



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

Boletín Informativo

1/2010



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

1/2010



**GOBIERNO
DE ESPAÑA**

**MINISTERIO
DE FOMENTO**

SUBSECRETARÍA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-10-044-X
Depósito legal: M. 14.066-2002
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 Boletín 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 produjeron los eventos 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, las investigaciones tienen carácter exclusivamente técnico, sin que se hayan dirigido a la determinación ni establecimiento de culpa o responsabilidad alguna. La conducción de las investigaciones 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 Boletín para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes puede derivar en conclusiones e interpretaciones erróneas.

Índice

ABREVIATURAS	vi
---------------------------	----

RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES

Referencia	Fecha	Matrícula	Aeronave	Lugar del suceso	
A-066/2006	03-08-2006	D-HAFV	Agusta Bell AB-412	Coín (Málaga)	1
(*) IN-013/2007	10-03-2007	N1271B	Columbia 350	Aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo)	11
A-018/2008	22-05-2008	EC-KLJ	Eurocopter AS-350B	Término municipal de Queralbs (Girona)	33
IN-006/2009	06-04-2009	EC-DNG	Cessna F-172-RG	Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid).	37
IN-022/2009	14-09-2009	EC-LBV	Eurocopter AS-350-B3	Vilamartín de Valdeorras (Ourense)	41

ADENDA	49
---------------------	----

(*) Versión disponible en inglés en la Adenda de este Boletín
(English version available in the Addenda to this Bulletin)

Esta publicación se encuentra en Internet en la siguiente dirección:

<http://www.ciaiac.es>

Abreviaturas

00°	Grado(s)
00 °C	Grados centígrados
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
AFCS	Sistema automático de control de vuelo
ASTM	Sociedad Americana para el Ensayo de Materiales
ATT	Actitud (de vuelo de la aeronave)
BRICA	Brigada de Refuerzo Contra Incendios de la Comunidad Andaluza
CAVOK	Visibilidad, nubes y condiciones meteorológicas actuales mejores que los valores o condiciones prescritos
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
cm	Centímetro(s)
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
CPL(H)	Licencia de piloto comercial de helicóptero
Cu	Cobre
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
EGMASA	Empresa de Gestión Medio Ambiental
FAA	Agencia Federal de Aviación de EE.UU.
FAR	Regulaciones de la Agencia Federal de Aviación de EE.UU.
FI(H)	Instructor de vuelo (helicópteros)
ft	Pie(s)
ft/min	Pies por minuto
GPS	Sistema de posicionamiento global
GPRS	«Global Packet Radio Service»
h	Hora(s)
HEMS	Servicios médicos de emergencia
HP	Caballo(s) de vapor
IPC	Catálogo ilustrado de piezas
IR(H)	Habilitación de vuelo instrumental (helicópteros)
JAR-FCL	Requisitos conjuntos de aviación para las licencias de la tripulación de vuelo
JAR-OPS	Requisitos conjuntos de aviación-operaciones
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
kt	Nudo(s)
LECU	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Cuatro Vientos
LEMT	Indicativo de lugar del Aeródromo de Casarrubios
LH	Izquierda
m	Metro(s)
min	Minuto(s)
N	Norte
N/mm ²	Newton(s)/milímetro cuadrado
NAV	Equipo receptor VOR
P/N	Número de parte
PPL(A)	Licencia de piloto privado de avión
RH	Derecha
S/N	Número de serie
SAS	Sistema de aumento de la estabilidad
SB	Boletín de servicio
TRI(H)	Habilitación de instructor (helicópteros)
UTC	Tiempo Universal Coordinado
V	Voltio(s)
VHF	Frecuencia muy alta
W	Oeste

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 3 de agosto de 2006; 15:00 h local
Lugar	Coín (Málaga)

AERONAVE

Matrícula	D-HAFV
Tipo y modelo	AGUSTA BELL AB-412
Explotador	FAASA

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY PT6-3B
Número	2

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	41 años
Licencia	Piloto comercial de helicóptero
Total horas de vuelo	3.166:00 h
Horas de vuelo en el tipo	338:20 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación		1	
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Lucha contra incendios
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	27 de enero de 2010
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 3 de agosto de 2006, a las 15:00 hora local, el helicóptero D-HAFV, que actuaba en operaciones de lucha contra incendios, se dispuso a aterrizar en una zona próxima al fuego a extinguir en los alrededores del municipio de Coín (Málaga). A bordo iban el piloto y los miembros de la brigada de bomberos. Una vez desembarcada la brigada, tres de sus miembros procedieron a desplegar el helibalde sobre el suelo, momento en que el helicóptero se desestabilizó y el piloto, ante la imposibilidad de controlarlo, inició un ascenso arrastrando el helibalde y desplazando el helicóptero hacia atrás. Finalmente el piloto no consiguió recuperar el control del helicóptero y decidió aterrizar en autorrotación, aunque no pudo evitar que la aeronave impactase contra el suelo con violencia.

Las condiciones meteorológicas eran de viento suave del Noroeste y una temperatura próxima a los 40 °C.

1.2. Lesiones de personas

El piloto, única persona a bordo, presentaba, entre otras lesiones, fracturas en apófisis transversa derecha en vértebra L-1 y en apófisis espinal en vértebra L-1, que serían compatibles con una toma dura en la que se generan altos valores de aceleración vertical, así como traumatismo en pómulo derecho y en ambos miembros inferiores, y cortes en el antebrazo derecho, en su parte interior por encima de la muñeca y en las piernas.



Figura 1. Rotor principal

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave resultó con daños importantes. Los restos de la misma estaban concentrados excepto partes de las palas del rotor principal que se desprendieron y se encontraron alejadas del helicóptero.

El conjunto de los patines de aterrizaje estaba roto y la estructura del helicóptero apoyaba sobre el suelo.

La transmisión principal estaba desplazada de su asentamiento, hacia delante y a la derecha. El eje de potencia estaba desacoplado a la entrada de la caja de transmisión principal.

El conjunto del rotor de cola y su transmisión a lo largo del cono de cola no presentaban daños aparentes.

Los controles de los mandos de vuelo presentaban dobleces en los actuadores unidos al plato fijo.

En el interior de la cabina, la base del asiento del piloto estaba aplastada y la empuñadura de la palanca del mando cíclico estaba partida por su parte central.

1.4. Información de la aeronave

1.4.1. Procedimiento de aterrizaje

El procedimiento normalizado de aterrizaje contenido en el manual de vuelo de la aeronave indica que después de la toma deben efectuarse las siguientes acciones:

- Palanca de mando de paso colectivo: Totalmente abajo.
- Pedales: Centrados.
- Interruptor del sistema compensador de fuerza en palanca (Force trim switch): ON.
- Pulsador de liberación del sistema compensador de fuerza en palanca («Force trim release button»): Pulsar y comprobar el centrado de los actuadores.
- Sistema automático de control de vuelo (AFCS): Modo SAS.

1.4.2. Sistema compensador de fuerza en palanca («Force trim»)

El *force trim* es un sistema que, mediante unos frenos magnéticos, mantiene la palanca del cíclico en la posición que la deja el piloto cuando está activado (ON), aunque ello no impide que el piloto pueda mover la palanca del cíclico, si bien para ello es preciso que aplique más fuerza que la que haría falta para moverla, en caso de estar desactivado este sistema. Su contribución es importante en todas las fases del vuelo, ya que proporciona al piloto una mejor sensación de la cantidad de mando que aplica, pero cobra especial relevancia después del aterrizaje, ya que impide que el piloto pueda mover de forma involuntaria la palanca del cíclico, contribuyendo, por tanto, a mantener la estabilidad.

1.4.3. Sistema automático de control de vuelo (AFCS)

El helicóptero dispone de un AFCS, que tiene dos modos de trabajo: SAS, cuya función es mantener la estabilidad de la aeronave, y ATT que mantiene la actitud de vuelo de la aeronave.

1.4.4. *Gancho de carga*

El helicóptero estaba dotado con un gancho de carga baricéntrico, que físicamente está ubicado en la panza del helicóptero, aproximadamente en la vertical del mástil del rotor principal y que es utilizado para el transporte de carga externa.

El helibalde empleado en las tareas de extinción de incendios, que era de la marca «Bambi Bucket» modelo 3542, va colgado permanentemente de este gancho, y cuando no se utiliza va colocado en una cesta situada en el costado derecho de la aeronave. Para su uso se extrae de la cesta y se recoge una vez que finaliza su empleo.

En caso de que fuese necesario soltar el helibalde, se puede realizar de forma inmediata abriendo el gancho de carga, a través de un sistema eléctrico accionado por el piloto mediante un pulsador situado en el puño del mando cíclico. Dicho sistema eléctrico está protegido por un interruptor «CARGO REL» que tiene dos posiciones, ARM y OFF. En la posición ARM el sistema eléctrico de suelta está activado, permitiendo al piloto abrir el gancho de carga, en tanto que en la posición OFF está inhabilitado.

Una vez abierto el gancho, el helibalde caería por gravedad.

En caso de que falle el sistema de apertura eléctrico, o que éste se encuentre deshabilitado por estar el interruptor CARGO REL en la posición OFF, la apertura del gancho puede realizarse mecánicamente pisando un pedal situado entre los pedales del control antipar.

El manual de vuelo de la aeronave incluye un suplemento dedicado al gancho de carga externo, que facilita instrucciones relativas a la operación de la aeronave con carga suspendida de este equipo, entre las cuales se indica que durante los despegues y los aterrizajes el interruptor debe encontrarse en la posición ARM.

1.4.5. *Posición longitudinal del centro de gravedad*

Longitudinalmente, la posición del centro de gravedad del helicóptero no es un punto fijo, sino que su ubicación es función de la cantidad de combustible existente en los depósitos y de la distribución del personal y la carga transportada, si bien debe estar situado entre los límites delantero y posterior.

En la configuración de vuelo de un solo piloto y con los depósitos de combustible llenos, el centro de gravedad del helicóptero está desplazado hacia su límite trasero. El transporte de 10 personas y la carga del helibalde en su cesta adelantan el centro de gravedad hacia el centro de la mitad más próxima al límite delantero.

1.5. Información del punto de toma

El helicóptero aterrizó en una explanada, situada a media ladera de una loma, de longitud superior a 2 D (diámetros del rotor) y de anchura superior a 1,5 D. Todo el suelo de la explanada tenía un color uniforme y estaba dividido en dos plataformas, con una diferencia de altura entre ambas próxima a 50 cm y unidas por una franja de tierra en pendiente (véase figura 2).

Se encontraron dos huellas, correspondientes a los dos patines del helicóptero, de longitud inferior al 50% de la longitud de apoyo de los mismos, ubicadas en parte en la plataforma situada a más altura y en parte en la zona en pendiente. La huella del patín izquierdo estaba más marcada que la del derecho.



Figura 2. Zona de aterrizaje en Coín

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

La zona alrededor de la aeronave no presentaba huellas de desplazamientos longitudinales y laterales de la aeronave. Los patines estaban aplastados y el helibalde aprisionado entre el terreno y la parte ventral de la aeronave.

En la inspección de campo y dentro de la cabina, los interruptores del sistema *force trim* y *CARGO REL* estaban en la posición OFF, el sistema AFCS estaba desconectado y la palanca del mando colectivo estaba desplazada hacia su posición más alta y los puños de gases próximos a su posición de ralentí, siendo ésta última posición acorde con la de sus correspondientes levas situadas en ambos compartimentos de motor.

