

Informe técnico

A-041/2005

**Accidente ocurrido el día 25 de julio de 2005,
a un helicóptero modelo Canadian SAFARI,
sin matrícula, en Cóbreces (Cantabria)**

Edita: Centro de Publicaciones
Secretaría General Técnica
Ministerio de Fomento ©

NIPO: 161-08-040-3
Depósito legal: M. 23.129-2003
Imprime: Diseño Gráfico AM2000

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 y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea, y en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional, la investigación tiene carácter exclusivamente técnico, sin que se haya dirigido a la determinación ni establecimiento de culpa o responsabilidad alguna. La conducción de la investigación ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba y sin otro objeto fundamental que la prevención de los futuros accidentes.

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	vi
Sinopsis	vii
1. Información factual	1
1.1. Antecedentes del vuelo	1
1.2. Lesiones de personas	1
1.3. Daños a la aeronave	1
1.4. Otros daños	2
1.5. Información personal	2
1.6. Información de la aeronave	2
1.7. Información meteorológica	5
1.8. Ayudas para la navegación	5
1.9. Comunicaciones	5
1.10. Información de aeródromo	5
1.11. Registradores de vuelo	5
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	5
1.13. Información médica y patológica	6
1.14. Incendio	7
1.15. Aspectos de supervivencia	7
1.16. Ensayos e investigación	7
1.17. Información sobre organización y gestión	9
1.18. Información adicional	9
1.18.1. Montaje del husillo	9
1.18.2. Declaración de un testigo en tierra	10
1.18.3. Declaración de la persona que iba a bordo	10
1.18.4. Información que proporciona el fabricante a los propietarios de aeronaves tipo Canadian Safari Helicopter	11
1.18.5. Medidas adoptadas por el fabricante	11
2. Análisis	13
2.1. General	13
2.2. Pérdida del rotor de cola	13
2.3. Montaje del rotor de cola	14
3. Conclusión	17
3.1. Conclusiones	17
3.2. Causas	17
4. Recomendaciones sobre seguridad	19

Abreviaturas

00°	Grado(s)
CHR	Canadian Home Rotor
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
ft	Pie(s)
h	Hora(s)
kg	Kilogramo(s)
m	Metro(s)
MTOW	Peso máximo autorizado al despegue
ULM	Aeronave ultraligera
UTC	Tiempo Universal Coordinado

Sinopsis

Propietario y operador:	Privado
Aeronave:	Canadian Safari, sin matrícula
Fecha y hora del accidente:	25 de julio de 2006; 19:00 h ¹
Lugar del accidente:	Cóbreces (Cantabria)
Personas a bordo y lesiones:	Dos, 1 fallecido y 1 herido grave
Tipo de vuelo:	Aviación general. Privado
Fecha de aprobación:	29 de abril de 2008

Resumen del accidente

Durante un vuelo local el helicóptero comenzó a girar alrededor de su eje vertical y hacia su izquierda, perdiéndose el control e impactando contra el suelo. La investigación ha determinado que el accidente fue debido a la rotura por fatiga de un bulón de sujeción (delta pin) entre el eje de transmisión y el husillo (spindle) de unión a las palas del rotor de cola.

¹ Todas las horas en el presente informe están expresadas en hora local. Para obtener las horas UTC es necesario restar dos horas a la hora local.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El propietario y un acompañante, como únicos ocupantes de la aeronave, realizaban un vuelo que pretendía ser de corta duración en las proximidades de un campo de ultraligeros, en el que estaba basado el helicóptero. El objeto del vuelo era practicar entrenamiento y ajustes de los controles de vuelo.

Al regreso al campo, con una altura sobre el suelo inferior a 300 ft y próximo a éste, el helicóptero inició un giro hacia la izquierda sobre su eje vertical, incrementándose en intensidad, haciendo incontrolable el vuelo.

La aeronave cayó sobre un campo de maíz, sin apenas desplazamiento lateral, quedando apoyada en el suelo sobre el lado izquierdo.



Figura 1. Posición final del helicóptero

1.2. Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos	1		1	
Graves	1		1	
Leves				No aplicable
Ilesos				No aplicable
TOTAL	2		2	

1.3. Daños a la aeronave

La estructura principal que soporta la cabina y el motor presentaba grandes deformaciones en su parte inferior y en el lado derecho. Los patines resultaron rotos en su parte delantera. El cono de cola, de estructura tubular, presentaba fracturas en uno de los tubos próximo a su punto de unión a la estructura principal y una deformación hacia abajo.



Figura 2. Posición final visto desde la cola

El rotor principal se desprendió del mástil y estaban deformadas por impacto sus dos palas. El rotor de cola se había desprendido en dos partes: una de las palas por un lado, y el conjunto formado por el eje, la cabeza y la otra pala por otro lado.

Se puede considerar la aeronave como destruida.