1.7. Información adicional

1.7.1. Declaración del piloto

El piloto informó que una vez aterrizado y posado el helicóptero en tierra, bajó suavemente la palanca del colectivo mientras centraba la palanca del mando cíclico y

desconectó el AFCS. Autorizó el desembarque del helicóptero y posteriormente la maniobra de despliegue del helibalde. Mientras se realizaba el despliegue del mismo, el helicóptero inició una serie de botes que no pudo controlar y ante la posibilidad de vuelco, con los operarios del helibalde próximos, decidió despegar y desplazarse ligeramente hacia atrás para evitarles daños.

No pudiendo estabilizar el helicóptero, decidió cortar gases y aterrizar de nuevo en autorrotación en una explanada aledaña a la zona anterior.

1.7.2. *Coordinación del personal que opera en labores aéreas de extinción de incendios*

Las ventajas que aportaría la coordinación entre los distintos operarios que participan en labores aéreas de extinción de incendios, así como la ausencia de procedimientos para los miembros diferentes de la tripulación de vuelo, que son necesarios para el desarrollo de las operaciones de trabajos aéreos agroforestales, se han puesto de manifiesto en accidentes en los que se han advertido deficiencias en estos aspectos. La CIAIAC ha resaltado en la investigación de accidentes ocurridos en esta actividad la importancia de la asistencia al piloto con información sobre separación de obstáculos, selección de puntos de aterrizaje, confirmación de la correcta estabilidad de los helicópteros en las tomas de tierra, etc. En uno de estos casos¹ se emitió la siguiente recomendación de seguridad:

REC 10/06. Se recomienda al operador de la aeronave que establezca las medidas necesarias para aumentar la colaboración entre pilotos y bomberos. Estas medidas deberían contemplar, al menos:

- La concienciación de las brigadas de bomberos y pilotos de lo beneficioso y necesario de una colaboración mutua.
- La existencia de los medios adecuados para dicha colaboración (como medios de transmisión radio adecuados).
- La formación necesaria a las brigadas de bomberos (como en señales visuales o vocabulario).

Por otra parte, la normativa JAR-OPS 3, mediante las que se regulan las operaciones de los helicópteros de los servicios médicos de emergencia (HEMS), ya contempla que personas diferentes a las tripulaciones técnicas, pero que son necesarias para la operación, sean consideradas miembros de la tripulación, a la vez que se les asignan determinadas funciones de apoyo al piloto, para lo cual se define la formación que deben recibir (JAR-OPS 3.055(d)).

¹ Informe técnico del incidente grave ocurrido el 3 de abril de 2005 al helicóptero Eurocopter France 350, EC-HXS en Bustiello (Asturias) (Referencia IN-010/2005).

1.7.3. Antecedentes

Dos días antes de este accidente, la misma aeronave con el mismo piloto al mando, se vio involucrada en otro accidente con algunas características similares². El accidente se originó tras una desestabilización del helicóptero después de aterrizar en una ladera para desembarcar a los miembros de una brigada de bomberos. En ese suceso el sistema *Force trim* también estaba desactivado, al igual que el sistema de apertura eléctrica del gancho de carga del que estaba suspendido el helibalde. El sistema AFCS estaba conectado en el modo SAS. La investigación de ese accidente reveló que la pérdida de control de la aeronave se produjo como consecuencia de haberse posado en un terreno irregular que no aseguraba un apoyo estable de los patines de aterrizaje en el suelo y no haberse realizado correctamente el procedimiento de después del aterrizaje.

Con el informe del accidente se emitió una recomendación de seguridad al operador para que incluyera en su manual de operaciones procedimientos específicos de operación con helibalde tendientes a asegurar que durante los aterrizajes y despegues estuviera operativo el sistema de apertura eléctrica del gancho de carga³.

1.8. Información sobre organización y gestión

La Empresa de Gestión Medio Ambiental (EGMASA) coordina en Andalucía la formación y adiestramiento del personal que componen las brigadas de bomberos forestales y la operación de los helicópteros participantes en tareas de transporte de cuadrillas y extinción.

Ni en los manuales de operaciones del operador, ni en los programas de EGMASA relativos a la formación y adiestramiento de las brigadas, se encontraron procedimientos ni referencias sobre metodología de coordinación entre los bomberos y el piloto durante la fase de aterrizaje.

2. ANÁLISIS

2.1. Análisis de las condiciones del aterrizaje

Los terrenos de color uniforme suelen dificultar la apreciación de las características de su superficie. En este caso, el terreno en el que aterrizó la aeronave presentaba estas condiciones, lo que pudo propiciar que el piloto no advirtiera la diferencia de nivel existente entre las dos plataformas que conformaban la zona, por lo que el helicóptero podría estar apoyado solamente con la parte delantera de sus patines, quedando sin

² Informe técnico del accidente ocurrido el 1 de agosto de 2006 al helicóptero Agusta Bell AB-412, D-HAFV en Cortes de a Frontera (Cádiz) (Referencia A-047/2006).

³ Recomendación de seguridad REC 17/08.

apoyar en el suelo la mitad trasera de los mismos, lo que se traduciría en un apoyo inestable. Además, y una vez que el helicóptero se encontraba posado sobre el terreno, se produjo el desembarco del personal de la brigada y el despliegue del helibalde, lo que modificó la posición del centro de gravedad de la aeronave, que se desplazaría hacia su límite posterior, de forma que pudo quedar a la altura de la parte trasera de los patines, que no estaría apoyada en el suelo, lo que induciría un par de cabeceo y podía haber provocado el inicio de la desestabilización.

Otros factores contribuirían a que el helicóptero se desestabilizara en el suelo, como que el sistema *Force trim* estuviera desconectado, lo que haría más sensible la palanca de mando cíclico a los movimientos de mando y además también estuviera desconectado el sistema AFCS. Ambas circunstancias suponen desviaciones de los procedimientos establecidos en el manual de vuelo para el aterrizaje. La desactivación del *force trim* es un hecho que se repetía en este caso y que había estado presente en las circunstancias de un accidente en el que estuvieron envueltos piloto y aeronave dos días antes y en el que se produjo una desestabilización del helicóptero en el suelo tras la toma.

2.2. Análisis del despegue

Debido a la urgencia del despegue, el helibalde no pudo ser izado verticalmente ni con suavidad, originándose por ello balanceo y movimientos verticales del mismo en el aire.

El interruptor CARGO REL estaba seleccionado en la posición OFF, impidiendo al piloto ejecutar la suelta inmediata del helibalde por el procedimiento normal, durante el intento de estabilizar el helicóptero. Podía haberlo hecho por el procedimiento de emergencia, que siempre está operativo, pero para ello debería haber desplazado uno de sus pies, desde el pedal de control del rotor antipar hasta el pedal de la suelta, lo que implicaría que mientras ejecutara dicha acción perdería capacidad de mando en guiñada.

El piloto ascendió hasta estacionario alto con el helibalde colgado y posiblemente, como se ha descrito anteriormente, con balanceo y desplazamientos horizontales y verticales del mismo. Estos movimientos incontrolados pueden inducir fuerzas con distintas componentes, dificultando la recuperación de la estabilidad del helicóptero.

Existe de nuevo una coincidencia en este aspecto con el accidente sufrido dos días antes y resultaría por tanto aplicable la recomendación de seguridad formulada al operador en ese caso sobre los procedimientos en el manejo del dispositivo de carga externa.

2.3. Coordinación entre el piloto y la BRICA

Al no haber ningún procedimiento de coordinación entre los pilotos y el personal de las brigadas, y, por ende, no tener éstos tampoco ningún tipo de formación para dar apoyo

a los pilotos durante el aterrizaje, no facilitaron ninguna información al piloto sobre las condiciones en las que se encontraba apoyado el helicóptero.

En este caso, el piloto dispone de información del apoyo del helicóptero únicamente a través de dos medios: su percepción visual del terreno y el comportamiento de la aeronave al desplazar el mando cíclico, lo cual, en este caso, posiblemente no permitió al piloto apreciar fielmente las condiciones del apoyo.

Un soporte cualificado de los miembros de las brigadas sobre este aspecto contribuiría a aumentar la seguridad de los aterrizajes en zonas no preparadas. Esta colaboración no debería restringirse al apoyo de los patines, sino que debería extenderse a toda la fase de aterrizaje, facilitando información, por ejemplo, de la presencia de obstáculos y su franqueamiento, etc.

En este sentido, resulta conveniente tener en cuenta que en las operaciones HEMS, que guardan bastantes similitudes con las operaciones de transporte de cuadrillas de extinción de incendios (ya que en ambas es preciso que a bordo de las aeronaves vayan personas diferentes de los pilotos, además de requerir, en muchas ocasiones, que se lleven a cabo aterrizajes en zonas no preparadas, operación en entornos hostiles, etc.), ya se había detectado la conveniencia de que el personal de los servicios sanitarios que vaya a bordo apoye a la tripulación durante el vuelo, lo que se ha plasmado en las JAR-OPS 3.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

1. El helicóptero se posó en el terreno, apoyando solamente la parte delantera de los patines de aterrizaje.
2. El color uniforme del suelo pudo dificultar la apreciación de las características de la superficie del terreno en el que aterrizó la aeronave.
3. El sistema *force trim* estuvo desconectado durante el aterrizaje y despegue posterior. El sistema AFCs se desconectó después del aterrizaje y no se activó para el despegue.
4. No se había armado el sistema eléctrico de apertura del gancho de carga.
5. No existen procedimientos de coordinación entre el piloto y los miembros de la brigada de bomberos durante el aterrizaje.
6. El helibalde permaneció enganchado en todo momento al gancho de carga.
7. Es probable que el helibalde, colgado del helicóptero, se desplazara en el aire, lateral y verticalmente, de manera brusca.
8. El piloto, ante la imposibilidad de controlar la aeronave, la operó en autorrotación.
9. El piloto no pudo atenuar el descenso del helicóptero en autorrotación, impactando fuertemente contra el suelo, debido a que no disponía de una combinación de velocidad-altura suficiente para ello.

3.2. Causas

Se considera que la causa de este evento fue la pérdida de control de la aeronave como consecuencia de los siguientes factores:

- Haberse posado en el terreno, apoyando solamente la parte delantera de los patines, de forma que no se aseguraba un apoyo estable de éstos.
- No haberse realizado correctamente el procedimiento de después del aterrizaje.

Es probable que el movimiento brusco del helibalde en el aire indujera desplazamientos oscilatorios del centro de gravedad del helicóptero que impidieron, o al menos no facilitaron, la estabilización de la aeronave.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

La dificultad del piloto o de los pilotos para ver y valorar correctamente los terrenos donde apoyan los patines ha sido analizada en anteriores investigaciones, en las que se resaltó la mejora en la seguridad de las operaciones que puede proporcionar la coordinación entre las tripulaciones de vuelo y los miembros de las brigadas, y a resultas de lo cual ya se emitió una recomendación de seguridad dirigida a un operador concreto. En este caso se desvela también una carencia de procedimientos de coordinación entre este operador y la empresa responsable de los miembros de la brigadas.

Por ello, y con objeto de mejorar la seguridad de las operaciones en extinción de incendios de los helicópteros, se emite la siguiente recomendación de seguridad:

REC 01/10. Se recomienda a la AESA que requiera a los operadores de aeronaves dedicadas al transporte de cuadrillas de extinción de incendios que, conjuntamente con las organizaciones responsables de esas cuadrillas, adopten procedimientos que permitan establecer una coordinación entre estos y las tripulaciones de vuelo, con el objeto de que los primeros apoyen a los pilotos durante los aterrizajes en terrenos no preparados, facilitándoles información sobre aspectos como la presencia y separación de obstáculos, apoyo de patines, etc.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 10 de marzo de 2007; 11:42 h UTC¹
Lugar	Aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo)

AERONAVE

Matrícula	N1271B
Tipo y modelo	COLUMBIA 350
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	TELEDYNE CONTINENTAL MOTORS (TCM) IO-550-N
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	41 años
Licencia	Piloto privado de avión (PPL(A))
Total horas de vuelo	693,55 h
Horas de vuelo en el tipo	29,7 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	No hubo

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Carrera de aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	27 de enero de 2010
---------------------	----------------------------

¹ La referencia horaria utilizada en este informe es la hora UTC salvo que se especifique expresamente lo contrario. Para obtener la hora local es necesario sumar 1 hora a la hora UTC.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El día 10 de marzo de 2007 la aeronave Columbia 350 (actualmente Cessna 350) de matrícula N1271B, realizaba un vuelo desde el Aeropuerto de Cuatro Vientos (LECU) hasta el Aeródromo de Casarrubios (LEMT). A bordo iba sólo el piloto. Unos 15 minutos después del despegue, sobre las 11:42 h, el piloto procedió a realizar el aterrizaje en el aeródromo de destino. Durante la carrera de aterrizaje, una vez las tres ruedas se hallaban sobre el terreno y el piloto comenzó a aplicar frenos, según la declaración de éste, la aeronave realizó un giro brusco a la derecha. El piloto corrigió entonces con el pie izquierdo y la aeronave se empezó a desviar hacia la izquierda, volviendo el piloto esta vez a corregir en sentido contrario. La aeronave comenzó a vibrar fuertemente. El piloto aplicó frenada diferencial para contrarrestar las desviaciones de la aeronave, pero la vibración no finalizó hasta prácticamente el final de la pista, cuando la aeronave se detuvo por completo.

El piloto resultó ileso.

La aeronave sufrió la pérdida de la carena derecha del tren al final del recorrido, aunque una vez en plataforma el piloto comprobó que, aparte de otros daños, lo más significativo era que la cola de la aeronave mostraba una gran grieta del revestimiento en la parte inferior del fuselaje con deformaciones dirigidas en diagonal hacia la parte superior (véase Figura 1).



Figura 1. Detalle de los daños apreciables en el carenado de la rueda derecha y en la cola

1.2. Información personal

El piloto contaba con una licencia de piloto privado de avión (PPL(A)) estadounidense emitida por la Federal Aviation Administration (FAA) y licencia JAR-FCL emitida por la Dirección General de Aviación Civil (DGAC) de España, ambas válidas y en vigor, así como certificado médico de clase 3 de la FAA y certificado médico de clase 2 JAR-FCL ambos válidos y en vigor.

En cuanto a la experiencia en vuelo, el piloto tenía un total de 693,55 h de vuelo en el momento del incidente, de las cuales 29,7 h eran en el tipo (10,4 de ellas en simulador). En total el piloto había realizado con esa misma aeronave 24 aterrizajes previos al del incidente.

El vuelo correspondiente al del incidente era el primer vuelo del día.

1.3. Información de la aeronave

1.3.1. Información general

La aeronave Cessna 350 (anteriormente Columbia 350 y según los registros de la aeronave modelo LC42-550FG) de matrícula N1271B con S/N 42529 es una aeronave monomotor de plano bajo y tren triciclo fijo con capacidad para cuatro plazas. Está equipada de un motor TCM modelo IO-550-N (S/N 689121) con 310 HP y una hélice Hartzell modelo PHC-J3YF-1RF/F7491D1 (S/N FP4647B).

La estructura del fuselaje es semimonocasco, construida de material compuesto, constituido, en su mayoría, en núcleo de panal de abeja con dos capas exteriores de fibra de vidrio. En aquellas áreas donde se requiere mayor resistencia y rigidez (largueros principales) se añade a la estructura capas de fibra de carbono.

Esta aeronave está certificada según los requisitos de la norma FAR 23 «Estándares de Aeronavegabilidad para aeronaves de categoría normal, utility, acrobática o conmuter».

Tenía Certificado de Aeronavegabilidad para categoría Utility emitido por la FAA el día 30 del noviembre de 2006 y Certificado de Matrícula estadounidense emitido por la FAA el día 22 de noviembre de 2006. La aeronave contaba con el Certificado del seguro así como la Licencia de estación de aeronave, ambos en vigor.

Los registros de mantenimiento contemplaban la primera revisión de 50 horas practicada con fecha de 22 de febrero de 2007 en España con un total de 44,20 h reales, en la cual se contemplaba en uno de sus puntos la comprobación de la presión de los neumáticos.

En el momento del incidente la aeronave tenía 50,60 h en total.

1.3.2. Estructura de la cola

La estructura interna de la cola de la aeronave consta de dos elementos principales:

Mamparo de antena (*Antenna Bulkhead*). Es un elemento estructural que proporciona resistencia a cortadura lateral y a torsión. Está unido al mamparo de equipaje posterior, a ambos lados del fuselaje y al refuerzo vertical de cortadura.

Refuerzo vertical de cortadura (*Vertical Shear Web*). Es el principal refuerzo estructural a cortadura en el estabilizador vertical. Está pegado a ambos lados del fuselaje, y junto con el mamparo de antena y el mamparo de NAV conforma el estabilizador vertical.

La rotura se produjo en la unión de ambos elementos (mamparo de antena y refuerzo vertical de cortadura) (véase Figura 2).

1.3.3. Estructura del tren de aterrizaje

La estructura básica del tren de aterrizaje de este modelo según el Manual de Mantenimiento es la siguiente:

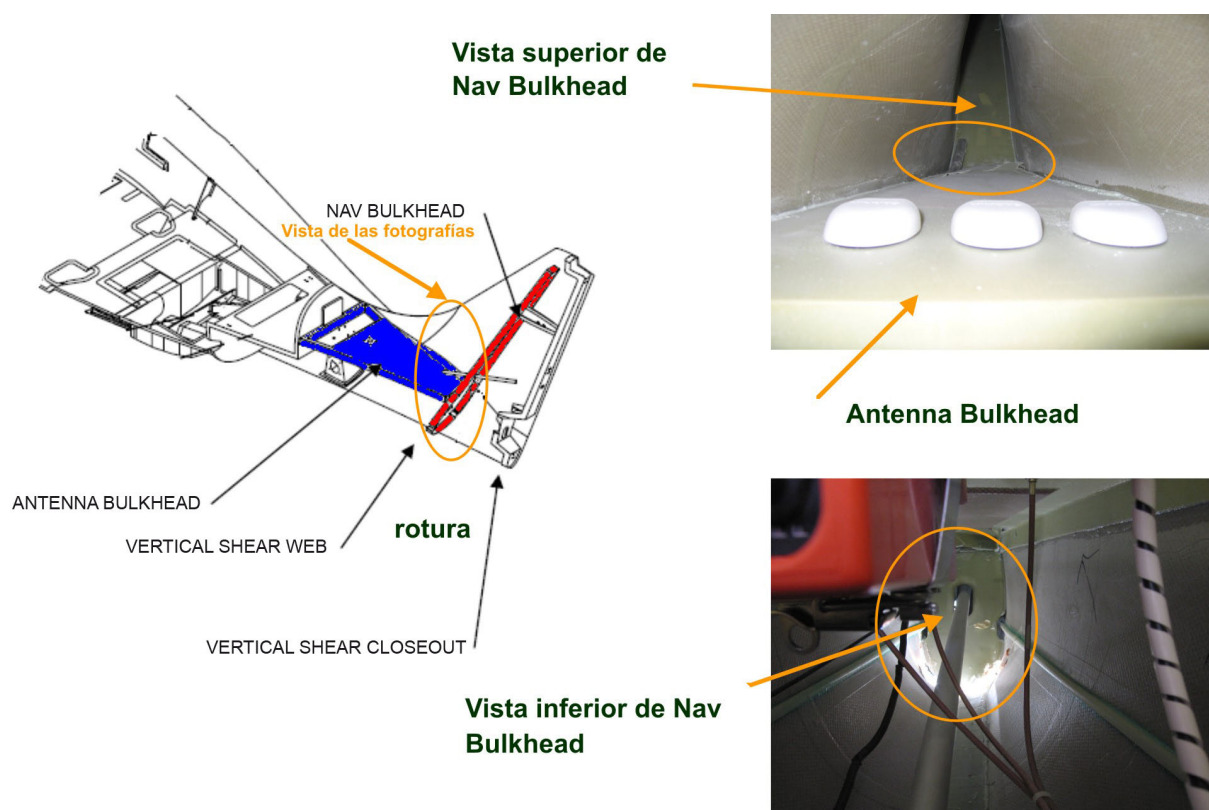


Figura 2. Detalle de la estructura de la cola

Diseño

El Columbia 350 tiene una configuración de tren de aterrizaje triciclo fijo. El tren principal está construido con tubos de acero de alta resistencia unidos al fuselaje mediante una bancada soldada de acero.

Entre las patas y la bancada existen unos casquillos de aleación de cobre con una capa en la cara interior de teflón para evitar el desgaste y la corrosión en la pata. En la cara exterior se extiende una capa de adhesivo que une esta superficie con la pared interior de la bancada del tren. Según el fabricante, la función final de los casquillos es soportar las cargas no axiales en las patas del tren de aterrizaje principal. La bancada principal del tren está directamente anclada a la estructura del fuselaje. La aeronave tiene frenos en las ruedas principales.

La rueda de morro no tiene dirección, para dirigir la aeronave se utiliza el *frenado diferencial* de los frenos del tren principal, y la rueda de morro gira libremente.

Durante el montaje de las ruedas del tren principal es importante determinar la convergencia/divergencia (θ) y la inclinación (α) de éstas.

- La convergencia/divergencia es el ángulo entre el eje de la rueda y el plano vertical perpendicular al plano de simetría de aeronave.
- La inclinación es el ángulo entre el eje de la rueda y el plano horizontal perpendicular al plano de simetría de aeronave.