1.4. Otros daños

Se produjeron daños en una finca de maíz originados por la caída de la aeronave y como consecuencia del rescate de sus ocupantes.

1.5. Información personal

En el helicóptero volaban dos personas, ninguna de las cuales poseía licencia de piloto de helicópteros, pero de acuerdo con la información recogida ambos tenían experiencia de vuelo.

La persona que ocupaba el asiento de la derecha era el propietario del helicóptero y por la información recabada a través de su acompañante, tenía una experiencia aproximada de 25 h de vuelo actuando como piloto y que había sido adquirida fundamentalmente en el campo de vuelos que estaba siendo utilizado. La persona sentada a la izquierda tenía una experiencia aproximada de 250 h de vuelo en helicóptero de los tipos Schweizer, serie 300 y 333 y en el modelo Safari y experiencia también en vuelos con ultraligeros, tanto de ala fija como helicópteros y en su montaje a partir de artículos prefabricados (kits).

1.6. Información de la aeronave

Canadian Home Rotor fabrica el conjunto de piezas (kit) para el montaje del helicóptero que comercializa con el nombre de SAFARI.

Aeronave: SAFARI

Fabricante del kit: Canadian Home Rotor (en adelante CHR)

Número de serie:	BB2055
Motor:	Lycoming O-320B2C S/N L-16578-39A
MTOW:	680 kg
Número de asientos:	Dos
Matrícula:	No tenía

La trazabilidad de la construcción y propiedad del helicóptero se inicia en Australia en el año 1999, donde se construyó montando sus piezas y voló 90 h con la matrícula VH-HTB. En noviembre del año 2001 fue adquirido a través de Internet por una persona en Argentina, donde se recepcionó en tres conjuntos, cabina, rotor y conjunto de cola. Tras su ensamblaje voló 21 h con la matrícula LV-X273. En septiembre de 2004 fue comprado por su actual propietario español y recibido en cuatro conjuntos: cabina, rotor, conjunto de cola y transmisión principal. La información recogida indica que el tiempo de vuelo en España se estima en 20 h. Por tanto y de acuerdo con estos datos el tiempo total de vuelo del helicóptero sería de 131 h.

La aeronave no contaba con Certificado de Aeronavegabilidad ni disponía de matrícula. Se ha comprobado que no existía solicitud para la construcción de aeronave por aficionado ante la Dirección General de Aviación Civil para este helicóptero de acuerdo con la normativa española².

Examinado el cuaderno de la aeronave, se vio que con fecha 12 de diciembre de 1999 se había cambiado la transmisión principal y del rotor de cola a las 10 h de vuelo y que el 13 de mayo de 2001, a las 86 h de vuelo, se desmontó la cabeza y palas del rotor de cola, sobre las que se realizaron varios ajustes.

El rotor principal gira a derechas, por lo que el rotor de cola produce empuje hacia la izquierda para contrarrestar el par inducido por el rotor principal.

La válvula de corte de combustible está situada en el costado izquierdo de la cabina, al lado del asiento izquierdo y por encima del respaldo.

Componentes del rotor de cola

La figura 3 muestra el despiece del rotor de cola según el esquema de montaje que suministra el fabricante, destacando en este caso por su importancia los siguientes elementos:

² Orden del Ministerio de Transportes de 31 de mayo de 1982 por la que se aprueba un nuevo reglamento para la construcción de aeronaves por aficionados

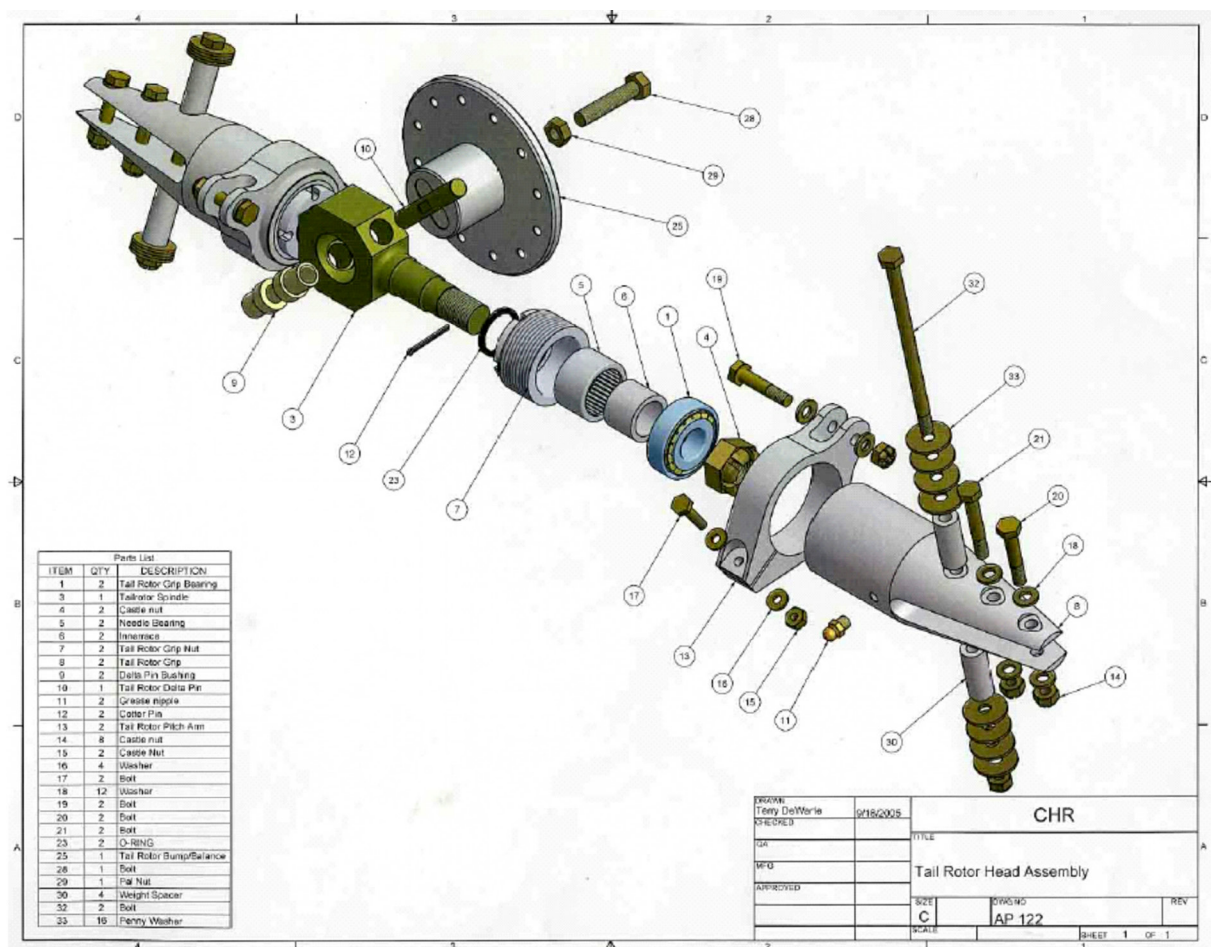


Figura 3. Despiece del rotor de cola

Núm. 3	Tail rotor spindle	(Árbol o husillo)
Núm. 9	Delta Pin Bushing	(Casquillo)
Núm. 10	Tail rotor delta Pin	(Pasador)
Núm. 25	Tail rotor Bump/Balance	(Tope de equilibrado)
Núm. 28	Bolt	(Tornillo)
Núm. 29	Pal nut	(Tuerca)

El pasador (núm. 10) se aloja en el interior del husillo (núm. 3) y es fijado en su lugar por el tornillo (núm. 28). A su vez el husillo está unido al eje de potencia a través del pasador.

El esquema de la figura 3 no aclara con exactitud cómo realizar el montaje del husillo. El diseño de esa pieza es tal que permite indistintamente dos posiciones de montaje girando media vuelta respecto a su eje longitudinal, en las que el pasador varía su posición relativa respecto al resto del conjunto de la cabeza del rotor de cola y palas.

1.7. Información meteorológica

El viento estaba en calma y el día era soleado.

1.8. Ayudas para la navegación

No eran necesarias para el vuelo.

1.9. Comunicaciones

No existen registros de comunicaciones.

1.10. Información de aeródromo

La aeronave estaba basada en un campo de vuelo de ultraligeros, de propiedad privada, que no contaba con autorización. Dispone de una pista de hierba de 170 × 60 m con una orientación 140°-320° y una fuerte pendiente superior al 4% en el 50% de su longitud. Disponía de una manga de viento en el techo de una edificación aneja a la pista y balizas de borde de pista.

1.11. Registradores de vuelo

No es aplicable.

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

La cabina, el motor, la transmisión al rotor principal y al rotor de cola, el mástil del rotor principal, el cono de cola y la caja del rotor de cola conformaban el conjunto principal de restos, que mantenían su integridad y descansaban en el suelo apoyados sobre el costado izquierdo del helicóptero.

La cabeza y las palas del rotor principal se hallaban desprendidas del mástil y en las proximidades del conjunto principal de los restos.

El tercio delantero del esquí izquierdo del helicóptero se hallaba alejado del conjunto principal de los restos y en la proyección de la posible trayectoria recorrida por la aeronave en el aire en los últimos momentos del vuelo (véase figura 4).