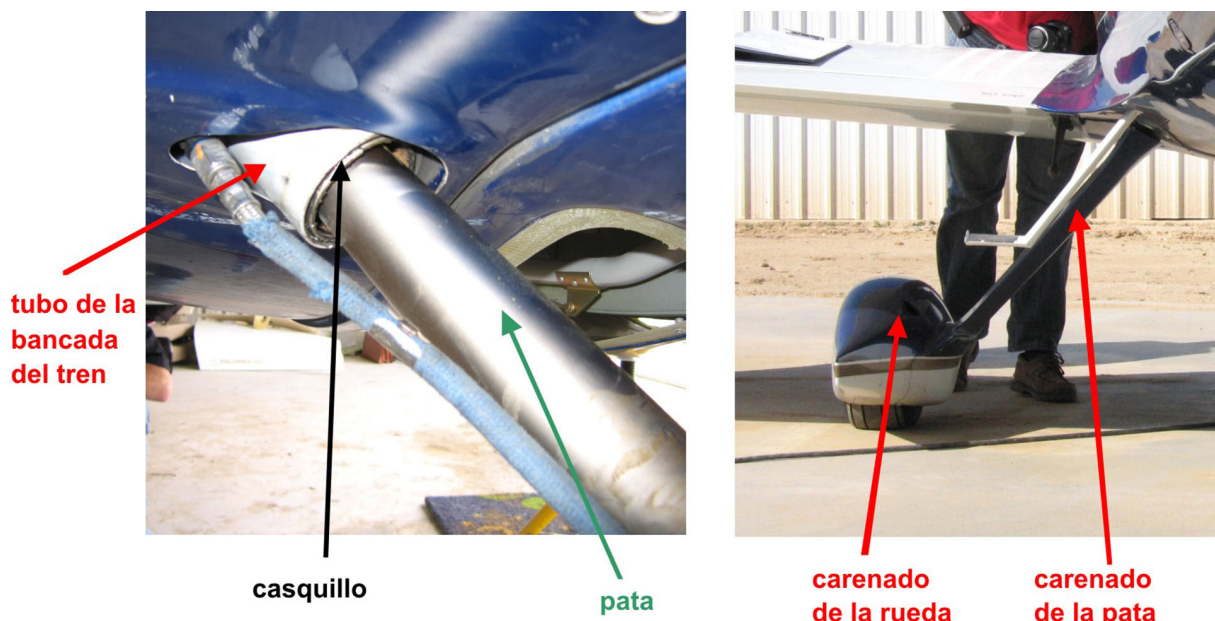


Figura 3. Detalle de la estructura del tren

Estas medidas se establecen con todas las ruedas en el suelo, en una superficie de baja fricción.

En el Manual de Mantenimiento se establecen tolerancias en cuanto a la inclinación (*camber*) y la convergencia/divergencia (*toe-in and toe-out*). Éstas se deben cumplir con los casquillos (*bushings*) correctamente instalados.

Servicio y Mantenimiento

La bancada del tren es un componente estructural importante y debería ser inspeccionado cada 100 h o anualmente por desgaste y corrosión. Para ello hay que quitar los carenados de las patas y la pata, inspeccionar los tubos de cogida de las patas de la bancada por corrosión y desgaste y, si existe superficie de corrosión, pulir ligeramente la cara interior del tubo de cogida de las patas utilizando una lija cilíndrica.

El casquillo, en la parte inferior del tubo de cogida, también debería ser inspeccionado por excesivo desgaste y cambiado si fuera necesario. Cuando se cambie el casquillo hay que limpiar minuciosamente la superficie interior del tubo de cogida de las patas e instalar éstas con el componente retenedor Loctite 675² y dejar que éste realice un curado completo antes de instalar la pata.

1.4. Declaración del piloto

El piloto declaró que ese día se disponía a realizar un vuelo solo, desde Cuatro Vientos a Casarrubios. Las condiciones atmosféricas eran CAVOK con viento suave del Noreste. El combustible a bordo era de un poco menos de media capacidad en ambos tanques. Al acercarse al aeródromo de destino realizó la aproximación con normalidad cubriendo los tramos del circuito de viento en cola izquierdo, base y final a la pista 08 de Casarrubios (LEMT). La velocidad indicada en final era de 80 kt y utilizó full flap. El aterrizaje fue normal y tras apoyar las tres ruedas, y empezar a frenar la aeronave (aproximadamente 100 m después del contacto con el terreno), la aeronave viró bruscamente a la derecha y empezó a deslizar a la izquierda originándose una vibración. Según su declaración, pudo controlar ese primer bandazo aplicando freno diferencial, sobreviniendo a continuación otro bandazo en sentido contrario y así sucesivamente tres o cuatro veces más, tiempo durante el que la vibración y el traqueteo se hicieron enormes, de tal forma que al empezar los bandazos pudo subir los flaps para aumentar la efectividad de la dirección, pero no pudo accionar la palanca del control de la mezcla para parar el motor.

² Según el Manual de Mantenimiento entregado al propietario junto a la aeronave.

La vibración cesó cuando la aeronave perdió casi toda la velocidad, unos cien metros antes del final de la pista; entonces rodó la aeronave hasta la salida y al pisar el freno derecho para girar, la pata derecha del tren volvió a vibrar. Durante este rodaje vio que había perdido una de las carenas de las ruedas, por lo que lo puso en conocimiento del tráfico entrante.

Posteriormente, pensando que el único daño sufrido era la carena, rodó hasta la plataforma, y cuando bajó de la aeronave se percató del daño que sufría la cola.

El piloto también comentó que en el vuelo inmediatamente anterior al del incidente (6 días antes), tras un vuelo de unas tres horas, al aterrizar en el Aeropuerto de Cuatro Vientos (LECU) la aeronave también dio un bandazo a la derecha al iniciar la frenada y empezó a vibrar, pero tras corregir esa actitud, la deceleración fue normal y pudo rodar hasta la plataforma sin mayor problema, por lo que no le dio importancia.

1.5.- Información de aeródromo

El Aeródromo de Casarrubios es un aeródromo privado situado en la provincia de Toledo de coordenadas N 40° 14' 06'', W 04° 01' 53'' cuya elevación es de 2.050 ft. Posee una pista asfaltada de orientación 08/26 con una longitud es de 986 m y 26 m de anchura (véase Figura 2). En el sentido del aterrizaje (pista 08) del incidente la longitud de pista disponible era de 636 m debido a que el umbral 08 está desplazado.

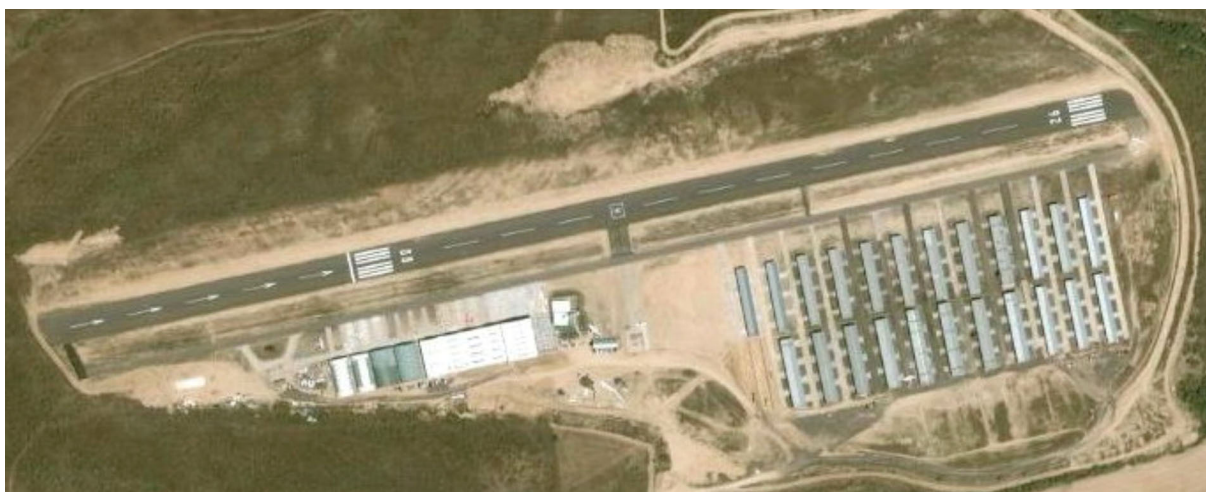


Figura 4. Vista aérea del Aeródromo de Casarrubios (LEMT)

1.6. Inspección de la aeronave

La aeronave se encontraba estacionada en su hangar habitual ubicado en este aeródromo. En esta primera inspección visual se observaron los siguientes daños en la aeronave:

- Rotura del revestimiento en la parte inferior de la cola con deformaciones permanentes del fuselaje en la zona adyacente y ascendentes en un ángulo aproximado de 45° con respecto al eje longitudinal de la aeronave.
- Rotura de la estructura interior en la misma zona (véase Figura 2).
- Deformación del panel inferior central del fuselaje a la altura de la bancada del tren principal de aterrizaje con rotura de algunos de los tornillos de anclaje de este panel al fuselaje.
- Grietas en ambas ventanillas traseras de la aeronave
- Falta del carenado correspondiente a la rueda derecha del tren principal de aterrizaje y daños en el carenado de la pata con rozaduras en la zona de anclaje del carenado de la pata al fuselaje.
- Daños en los carenados de ruedas y pata del tren principal izquierdo con rozaduras en la zona de anclaje del carenado de la pata al fuselaje, sin rozaduras entra las ruedas y sus carenas o en la parte inferior del éstas por contacto con el terreno.

Por las huellas dejadas por la aeronave en la pista, se observaba un comportamiento anormal del tren, por lo que se decidió realizar una inspección con mayor nivel de detalle a esta estructura. Al retirar fácilmente el carenado de la pata derecha debido a la ausencia del carenado de rueda (véase Figura 3) se pudo observar claramente que el casquillo situado entre el tubo de la bancada del tren y la propia pata no se encontraba en su alojamiento (véase Figura 5). Se procedió a observar la otra pata y, aunque, con más dificultades puesto que el propio carenado lo

impedía, se comprobó que igualmente, el casquillo se hallaba en la misma condición que el derecho, fuera de su alojamiento.



Figura 5. Detalle del casquillo de la pata derecha desplazado de su alojamiento

En una segunda inspección organizada a petición del fabricante asistieron técnicos expertos de éste, la CIAIAC, un experto en estructuras de apoyo a la CIAIAC y la unidad de Certificación de la DGAC como autoridad nacional de aeronavegabilidad y aeronavegabilidad continuada. Con esta inspección se pretendía determinar daños y posibles causas a un nivel más profundo.

Se realizaron las siguientes actuaciones sobre la aeronave:

- Comprobación de daños en la bancada del motor y en el propio motor.
- Comprobación uno a uno de los pernos que sujetan el ala al fuselaje para observar posibles deformaciones evidentes y daños en la estructura, mediante inspección visual.
- Eliminación del revestimiento interior de la cabina para observar posibles deformaciones en la estructura.
- Inspección del tren de morro.

No se apreció anomalía significativa aparente alguna en ninguna de ellas.

- Comprobación de la presión de los neumáticos apreciando diferencias significativas: La presión de los neumáticos con respecto a la nominal era la siguiente:
 - Rueda de morro al 77,5% de su presión nominal.
 - Rueda principal izquierda al 66% de su presión nominal.
 - Rueda principal derecha al 68,5% de su presión nominal.
- Comprobación de la holgura en el alojamiento de las patas, con y sin casquillos, midiendo el desplazamiento en el extremo del eje de la rueda horizontal y verticalmente. A simple vista no se apreciaba diferencia significativa pero la posterior comparación de los resultados con los nominales aportó la siguiente diferencia:

	RH con casquillos	LH con casquillos	RH sin casquillos	LH sin casquillos
Vertical	0,2 cm	0,2 cm	0,5 cm	0,3 cm
Longitudinal	0,35 cm	0,3 cm	0,7 cm	0,5 cm

- Toma de medidas de diámetro interior del tubo de la bancada de tren, diámetro exterior de la pata, espesor del casquillo y contraste con medidas nominales.
 - El máximo juego posible con las dimensiones especificadas por el fabricante era de 0,016 pulgadas.
 - El juego a partir de las medidas tomadas en la inspección de la aeronave era de 0.03125 pulgadas, del orden del doble del especificado.
- Desmontaje del tren principal siguiendo en líneas generales los puntos de la inspección después de una toma dura (*post hard landing*) incluida en el Manual de Mantenimiento.
- Desmontaje y comprobación del sistema de frenos no identificando anomalía ni defecto alguno, ni en componentes, ni en nivel y presión de hidráulico.
- Se comprobaron los anclajes de las patas a la bancada del tren no apreciando anomalía significativa alguna.