El rotor de cola se hallaba en dos conjuntos separados del helicóptero:

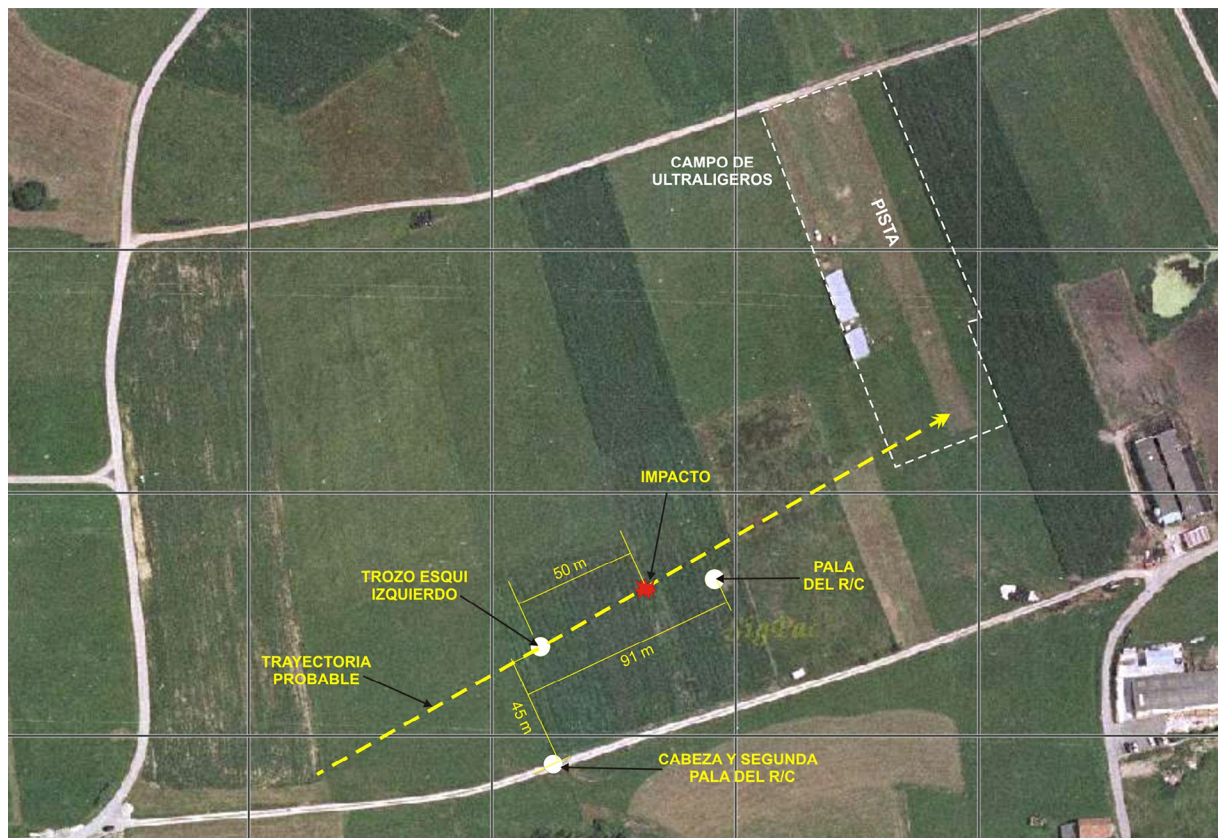


Figura 4. Panorámica, trayectoria y dispersión de los restos

1. El conjunto formado por la cabeza del rotor, el eje de unión a la caja de 90° y una de las palas, se hallaba próximo al trozo de esquí relacionado anteriormente. La pala del rotor de cola presentaba un fuerte golpe en el tercio más exterior de la misma.
2. La segunda pala que conformaba el rotor de cola se hallaba en un lugar más avanzado que el helicóptero.

Los controles de vuelo de los mandos cíclico y colectivo tenían continuidad y mando hasta el plato oscilante, presentando fractura las varillas que salen del mismo hacia la cabeza del rotor.

El cable del control antipar que une los pedales con el sistema de cambio de paso del rotor de cola estaba desconectado por fractura en su unión a los pedales y en su unión al rotor de cola.

1.13. Información médica y patológica

No se ha suministrado para la investigación.

1.14. Incendio

No se produjo incendio.

1.15. Aspectos de supervivencia

Las deformaciones en la estructura principal del helicóptero indicaban que el choque con el suelo se había producido con un ángulo de impacto elevado, siguiendo una trayectoria casi vertical, y con una actitud de alabeo hacia la derecha. Como consecuencia de ello las desaceleraciones de impacto fueron de mayor orden para el ocupante sentado en el lado derecho, el cual falleció debido a las lesiones sufridas. La persona sentada a la izquierda sufrió lesiones graves, no perdió la consciencia y fue llevada al hospital, donde quedó ingresada.

1.16. Ensayos e investigación

De acuerdo a la información obtenida del ocupante superviviente y de un testigo el helicóptero, en la aproximación final al campo y reduciendo la velocidad traslacional hacia el estacionario, comenzó un giro sobre su eje vertical a izquierdas, tomó una trayectoria errática en espiral y terminó con una caída brusca vertical hasta el impacto contra el suelo.

Una inspección visual detallada del conjunto del rotor de cola reveló las siguientes roturas:

1. Rotura del pasador («delta pin») dentro de su alojamiento en el husillo («spindle»), sin pérdida total del acoplamiento.
2. Rotura de uno de los brazos del husillo y separación de la pala correspondiente.
3. Rotura del eje de potencia que unía el conjunto del rotor de cola con la caja de 90°.
4. Rotura de las barras («links») de cambio de paso de las palas y del terminal del cable de mando.

Con el objeto de conocer los procesos de carga que habían ocasionado las roturas anteriores, se procedió al estudio en laboratorio del conjunto del rotor de cola.

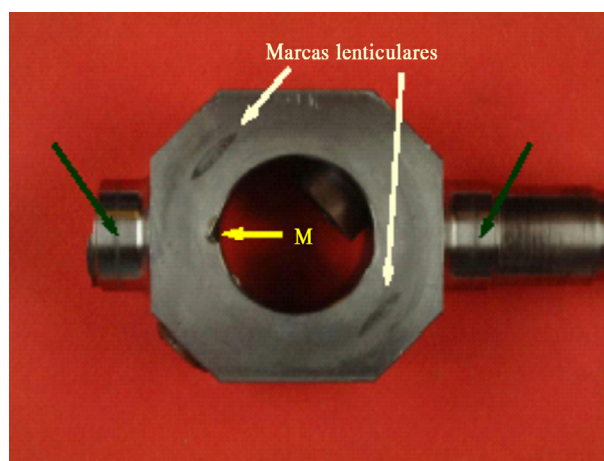


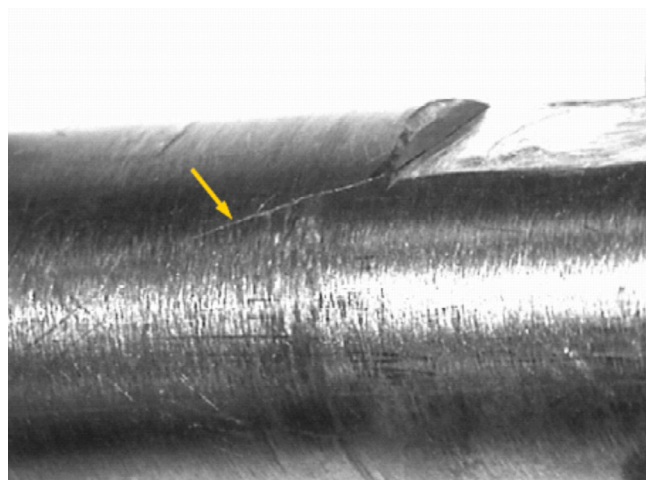
Figura 5. Vista del spindle desde el lado del eje de potencia en el momento del suceso

En el estudio se comprobó que el husillo estaba montado en una posición diferente a la especificada en el procedimiento de montaje suministrado por el fabricante (véase punto 1.18.1). Ello implicaba principalmente que el pasador («delta pin») quedaba orientado en una posición a 90° de la especificada.

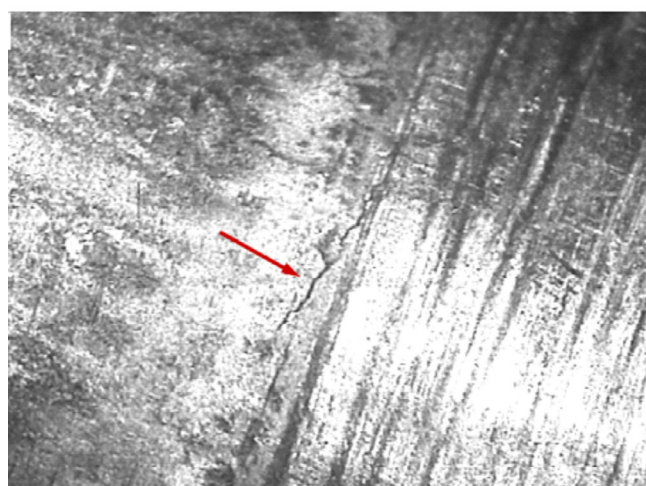
El husillo estaba fabricado en una aleación de titanio de acuerdo con las especificaciones indicadas por el fabricante en cuanto al tipo de aleación, composición química, propiedades mecánicas, dureza y micro-estructura. El pasador también estaba conformado de aleación de titanio, de características similares al husillo.

La rotura del brazo del husillo fue debida a un proceso de fallo por fatiga, iniciado en un punto situado en el plano de giro del rotor de cola, del lado del borde de ataque de la pala. No se detectaron grietas en la sección equivalente del otro brazo de husillo.