1.7. Huellas en la pista

Las huellas dejadas en la pista por los neumáticos de la aeronave (véase Apéndice A) mostraban un primer tramo de rodadura continua que se iba desviando desde el eje de la pista hacia la izquierda. Posteriormente las huellas iban realizando una oscilación continua en su rodadura hasta el momento en que se volvieron huellas discontinuas, con cambio de ángulo con respecto al eje longitudinal de la aeronave y no paralelas, sino con cierto desfase, como si el avión hubiera estado «saltando» alternativamente con una rueda y otra. Había una zona de arena en la pista en la cual se comprobaba que el avión no había rodado y se observaban tres huellas perfectamente diferenciadas (véase Figura 6).

Las marcas de las huellas abarcaban una longitud de unos 260 m aproximadamente y finalizaban a unos 100 m del final asfaltado de pista.



Figura 6. Detalle de huellas en la arena y en el asfalto

1.8. Investigación

Se solicitó información al fabricante sobre diferentes aspectos relacionados con la aeronave. El fabricante informó que los modelos de Columbia 300-350 y 400 compartían fuselaje y estructura similar con diferencias en cuanto a equipación y, en el caso particular del modelo 400, la instalación de un motor turboalimentado. También informó de que todas las estructuras pasaban diferentes test de tipo estático, sobrecarga

estática, de caída dinámica, de fatiga, de vibración en tierra y de vuelo, aparte de otros test con objeto de la certificación de la aeronave.

Según el historial de la aeronave del incidente, en el Libro de Registros de Fabricación (*Aircraft Build Records*), aparecían reflejadas no conformidades durante el proceso de fabricación, anteriores a la entrega de ésta. En este documento aparecían, entre otros, los siguientes aspectos:

- Retoque y reparación del material compuesto de varias zonas del fuselaje, debido a los impactos de granizo de una importante tormenta acaecida mientras la aeronave se encontraba en el exterior de las instalaciones de la fábrica, a la espera de su entrega al propietario. Según el plano de daños, uno de estos retoques estaba localizado en la cola, en las proximidades de la zona de rotura correspondiente al incidente. El fabricante informó de que el daño localizado en la cola debido a la tormenta de granizo era estético y que éste no había afectado a la resistencia de esa zona.
- Cambio de los casquillos del tren principal debido a un uso erróneo del adhesivo a utilizar.

1.8.1. *Cambio de adhesivo en los casquillos*

El fabricante informó de que el adhesivo utilizado para sujetar los casquillos a la bancada del tren se había cambiado. Aunque en el Manual de Mantenimiento se hacía referencia al adhesivo Loctite 675, la última revisión del Manual de Mantenimiento contemplaba la utilización de un nuevo adhesivo, Loctite 638, que era el que realmente tenía aplicado la aeronave afectada, según la información contemplada en el «Libro de Registros de Fabricación» de ésta. El motivo del cambio, según el fabricante, era que el nuevo adhesivo proporcionaba una mayor resistencia y era menos sensible a la preparación de la superficie para reinstalar los casquillos, así como a la técnica utilizada para su instalación. El cambio de Loctite 675 a Loctite 638 se produjo en febrero de 2004. A pesar de que la entrega de la aeronave se realizó en 2006, el Manual de Mantenimiento aportado al propietario no reflejaba la utilización de este nuevo adhesivo en esa aeronave, aunque sí aparecía en los registros de no conformidades del fabricante. Ninguna nota aclaratoria o anexa había sido aportada al propietario para hacer constar esta diferencia de la aeronave con respecto a su Manual de Mantenimiento.

En agosto/septiembre de 2007, en el foro de la página web de Columbia, se registraron casos de propietarios/pilotos que mostraban su preocupación ante algunos casos de comienzo de desplazamiento de estos casquillos. Algunos reconocían que habían sido advertidos por los mecánicos de mantenimiento durante diversas inspecciones (en la inspección anual, antes de la inspección de 100 horas) y que éstos últimos manifestaban que era común encontrar que los casquillos comenzaran a desplazarse. Uno de los afectados declaraba que durante el carreteo oyó un sonido detrás del asiento y que uno

de los casquillos se había soltado. El suceso ocurrió al realizar una frenada brusca para girar hacia un lado.

El fabricante informó que no había cargas impuestas en los casquillos en ningún escenario de vuelo o aterrizaje en el cual esa aeronave estuviera certificada, que pudiera causar el desplazamiento de los casquillos. La función de los casquillos era para evitar a largo plazo el desgaste inapropiado de la pata y para proporcionar confort en cabina.

Posteriormente se informaría de un nuevo cambio de adhesivo, Loctite 660, para asegurar una unión más resistente. Después del cambio de 675 a 638 se habían notificado un par de casos más de suelta de casquillos pero según el fabricante no se tenía constancia de la aparición de nuevos casos desde la aplicación del Loctite 660.

1.8.2. *Estudio de la presión de los neumáticos*

Como consecuencia de las bajas medidas de presión de los neumáticos, obtenidas durante la inspección de la aeronave, se procedió a proporcionar a éstos la presión nominal establecida en el Manual de Mantenimiento. Semanas más tarde (simulando el periodo de tiempo entre la fecha de la inspección de las 50 horas y la fecha del incidente) se volvió a comprobar la presión, no apreciándose pérdidas significativas.

1.8.3. *Estudio de las holguras observadas en el tren por la falta de casquillos*

Se realizaron varias consultas al fabricante sobre la influencia en el comportamiento del tren de las holguras existentes por la falta de casquillos, con respecto a las medidas nominales.

Según el fabricante, el juego existente entre la pata y bancada del tren debido a la falta de los casquillos no afectaba de forma adversa a las tolerancias especificadas en el Manual de Mantenimiento (véase apartado 1.3.3):

- El desplazamiento vertical podría causar un cambio en el valor de la inclinación. Según el fabricante, considerando que la pata pudiera pivotar sobre su anclaje superior, esto correspondería a una deflexión angular de $0,14^\circ$. Los registros de la aeronave mostraban que la inclinación original medida en el momento de fabricación fue de $2,2^\circ$ en la rueda izquierda y $2,1^\circ$ en la derecha. Un aumento de $0,14^\circ$ resultaría en inclinaciones dentro de tolerancias de diseño ($1,3^\circ$ - $3,3^\circ$), por lo que incluso sin el casquillo, según el fabricante, la inclinación estaría dentro del diseño.
- El desplazamiento hacia delante o hacia atrás de la rueda podría causar cambios en la convergencia/divergencia. El mayor desplazamiento se observó en la rueda derecha y fue de 0,7 frente a 0,35 con casquillo instalado. Esto daría un desplazamiento máximo de 0,35 cm. Según el fabricante, considerando que la pata pudiera pivotar

sobre su anclaje superior, esto correspondería a una deflexión angular de $0,17^\circ$. Los registros de la aeronave mostraban que la convergencia/divergencia original medida en el momento de fabricación fue de $0,44^\circ$ en ambas ruedas. Un aumento de $0,17^\circ$ resultaría en medidas todavía dentro de rango de diseño ($0,25^\circ$ - $0,75^\circ$), según el fabricante.

1.8.4. *Estudio del juego existente entre tubo de la bancada y pata con casquillo instalado*

El máximo juego permitido, según el fabricante, entre el tubo de la bancada y la pata con casquillo instalado era de 0,016 pulgadas; el medido en la aeronave del incidente fue de 0,03125 pulgadas, aproximadamente el doble.

Los datos de las Hojas de Datos Técnicos de los diferentes tipos de adhesivos utilizados (Loctite 638 y 660) muestran que las separaciones entre elementos de unión pueden ser de 0,01 pulgadas con el Loctite 638 y 0,02 pulgadas con el Loctite 660 (la separación nominal era de 0,016 pulgadas). El rango de temperatura permitido aumentaba con el Loctite 660 hasta incluir los -50° .

El fabricante informó que la diferencia entre estas separaciones reales y las requeridas para la utilización y actuación del adhesivo no eran apreciables puesto que el diseño del casquillo era de un anillo seccionado y sobredimensionado, permitiendo una acción de muelle creando de esta forma una tolerancia muy baja.

Por otro lado, se consultó al fabricante cómo los ciclos de calor-frío acaecidos durante el traslado de la aeronave desde Oregón a España podrían haber afectado al comportamiento del adhesivo. El fabricante no consideró importante este factor, dado que las tolerancias en las holguras estaban dentro del diseño (véase apartado 1.8.3).

Las Hojas de Datos Técnicos mostraban que el adhesivo 660 no era más resistente que el 638 como afirmaba el fabricante (la resistencia a cortadura bajo compresión tras curado de 24 horas según ISO 10123 era de 23 N/mm^2 (del Loctite 660) frente a 25 N/mm^2 (del Loctite 638)). El criterio utilizado por el fabricante para seleccionar el nuevo adhesivo era que la viscosidad de éste último era mayor y evitaba que el adhesivo se saliera fuera del tubo de la bancada.

1.8.5. *Acciones emprendidas por el fabricante*

El fabricante informó, a petición de la CIAIAC, que se habían ocasionado más casos de suelta de casquillos debido a una inapropiada preparación e instalación de éstos. El Departamento de Integridad del Producto (*Product Integrity Board*) había estado

investigando la suelta de casquillos y había establecido los siguientes cambios para mejorar la retención de éstos en su alojamiento:

- Se había advertido a los técnicos que debían hacer una adecuada preparación de la superficie antes de la instalación de los casquillos.
- Se había cambiado el tipo de adhesivo utilizado de Loctite 638 a 660 para asegurar una unión más resistente.
- Se informó de que se había emitido un Boletín de Servicio Obligatorio (SB-07-005A) en el cual se requería la inspección de los casquillos en la inspección anual o la de las 100 horas siguientes. Si los casquillos se encontraban desplazados en esta inspección se tenía que instalar unos nuevos con el Loctite 660. Posteriormente también se pudo comprobar que en la última versión del Boletín de Servicio SB-007-005C (7 de abril de 2008) el P/N de los casquillos también se había cambiado. Según el fabricante no hay cambios en la instalación forma o función entre los casquillos antiguos a los recientes. También se había añadido una nueva tarea dentro de la Lista de Chequeo de la Prevuelo, requiriendo a los pilotos que en cada inspección prevuelo comprobaran que los casquillos estaban adecuadamente alojados.
- Por último, el Departamento de Integridad del Producto también estaba examinando varias opciones de ingeniería para mejorar el diseño.

En enero de 2008 nuevos casos aparecieron en el foro en los que los casquillos se habían encontrado desplazados de su alojamiento. En uno de estos casos el piloto había comenzado a sentir fuertes vibraciones durante la frenada, en la carrera de aterrizaje.

Aunque el fabricante fue consultado sobre estos casos y las circunstancias y consecuencias de cada uno de ellos, no hay respuesta por su parte, sólo se tiene la información extraída del foro.

Posteriormente a la fase de remisión de comentarios de las partes, el fabricante informó de que a principios de 2008 se había implementado en las aeronaves de nueva fabricación un cambio en el diseño de las patas del tren. Este cambio consistía en un resalte que encajaba en el tubo de la bancada y evitaba el desplazamiento del casquillo en caso de que el adhesivo fallara. Este diseño no aplicaba a las aeronaves ya fabricadas aunque estaba disponible si se quería realizar su reemplazamiento.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

2.1. Análisis

2.1.1. *Hipótesis consideradas durante la investigación*

Durante el desarrollo de la investigación se han considerado varias hipótesis que habrían podido contribuir al incidente.

Toma dura

En un principio se consideró que una toma dura pudiera haber dañado la cola. Aunque el fabricante realizó la inspección *post Hard Landing* sin seguir rigurosamente el procedimiento indicado en el Manual de Mantenimiento, sí se llegó al nivel necesario para poder descartar dicha hipótesis.

Zona de cola dañada

Según los registros de construcción de la aeronave en el Libro de Registros de Fabricación se conoció que la aeronave había sufrido reparaciones debido a daños sufridos tras una importante tormenta de granizo acaecida antes de su entrega al propietario. El fabricante informó de que los daños eran meramente estéticos y que no afectaron a la resistencia estructural de la aeronave. No se ha podido determinar si la trayectoria de la rotura en la cola pasaba por el punto reparado en fábrica antes de la entrega.

Presión de los neumáticos

El fabricante resaltó que los valores de presión que mostraban los neumáticos eran muy bajos. Según su opinión esta baja presión podía desembocar en lo siguiente:

- Los neumáticos se aplastarían de tal forma que serían más anchos en la parte inferior, hecho que reduciría el espacio existente con el carenado de las ruedas, llevando potencialmente a los neumáticos a «agarrarse» a los carenados cuando se experimentaran cargas laterales.
- Los neumáticos tendrían mayor superficie de contacto con el terreno resultando en un aumento de fricción con el terreno.

Durante la inspección se pudo apreciar que los carenados de las ruedas no tenían evidencias de rozaduras con las ruedas, ni que el desgaste de los neumáticos fuera propio de un contacto de mayor área con el terreno. El desgaste de los neumáticos era más o menos homogéneo excepto en algunas zonas donde se apreciaban signos de deslizamiento.

Por otra parte, ni en la inspección visual realizada el primer día por los investigadores de la CIAIAC ni un mes más tarde por los representantes del fabricante, se apreció visualmente una alarmante baja presión de los neumáticos. No fue hasta conocer su medida exacta mediante un manómetro cuando se comenzó a considerar este factor.

Posteriormente la CIAIAC realizó pruebas sobre los neumáticos proporcionándoles la presión nominal y midiendo semanas más tarde (para simular el periodo de tiempo entre la fecha de la inspección de las 50 horas y la fecha del incidente), no apreciándose

pérdidas significativas de presión. Parece entonces razonable que la baja presión de los neumáticos ya estaba presente en los vuelos previos al incidente sin causar vibración alguna durante los aterrizajes.

Operación del piloto

La aplicación de gran frenado diferencial durante la carrera de aterrizaje habría inducido, según el fabricante, una oscilación en la frenada y el posterior bloqueo de las ruedas del tren principal, provocando que la aeronave comenzara a vibrar violentamente.

Las marcas de los neumáticos no tenían signos evidentes de que ambas ruedas hubieran estado bloqueadas deslizando por la pista porque el desgaste era regular. Las huellas sí mostraban que el avión había estado «saltando» primero con una rueda y luego con otra y con variación del ángulo con respecto al eje longitudinal del avión. Había una zona de arena en la pista en la cual se comprobaba que el avión no había rodado y se observaban tres huellas perfectamente diferenciadas (véase Figura 6). La única zona de rodadura homogénea era durante el primer tramo, en el cual la aeronave inició su desviación partiendo desde el eje de la pista, dejando huellas continuas de frenado para posteriormente comenzar una oscilación continua (véase Apéndice A).

Desplazamiento de los casquillos de su alojamiento

El fabricante informó que el juego existente entre la pata y bancada del tren debido a la falta de los casquillos no afectaba de forma adversa a las tolerancias especificadas en el Manual de Mantenimiento (inclinación y convergencia/divergencia) (véase punto 1.8.3).

La tolerancia de diseño especifica los límites para una determinada medida pero no considera la existencia de un rango de valores, es decir, de un juego, que es lo que produce en este caso la falta del casquillo.

Por otro lado, el máximo juego permitido, entre el tubo de la bancada y la pata con casquillo instalado era de 0,016 pulgadas; el medido en la aeronave del incidente fue de 0,03125 pulgadas, aproximadamente el doble.

A pesar de que el fabricante informaba de que este dato no era significativo puesto que se trataba de casquillos seccionados y sobredimensionados (permitiendo el ajuste de éstos con muy poca tolerancia), los requisitos de utilización de los adhesivos establecían que las separaciones entre elementos de unión debían ser de 0,01 pulgadas con el Loctite 638 y 0,02 pulgadas con el Loctite 660 (la separación nominal era de 0,016 pulgadas). Las Hojas de Datos Técnicos mostraban además que el adhesivo 660 no era más resistente que el 638, razón que se establecía como motivo del cambio a Loctite 660 (véase apartado 1.8.4). Por el contrario, el cambio a adhesivo Loctite 660

sí permitía que la separación entre la pared interior de la bancada del tren y pared exterior del casquillo se ajustara a esa separación nominal establecida por el fabricante (0,016 pulgadas).

El fabricante informó de que, a principios de 2008, se había implementado en las aeronaves de nueva fabricación un cambio en el diseño de las patas del tren (que consistía en un resalte que encajaba en el tubo de la bancada y evitaba el desplazamiento del casquillo en caso de que el adhesivo fallara). Se considera que esta acción no asegura que puedan volver a suceder otros casos de suelta de casquillos y sus posteriores consecuencias, ya que el cambio de diseño no aplica a las aeronaves ya fabricadas, aunque esté disponible para su reemplazamiento, por lo que se mantiene la Recomendación emitida al final de este informe.

2.2. Conclusiones

Una vez presentada y analizada la información que se recopila sobre el incidente, se pueden realizar las siguientes conclusiones:

- La aeronave tenía 54,6 h de las cuales 34,5 las había realizado durante el transporte desde la fábrica de Bend (Oregón) hasta Casarrubios (Madrid) para su entrega al propietario.
- A las 44,20 h reales de vuelo se realizó la revisión de las 50 h de la aeronave según el Manual de Mantenimiento.
- La aeronave sufrió grandes vibraciones durante la carrera de aterrizaje con desviación desde el eje de la pista hasta el borde asfaltado sin llegar a salirse y deteniéndose casi al final de ésta. El tren derecho e izquierdo fueron contactando con la pista alternativamente existiendo variación de sus ángulos según el eje longitudinal de la aeronave.
- La aeronave sufrió una rotura en la cola en la unión del refuerzo vertical de cortadura y el mamparo de la antena.
- La aeronave había sufrido reparaciones de material compuesto en su fuselaje por daños por tormenta de granizo, y particularmente en las proximidades de la zona de rotura de la cola.
- Durante distintas inspecciones se encontró que la presión medida de los neumáticos era baja y que los casquillos existentes entre las patas del tren y la cogida a la bancada estaban fuera de su alojamiento.
- En posteriores pruebas realizadas por la CIAIAC se comprobó que los neumáticos no tenían pérdida significativa de presión.
- La baja presión de neumáticos, por tanto, podría haber tenido lugar durante la inspección de las 50 horas, único momento desde la entrega de la aeronave en que se ajustó la presión (según consta en la Orden de trabajo de la revisión).
- El piloto al menos realizó 5 aterrizajes después de esta revisión sin notar ninguna anomalía.

- La función de los casquillos era evitar a largo plazo el desgaste inapropiado de la pata y para proporcionar confort en cabina.
- Las holguras medidas durante la inspección como consecuencia de la falta de estos casquillos estaban dentro de las tolerancias de diseño según el fabricante.
- En el foro de Columbia, en el cual los pilotos comentan sus experiencias con sus aeronaves, se encontraron varios testimonios que hacían referencia a comienzo de desplazamiento de casquillos. En uno de estos casos se relacionaba la suelta de los casquillos con episodios de pérdida de control direccional y vibraciones durante el aterrizaje.
- Se desconoce si en estos casos aparecidos en su foro se había comprobado que la presión de los neumáticos era la adecuada y si los pilotos habían aplicado frenada diferencial causando la vibración.
- El fabricante informó de que el adhesivo utilizado para fijar los casquillos a la bancada había sido sustituido (Loctite 675) y que la aeronave ya no tenía aplicado el que el Manual de Mantenimiento refería, puesto que antes de salir de fábrica se le había aplicado el nuevo (Loctite 638).
- Ninguna anotación de este cambio estaba reflejada en la documentación aportada al propietario y el Manual de Mantenimiento seguía haciendo referencia al antiguo adhesivo.
- El fabricante admitió que había tenido conocimiento de ocasionales pérdidas de casquillos y había cambiado el adhesivo para evitarlo (de Loctite 675 a Loctite 638). Posteriormente informó de otro nuevo cambio de adhesivo (de Loctite 638 a Loctite 660).
- Los datos de las Hojas de Datos Técnicos de los adhesivos 638 y 660 muestran que las separaciones entre elementos de unión pueden ser de 0,01 pulgadas con el Loctite 638 y 0,02 pulgadas con el Loctite 660. La separación nominal entre elementos de unión era de 0,016 pulgadas por lo que esta instalación de casquillos no cumpliría con los requisitos de separación especificados según el Loctite 638, adhesivo aplicado en la aeronave de este incidente.
- Todas las acciones emprendidas por el fabricante (inspecciones, aplicación de nuevos adhesivos, adecuada preparación de las superficies, inspección prevuelo, valoración del diseño...) han sido orientadas a conseguir que los casquillos permanezcan en su alojamiento. De hecho se ha producido una modificación en el diseño de las patas para asegurar la retención de los casquillos en caso de un fallo de adhesión del adhesivo.
- No se ha podido determinar si la resistencia en la zona de rotura de la cola era la de diseño o si ésta pudo verse afectada por algún otro factor (fabricación, tormenta de granizo, reparaciones, etc.).

2.3. Causas

A tenor de la información de la que se dispone, se considera que el incidente se produjo por una gran vibración experimentada por la aeronave desde el momento de aplicación

de frenos durante gran parte de la carrera de aterrizaje, debido a la suelta de los casquillos de las patas del tren de su alojamiento.

La aplicación de frenada diferencial por parte del piloto ante la situación de descontrol de la aeronave pudo agravar la duración y amplitud de la vibración; asimismo la baja presión de los neumáticos pudo contribuir a disminuir la eficacia de la frenada y prolongar la carrera de aterrizaje.

3. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

Este incidente tuvo lugar debido, principalmente, a un comportamiento anómalo del tren, probablemente agravado por otros factores como la presión de los neumáticos y la actuación del piloto. La presencia de este fenómeno en varios casos más, aunque con distintos grados de intensidad, unida a las actuaciones por parte del fabricante, dirigidas exclusivamente a garantizar la ubicación y función de los casquillos, hacen necesario la emisión de la siguiente recomendación:

REC 02/10. Se recomienda la FAA que obligue al fabricante CESSNA a emprender las medidas necesarias que aseguren la aeronavegabilidad continuada de las aeronaves ya fabricadas que no incorporen las modificaciones del diseño del tren acometidas por el fabricante tras el incidente.