Se encontraron marcas de forma lenticular en una de las caras del husillo, situadas en posiciones simétricas y en una dirección perpendicular al pasador, que existían también en la otra cara del husillo y aparentemente debidas al contacto con los bordes del tope de equilibrado («tail rotor bump/balance») del rotor de cola y originadas por una importante holgura del conjunto.



La rotura del eje de potencia se produjo por sobrecarga instantánea con comportamiento dúctil.



El pasador rompió también como consecuencia de un proceso de fatiga, que se había originado en la superficie exterior a la altura de un rebaje existente y en una posición opuesta a éste. La superficie de fractura no tenía ninguna zona con claros signos de rotura estática final, por lo que parecía corresponder toda ella al proceso de crecimiento de grieta por fatiga.

Figura 6. Delta pin mostrando el rebaje y una tercera grieta (foto superior); y la grieta simétrica a la de rotura (foto inferior)

En una posición simétrica al inicio de esta rotura, coincidente con la otra cara del rebaje se advirtió la presencia

de una grieta indicando que en ese punto se había iniciado también un proceso de fatiga análogo al causante del fallo de la pieza.

Se encontró una tercera grieta que partía del fondo del rebaje en el radio de acuerdo de las caras, que parecía relacionada con una pequeña flexión detectada en el pasador y por tanto originada con un proceso de carga distinto al de las otras dos.

Estaban deteriorados los casquillos de plástico montados sobre los extremos del pasador y alojados en el interior del husillo debido a la acción contra ellos de las caras del extremo del eje de potencia, probablemente tras la rotura completa del pasador. El casquillo montado sobre el trozo del pasador no desprendido fue extruido a través del alojamiento y dejó fuertes marcas circulares sobre la propia cara del eje de potencia.

1.17. Información sobre organización y gestión

No pertinente.

1.18. Información adicional

1.18.1. *Montaje del husillo*

La información sobre el correcto montaje del husillo la suministra el fabricante de los kits a través de su página web y con acceso restringido a las personas registradas. De acuerdo con los datos recabados, el propietario no se había acreditado como operador del helicóptero ante el fabricante del kit y no había solicitado apoyo del mismo en ningún momento.

La instalación del husillo debe realizarse, de acuerdo con la información suministrada por el fabricante del kit, de tal forma que el taladro de alojamiento del pasador estará orientado hacia el borde de ataque de las palas. Sin embargo, la información gráfica que también proporciona el fabricante sobre el despiece del conjunto de rotor de cola (véase punto 1.6) es ambigua, admitiendo la posibilidad de que el husillo se monte de dos formas distintas.

El husillo correspondiente a este helicóptero estaba montado de tal forma que el taladro que aloja el pasador no estaba orientado hacia el borde de ataque de ambas palas (véase figura 7), sino hacia el borde de salida, es decir, orientado en una dirección girada 90° respecto a la indicada por el fabricante en las instrucciones que difunde a través de Internet a sus clientes.

En opinión de CHR, una instalación errónea del husillo incrementará las fuerzas giroscópicas del mismo cuando se apliquen amplios recorridos de pedal o incidan sobre el rotor de cola rachas de viento.



Figura 7. Montaje del spindle de acuerdo con el Compliance Procedure de CHR (foto de la izquierda); y montaje encontrado en el rotor de cola (foto de la derecha)

No ha sido posible determinar con certeza cuando se había realizado el último ensamblaje del conjunto de la cabeza del rotor de cola.

1.18.2. *Declaración de un testigo en tierra*

El helicóptero volaba en dirección hacia el campo de ultraligeros, cuando un testigo vio desprenderse de la parte trasera del helicóptero una pieza, iniciándose a continuación un giro hacia la izquierda y cayendo la aeronave finalmente al suelo.

1.18.3. *Declaración de la persona que iba a bordo*

De acuerdo a la información facilitada por el superviviente, el helicóptero había sufrido un accidente el día 30 de septiembre de 2004, golpeando las palas del rotor principal contra el terreno. Debido a los daños resultantes, se le cambiaron las dos palas del rotor principal, un depósito de combustible y diversos componentes de la transmisión principal. La cabina del helicóptero también se cambió por daños que se originaron en el transporte, finalizando su instalación unos días antes del suceso.

Dos días antes del accidente habían estado realizando la alineación y equilibrado de la palas, comenzando primero por el rotor de cola y siguiendo posteriormente con el rotor principal, labores para las que utilizaron, de acuerdo a la información del declarante, utillaje específico. Habían tenido dificultades con la aparición de vibraciones, aparentemente del rotor de cola, consideradas por otro lado como normales, llegando a repetir la operación de equilibrado hasta 3 veces.

Desde el inicio de los vuelos de prueba tras la reparación, que habitualmente hacían juntos ambos ocupantes, los mayores problemas se presentaron con la regulación de los

pedales y el control del vuelo durante los estacionarios y en las fases de vuelo con poca velocidad traslacional, inconvenientes que achacaron a un empuje en el rotor de cola por debajo del esperado y que se notaban por el gran recorrido que había que imprimir a los pedales cuando había que exigir gran demanda de empuje al rotor de cola en la transición de vuelo normal a estacionario.

En el vuelo del suceso iba a los mandos el propietario del helicóptero y estando próximos a aterrizar, se produjo una sacudida de la cola. De acuerdo a su declaración, él actuó inmediatamente, tomando el control de los mandos y aplicando pedal derecho para intentar parar el giro a la izquierda. El helicóptero continuó girando y dando botes de forma rápida hasta que impactaron contra el suelo.

Sobre el conjunto del rotor de cola informó que se había recibido totalmente ensamblado y que no habían realizado cambios de ningún elemento, desconociendo así mismo el procedimiento de montaje (Compliance Procedure) de CHR.

1.18.4. *Información que proporciona el fabricante a los propietarios de aeronaves tipo Canadian Safari Helicopter*

El fabricante de la aeronave ha informado que en su página web dispone de una sección para propietarios donde se recogen, además de las instrucciones para el montaje, recomendaciones para realizar pruebas en estacionario y a baja altura durante 20 h después del montaje de la aeronave y antes de realizar vuelos con mayor altura.

1.18.5. *Medidas adoptadas por el fabricante*

El fabricante ha informado de su intención de recoger en su página web, sección para propietarios, información sobre este suceso de acuerdo con su política de continuar informando y educando a los propietarios y constructores.

Por otro lado, y con objeto de evitar futuros errores en el montaje del husillo (tail rotor spindle) el fabricante va a grabar la propia pieza indicando qué cara se coloca en la zona exterior.

2. ANÁLISIS

2.1. General

El propietario del helicóptero, acompañado de otra persona, estaban realizando vuelos de prueba tras la sustitución de elementos importantes del helicóptero que habían resultado dañados en un accidente sufrido por la aeronave hacía poco más de un año. Ambos tripulantes no poseían licencias de piloto y su experiencia de vuelo era muy limitada en el caso del propietario y algo más extensa en su acompañante y realizada en pequeños helicópteros y ULM.

En las pruebas que estaban llevando a cabo era su intención ajustar los mandos de vuelo, principalmente los pedales, que actúan sobre el cambio de paso del rotor de cola, y eliminar vibraciones. Habían advertido ciertas dificultades para el control del vuelo en las maniobras a punto fijo o con poca velocidad de traslación, cuando era necesaria una gran demanda de potencia del rotor antipar. Conscientes de estas circunstancias, el vuelo iba a ser de corta duración, surgiendo los problemas que terminaron en el accidente en la vuelta al campo. Cuando se encontraban a unos 300 m de la pista, se produjo una «sacudida de la cola», como la definió el superviviente, y a partir de ahí una guiñada incontrolada de helicóptero hacia la izquierda, que fue aumentando rápidamente hasta el impacto con el suelo.

El giro incontrolado del morro del helicóptero hacia la izquierda parece concordante con una pérdida del empuje del rotor de cola en este helicóptero y que contrarresta el par ó momento inducido por el giro del rotor principal. La ubicación de los dos conjuntos separados del rotor de cola (una pala del rotor por un lado y la cabeza, la otra pala y el eje por otro lado) confirmaban que éstos se habían desprendido del helicóptero en vuelo.

La rotura y el desprendimiento del rotor de cola en vuelo fue por tanto lo que provocó la pérdida de control del vuelo. Esta situación resultaba objetivamente difícil de superar para la tripulación, por lo que el accidente en esas circunstancias fue prácticamente imposible de evitar.

2.2. Pérdida del rotor de cola

El estudio mecánico y metalográfico de las roturas en los elementos desprendidos del rotor de cola situaron el origen de ese desprendimiento en el fallo por fatiga del bulón («delta pin») de fijación del husillo al eje de potencia del rotor. Tras su fractura, probablemente se produjo la rotura del brazo del husillo («spindle»), en el que van montadas las palas, también por fatiga, que se podría haber iniciado y culminado a partir del nuevo estado de cargas en la zona resultante del fallo del bulón.

No se ha podido determinar el tiempo de vuelo transcurrido entre la rotura de bulón y la del husillo, coincidiendo está última con el desprendimiento de las palas en el momento del accidente. No obstante, dadas las dificultades que se habían evidenciado desde el inicio de los vuelos de prueba para ajustar el recorrido de los pedales, los problemas de vibraciones que se habían manifestado en esas pruebas y que en el ensamblaje del helicóptero para las pruebas no se intervino sobre la zona de rotor de cola, es posible que el daño del bulón se remontara a un cierto tiempo atrás a partir del instante en el que se desmontaron sus componentes por última vez en el año 2001.