APÉNDICE A

Huellas de N1271B en la pista del Aeródromo de Casarrubios



Figura 7. Vista general de las huellas dejadas por la aeronave en la pista

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 22 de mayo de 2008; 20:00 h local
Lugar	Término municipal de Queralbs (Girona)

AERONAVE

Matrícula	EC-KLJ
Tipo y modelo	Helicóptero EUROCOPTER AS-350B
Explotador	Helitrans Pyrinees, S. L.

Motores

Tipo y modelo	TURBOMECA ARRIEL 2B
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	35 años
Licencia	Piloto comercial de helicóptero (CPL(H))
Total horas de vuelo	4.877 h
Horas de vuelo en el tipo	525 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Construcción/cargas en eslinga
Fase del vuelo	En ruta

INFORME

Fecha de aprobación	27 de enero de 2010
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El helicóptero EUROCOPTER AS.350-B3 de matrícula EC-KLJ estaba operando en el término municipal de Queralbs (Girona), y llevaba a bordo un piloto y un técnico de apoyo.

Desde las 09:00 hasta las 18:00 h estuvieron subiendo cargas de hormigón para construir bases de apoyo para torres de línea. A las 18:30 h se desplazaron a una zona próxima y empezaron a trasladar un cubilote lleno de hormigón colgando de una eslinga, para construir una base que sirviera como soporte de un depósito de fibra de vidrio, y colocar posteriormente el mismo. Se estaba utilizando una eslinga de 15 m de largo, y el piloto estimó debía alargarla para conseguir que el depósito quedase fuera de la influencia del flujo del rotor principal, por lo que fue al campo eventual que tiene la empresa en Queralbs a buscar otra eslinga y aprovechó para repostar combustible.

Según declaraciones del piloto, colgó una eslinga de 12 m de longitud que añadió a la que ya llevaba instalada y despegó para continuar con la operación. Para regresar al lugar donde estaban realizando el trabajo, tenían que recorrer 800 m con rumbo 240°. Ascendió en vertical y comprobó que la eslinga permanecía vertical. Inició el desplazamiento hacia adelante y cuando volaba a 65 kt vio a través del espejo que la eslinga se había desplazado hacia atrás y que estaba muy próxima al rotor de cola. Inició un frenado para disminuir la velocidad bajando el colectivo, y escuchó un ruido seguido de una serie de vibraciones y fuertes sacudidas. El helicóptero guiñó a la izquierda por dos veces, siendo el segundo giro más brusco, e inició una autorrotación dirigiéndose al campo que tenía delante en ese momento, que era en el que habían estado haciendo el primer trabajo de la jornada.



Figura 1. Fotografía del estado final del helicóptero

Mantuvo la velocidad y cuando estaba a poca altura inició la recogida (flare), estabilizó el helicóptero y a 1,5 m del suelo amortiguó un poco la caída tirando de la palanca del colectivo hasta que lo llevó a su posición más alta.

La aeronave impactó con el suelo con velocidad horizontal apreciable y el contacto con el terreno fue brusco, quedando volcado sobre el lado derecho con su eje longitudinal orientado hacia el noreste (45°).

La tripulación resultó ilesa y abandonaron la aeronave por la puerta izquierda. El piloto quedó ligeramente aturdido y tuvo que ser ayudado por su compañero, pero pudo parar el motor, y cortar el combustible y el sistema eléctrico.

El helicóptero sufrió daños muy importantes en toda su estructura. El cono de cola resultó afectado por un principio de incendio y el rotor de trasero quedó con la eslinga arrollada a su alrededor. El estabilizador vertical se desprendió y quedó depositado a varios metros de distancia del helicóptero.

Durante la investigación se constató que en el Manual de Operaciones de la compañía no constaba expresamente el procedimiento para llevar a cabo el trabajo que estaban realizando en el momento del accidente. Sí se detallaba el procedimiento para realizar la colocación de torres eléctricas y las bases de hormigón donde van asentadas, que es un trabajo similar, pero no se mencionaba la conveniencia de no trasladar objetos colgando fuera del helicóptero con carácter general, ni la posibilidad de que en vacío la eslinga fuera provista de un contrapeso.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Hay dos aspectos a valorar en este accidente. Por un lado, el hecho de que se transportara una eslinga colgando sin lastre, propiciando que esta se desplazara hacia atrás, y por otro, cual debería haber sido la maniobra adecuada para intentar que la eslinga se separara del rotor de cola.

El Manual de Operaciones debería reflejar como parte de los procedimientos, por un lado, la descripción del trabajo concreto que se estaba realizando, y por otro, con carácter general, la conveniencia de trasladar las cargas dentro del helicóptero siempre que sea posible, o lastrarlas en caso de tenerlas que llevar colgando del exterior. Ello hubiera reducido las posibilidades de que se produjera una interferencia entre la carga y el rotor de cola.

Una vez que se detectó que la eslinga estaba próxima al rotor de cola, la maniobra correcta para conseguir que cayera debería haber consistido en un giro del helicóptero con centro en la cola y no en el centro de gravedad. Esto se hubiera conseguido elevando ligeramente el colectivo, y luego desplazando la palanca del cíclico hacia atrás. De esta manera el helicóptero hubiera elevado el morro, disminuyendo su velocidad y haciendo que la eslinga se separase, pero sin bajar la cola para evitar aproximarse más a la eslinga.

El accidente sobrevino por transportar una eslinga sin lastre, que se arrolló alrededor del rotor de cola provocando su pérdida, y por la ejecución de una maniobra inadecuada que no sirvió para evitar la interferencia de ambos.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

- REC 03/10.** Se recomienda a HELITRANS PYRINEES que incluya en el Manual de Operaciones la exigencia de que el transporte de los elementos y materiales necesarios para la realización de las operaciones se realice dentro del helicóptero siempre que sea posible, y que en ningún caso se trasladen elementos colgando que no vayan convenientemente lastrados.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 6 de abril de 2009; 16:52 h local ¹
Lugar	Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid)

AERONAVE

Matrícula	EC-DNG
Tipo y modelo	CESSNA F-172-RG
Explotador	Aerofan

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360-F1A6
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	42 años
Licencia	Piloto comercial de avión (CPL(A))
Total horas de vuelo	2.768 h
Horas de vuelo en el tipo	231 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Doble mando
Fase del vuelo	Aterrizaje – Rodadura

INFORME

Fecha de aprobación	27 de enero de 2010
---------------------	---------------------

¹ La referencia horaria es la hora local. La hora UTC se halla restando dos unidades.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El avión CESSNA 172 RG de matrícula EC-DNG había realizado un vuelo local de instrucción partiendo del Aeropuerto Madrid-Cuatro Vientos, que finalizó con un aterrizaje normal por la pista 10.

Cuando estaba virando a la derecha para abandonar la pista por la primera salida (E2), se plegó la pata de morro del tren y la hélice golpeó contra el suelo resultando con daños de importancia.

La tripulación salió ilesa y abandonó la aeronave por sus propios medios.

En la inspección posterior al incidente se descubrió que la pieza a la que iba sujeto el actuador de la pata se había fragmentado en tres trozos, uno central que permaneció unido al actuador y dos laterales que quedaron unidos a la estructura.

Como consecuencia de esa rotura también estaba arrancado uno de los latiguillos del sistema de frenos.

1.2. Información sobre la aeronave

El avión fue fabricado en 1980 y matriculado el 1 de junio de 1981. Desde su adquisición había estado dedicado a labores de formación.

Con fecha 30 de agosto de 2008 sufrió un accidente al colapsar la rueda de morro durante el aterrizaje en el Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos, al producirse un desbloqueo no comandado de la pata de morro, probablemente debido a los efectos



Figura 1. Fotografía de la aeronave

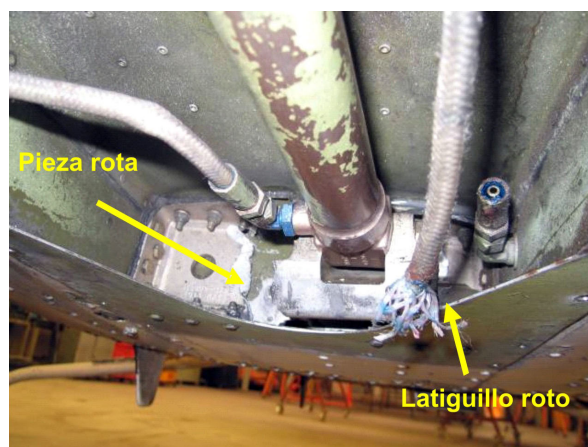


Figura 2. Fotografía de la pieza y el latiguillo

de una toma dura, en combinación con la circunstancia de desconexión de la bomba del tren durante la toma, según se determinó durante la investigación (A-038/2008 publicado en el Boletín informativo 02/2009).

1.3. Estudio de la pieza rota

La pieza que se rompió estaba identificada en el Catálogo Ilustrado de Partes (IPC) como Fitting-nose gear actuator, y según constaba en sus planos de fabricación, debía de estar construida en la aleación de aluminio 2014 y haber recibido el tratamiento denominado T6, según la norma ASTM B247 utilizada por el fabricante.

En el transcurso de la investigación se envió la pieza al laboratorio. Allí se realizó un estudio metalúrgico y del proceso de rotura, que incluía un estudio fractográfico, un estudio metalográfico, un análisis químico y la determinación de la dureza y la conductividad eléctrica.

El análisis químico detectó que la aleación utilizada para su fabricación contenía un porcentaje de cobre (Cu) del 5,8%, superior al máximo establecido por la norma, que se sitúa entre el 3,9% y el 5,0%.

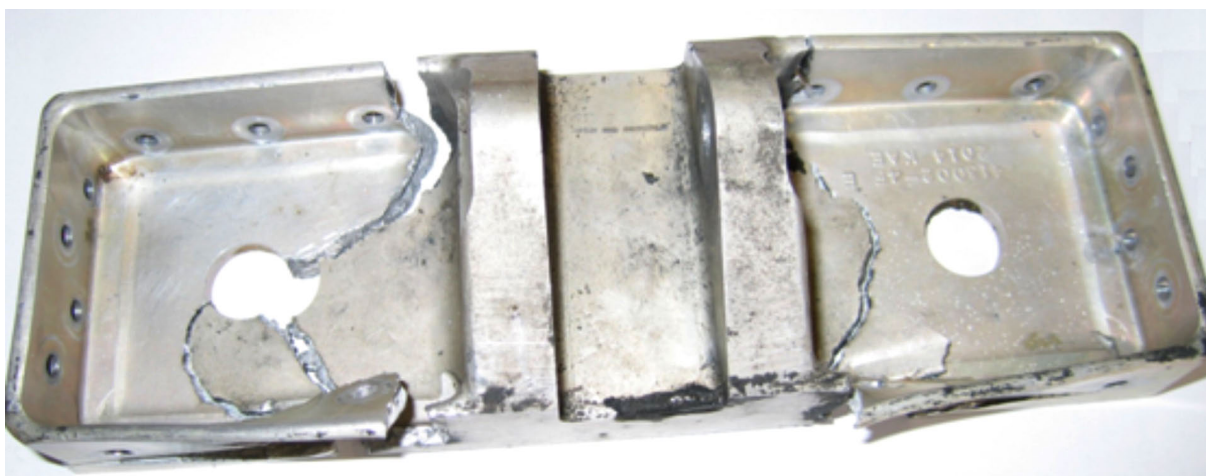


Figura 3. Fotografía de la pieza rota

El valor de la dureza arrojaba un valor superior al especificado para la aleación 2014 con tratamiento térmico T6, que podría explicarse también por el exceso de Cu existente en la aleación.