2.3. Montaje del rotor de cola

Las inspecciones y exámenes del husillo y del bulón de unión al eje de potencia tras el accidente revelaron que la disposición de esas piezas en el helicóptero se correspondía con la que aparecía en un plano de despiece de la cabeza del rotor de cola que forma parte de la documentación del fabricante. Esa información difería de la que el propio fabricante aportó durante la investigación a través de unas instrucciones de montaje³ del conjunto del rotor de cola. En concreto, la instalación del husillo en ambas referencias varía un ángulo de 180° según su eje longitudinal respecto a la posición relativa de las palas. En la práctica, el diseño de la pieza permite su montaje indistintamente en ambas posiciones, no existiendo ninguna indicación en las instrucciones de montaje que permita discernir cuál de las posiciones es la correcta. De las dos posibles, la configuración que presentaba este elemento en la aeronave accidentada no era la adecuada, según confirmó el fabricante. En esas condiciones podrían incrementarse las fuerzas sobre el bulón de fijación y el husillo respecto a las previstas en el diseño al aplicar amplios recorridos del pedal o cuando incidieran sobre el rotor de cola rachas de viento.

La posibilidad de un montaje erróneo del husillo debería poder evitarse claramente y en ese sentido el fabricante ha manifestado que tiene previsto grabar dicho husillo indicando que cara del mismo se coloca en la parte exterior, por lo que se estima que las medidas adoptadas por el fabricante son suficientes para evitar montajes erróneos en el futuro.

En este caso no se ha podido concretar en que etapa de la vida del helicóptero pudo efectuarse la instalación inadecuada del husillo. De la información disponible, esta circunstancia pudo producirse en mayo de 2001 cuando se realizaron ajustes en la cabeza y palas del rotor de cola, o incluso antes, en el año 1999 cuando se cambiaron la transmisión principal y del rotor de cola, según constaba en la documentación de la aeronave. No existe certeza de que se llevaran a cabo otras intervenciones sobre la zona del rotor de las que no haya quedado reflejo documental. En todo caso, el husillo

³ Estas instrucciones son las denominadas «Compliance Procedure» de CHR a lo largo de este informe.

probablemente permaneció incorrectamente instalado suficiente tiempo como para que surgieran los fenómenos de fatiga en el bulón y en el propio husillo y no se detectara esta situación.

Según los datos proporcionados por el fabricante se van a difundir los detalles sobre este suceso en la sección de propietarios de la página web del fabricante, de modo que los propietarios de aeronaves que se encuentran operativas actualmente dispongan de la información suficiente que les permita comprobar el correcto montaje del husillo del rotor de cola y tomar las medidas correctoras oportunas en caso de que no sea así.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

1. El propietario del helicóptero no había solicitado ante la DGAC la construcción de aeronave por aficionado, carecía el helicóptero de matrícula y no disponía de Certificado de Aeronavegabilidad.
2. Ambos ocupantes a bordo carecían de Licencia de Piloto.
3. El helicóptero había sufrido un vuelco durante el año anterior, había sido reparado de los daños sufridos, y no se encontró relación alguna entre aquel evento y el que es objeto de este informe.
4. El husillo de sujeción de las palas del rotor de cola se encontró montado en una posición inadecuada según la información aportada por el fabricante en las instrucciones de montaje.
5. La posición en la que encontró montado el husillo se correspondía con la reflejada en un plano de despiece del conjunto de la cabeza del rotor de cola suministrada por el fabricante.
6. El husillo puede montarse indistintamente en dos posiciones distintas y no hay indicaciones de diseño que permitan discernir cuál es la posición correcta.
7. El montaje erróneo del husillo puede incrementar las cargas a las que queda sometido el bulón de sujeción («delta pin») al eje del rotor.
8. Tanto la rotura del bulón como del husillo se produjeron por fatiga del material.
9. El material de los elementos rotos era el correspondiente a las especificaciones de fabricante.
10. La pérdida de control del vuelo del helicóptero se debió a la rotura del husillo y al desprendimiento de una pala del rotor de cola.

3.2. Causas

Se considera que la causa del accidente fue el fallo por fatiga del bulón («delta pin») que sujeta el husillo («spindle») al eje de potencia del rotor de cola del helicóptero, y que a su vez originó la rotura de un brazo del husillo y el desprendimiento de las palas del rotor de cola.

El husillo de rotor de cola se había montado incorrectamente en un momento indeterminado de la vida del helicóptero.

Los siguientes factores tuvieron influencia en que lo anterior ocurriese:

- a) Un diseño que permite un montaje incorrecto del husillo.
- b) La cualificación técnica insuficiente del personal que ensambló y que operaba el helicóptero.
- c) La inobservancia de los requisitos normativos de construcción y montaje, que impidieron que existiera un control de esa actividad.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Ninguna.