La conductividad eléctrica presentaba valores algo inferiores a los que habitualmente tiene este tipo de aleación, que se explicarían también por el exceso de Cu.

El exceso de Cu presente en la aleación había originado la presencia de una importante cantidad de fases intermetálicas, las cuales habían disminuido la tenacidad del material y habrían favorecido la nucleación y propagación de grietas de fatiga. También podría

haber favorecido la aparición de un proceso corrosivo asociado a la propagación de la rotura por fatiga, favoreciendo el fallo de la pieza, pero durante el estudio en el laboratorio no pudo corroborarse la existencia de dicho proceso con absoluta certeza.

El estudio también puso de manifiesto que los procesos de rotura producidos a ambos lados de la parte central de la pieza se habían desarrollado de forma similar y de manera simultánea, y que la etapa inicial del proceso de fallo en la pieza se debió probablemente a una rotura por fatiga a bajos ciclos, por lo que el proceso de rotura se debió ir desarrollando durante los sucesivos aterrizajes del avión haciendo que las grietas en ambos lados de la pieza fueran creciendo hasta alcanzar un tamaño crítico que terminó con el colapso de la misma.

Según informó el fabricante no existían inspecciones especiales distintas de las habituales dirigidas a detectar una posible rotura de esas características

2. ANÁLISIS

El avión accidentado se había utilizado en labores de formación, y a lo largo de todos los años que estuvo dedicado a esa función se habían realizado bastantes tomas duras con él, que le habrían introducido grandes cargas, transmitidas a la pieza que se rompió a través del actuador hidráulico de la pata del tren de morro.

El estudio metalúrgico que se llevó a cabo en el laboratorio puso de manifiesto que la rotura de la pieza se debió a un proceso de fatiga a bajos ciclos, lo equivale a decir que se produjo con niveles de carga elevados. Este hecho estaría en concordancia con haber sufrido numerosas tomas duras debido a la actividad que había tenido la aeronave.

En el análisis que se realizó, se detectó además un defecto en cuanto a la composición del material con el que estaba fabricada la pieza, por un exceso en el porcentaje de Cu, lo cual pudo favorecer la propagación de las grietas a fatiga, al disminuir la tenacidad del material. Generalmente en estos casos suelen aparecer fenómenos de corrosión asociados que favorecen el desarrollo de la grieta, pero en este caso, aún no descartándose, no fue posible asegurarlo con rotundidad.

El accidente que sufrió el avión siete meses antes no tuvo una contribución de importancia en la rotura del componente.

3. CONCLUSIONES

Se puede concluir que la causa del accidente fue el colapso de una pieza del tren de morro debida a fatiga del material. Se considera como factor contribuyente en la propagación de la grieta un defecto en la composición de la aleación en el que estaba fabricada la pieza por contener exceso de Cu.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 14 de septiembre de 2009; 10:30 h local
Lugar	Vilamartín de Valdeorras (Ourense)

AERONAVE

Matrícula	EC-LBV
Tipo y modelo	EUROCOPTER AS-350-B3
Explotador	INAER

Motores

Tipo y modelo	TURBOMECA ARRIEL 2B-1
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	35 años
Licencia	Piloto comercial de helicóptero (CPL(H))
Total horas de vuelo	2.045 h
Horas de vuelo en el tipo	62 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Rotura de la línea eléctrica de media tensión RUA804 a RUA

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Extinción de incendios
Fase del vuelo	Maniobrando

INFORME

Fecha de aprobación	27 de enero de 2010
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El helicóptero EUROCOPTER AS-350-B3 de matrícula EC-LBV, con base en el término municipal de El Barco de Valdeorras (Ourense), fue requerido vía radio por el Centro de Coordinación Provincial de Ourense a las 10:25, de acuerdo con el protocolo del Plan de Prevención y Defensa contra incendios Forestales de Galicia (PLADIGA), para que acudiera a participar en las labores de extinción de un incendio que se había declarado en un punto de coordenadas 42°26'49" N - 7°3'35" W, situado en la cuadrícula C1, hoja 3-2 del plano 1.250.000 perteneciente a la Parroquia de San Vicente de Leira, en el término municipal de Vilamartín de Valdeorras (Ourense).

Según quedó registrado en el sistema de seguimiento de flotas¹ que llevaba instalado, despegó a las 10:38:22. Llevaba a bordo a una brigada de lucha contra incendios compuesta por un técnico que iba sentado junto al piloto y cuatro operarios que iban detrás. El helicóptero portaba un depósito para tomar agua y descargarla posteriormente sobre la zona del fuego. Este depósito iba situado en una cesta en el lateral izquierdo de la aeronave (véase figura 1).

El helicóptero EC-LBV voló hasta la zona del incendio y dejó a la brigada que transportaba en un lugar de coordenadas 42°26'38" N - 7°3'34" W, a 621 m de altitud entre las 10:47:57 y las 10:49:37, y acto seguido situó el depósito en la parte de abajo del fuselaje. La longitud del dispositivo (depósito más cable de sujeción) era de 7,5 m aproximadamente.



Figura 1. Posición final del helicóptero

Cuatro minutos después también despegó de la misma base otro helicóptero de igual modelo perteneciente al mismo operador, en el que viajaban el piloto y otra brigada compuesta por el mismo número de personas, el cual llegó casi a la vez a la zona del incendio y dejó a la brigada en un lugar muy próximo.

Los dos pilotos decidieron realizar en equipo las operaciones de carga de agua en el río Sil para descargarla posteriormente sobre el fuego.

¹ La toma de datos del sistema se basa en tecnología GPS y el Operador los recibe mediante tecnología GPRS.

El sistema de seguimiento de flotas registró que el helicóptero de matrícula EC-LBV realizó dos cargas de agua en el río Sil.

La primera entre las 10:52:14 y las 10:52:54 en un lugar de coordenadas 42°24'32" N - 7°3'47" W, y la segunda en el punto 42°24'18" N - 7°2'58" W, cercano al anterior, entre las 10:58:38 y las 10:59:41.

Más tarde estuvo esperando en vuelo estacionario a que el otro helicóptero hiciera una carga, y a continuación realizó su tercera carga entre las 11:05:19 y las 11:05:48, en el punto 42°24'18" N - 7°2'57" W. Durante la maniobra de despegue posterior a la toma de agua golpeó contra un cable de media tensión perteneciente a la línea eléctrica aérea de 20.000 V denominada RUA804 a RUA que cruzaba el río a una altura aproximada de 20 m sobre el agua.

El cable impactó contra el parabrisas por el lado izquierdo de la cabina, y quedó cortado, extendiéndose hacia atrás y hacia arriba. En su recorrido arrancó la antena superior de VHF, se arrastró por el carenado del motor y se enganchó en el actuador del mando de cabeceo. Según el testimonio del piloto, en el momento del choque, el helicóptero llevaba el depósito cargado con 1.050 kg, y se quedó con una actitud de morro muy inclinada hacia arriba, sin apenas velocidad, por lo que soltó el depósito con el interruptor eléctrico y actuó enérgicamente con el mando cíclico hacia delante, tanto que se encendió el aviso de baja presión del sistema hidráulico, y le dio también un aviso acústico en el casco. A la vez también actuó sobre el mando colectivo, pero con menor intensidad, hasta que el helicóptero recuperó su posición.

A continuación comprobó que tenía mando sobre la aeronave y realizó una toma de tierra normal a las 11:08:00 en un lugar cercano de coordenadas 42°24'41,8" N - 7°3'47,95" W a una altitud de 323 m (véase figura 1).

El piloto resultó ileso y el helicóptero sufrió arañazos en el parabrisas izquierdo y en la carcasa del servo actuador del canal de cabeceo del rotor principal.

También se produjo el desplazamiento de la lumbrera superior de la cabina en su lado izquierdo y la rotura de una antena de VHF. El depósito, al ser soltado, cayó sobre un árbol y no produjo daños.

La línea eléctrica contra la que impactó se componía de tres cables paralelos de aluminio trenzado recubiertos de cobre (conductor de tipo LA30), que distaban entre ellos aproximadamente 2 m y estaban apoyados sobre dos columnas de hormigón separadas 500 m, situadas una a cada lado del río (ver figura 2), exactamente en los puntos de coordenadas 42°24'32" N - 7°3'1" W (al norte del río) y 42°24'23" N - 7°3'11" W (al sur del río).

Uno de los extremos de los cables cayó a la altura del P.K. 460,900 de la carretera N-120 (Logroño-Vigo), que discurre por el margen norte del río, produciendo daños en

dos vehículos que estaban estacionados. El otro extremo de los cables cayó sobre la línea férrea que discurre entre la carretera y el río sin producir daños de importancia.

La rotura del cable ocasionó la interrupción del suministro eléctrico, que afectó a cuatro parroquias del municipio de Vilamartín de Valdeorras, durante 3:45 h, necesitándose además otras 4:15 h para reponer totalmente los cables afectados.

1.2. Información sobre la tripulación

El Operador informó de que el piloto estaba contratado de manera eventual para la campaña de lucha contra incendios forestales. Su edad era 35 años y estaba en posesión de la licencia de piloto comercial de helicóptero CPL(H). Tenía la habilitación de vuelo instrumental IR(H) y la de piloto agroforestal para extinción de incendios con aeronaves españolas. Contaba además con las habilitaciones de tipo de los helicópteros AS350/AS350B3, AS355/355N y EC120. También poseía la habilitación de instructor de vuelo (FIH), y las habilitaciones de instructor para los helicópteros anteriormente citados, TRI(H) AS350/350B3, TRI(H) AS355/355N y TRI(H) EC120. La licencia, todas las habilitaciones y el certificado médico estaban en vigor. Su experiencia total era de 2.045 h, de las cuales 62 eran en el tipo.

1.3. Información sobre la aeronave

El helicóptero EUROCOPTER AS 350 B3 de matrícula EC-LBV había sido fabricado en 2009 con número de serie 4781. Estaba dotado de un motor TURBOMECA ARRIEL 2B1. Este helicóptero tiene una altura de 3,14 m y el diámetro del rotor principal es 10,69 m.

Para realizar la labor de extinción de incendios llevaban colgando un depósito exterior, conocido como helibalde, que, de acuerdo con lo expresado en el suplemento del manual de vuelo, se considera a todos los efectos como una carga externa.

En dicho suplemento, en la sección de procedimientos normales, en el punto 4.2. se especifica el procedimiento de despegue con carga externa de la manera siguiente:

- | | |
|---------------------------|--|
| 1. Carga externa | Enganchar y asegurar. |
| 2. Colectivo | Incrementar muy suavemente, mientras se mantiene la aeronave sobre la carga. |
| 3. Cables ajustados | Detenerse un momento antes de levantar la carga. |
| 4. Izado de la carga | Verticalmente. |
| 5. Indicación de la carga | Comprobar. |
| 6. Senda de despegue | Ajustar y adoptar una inmediata actitud de accenso hacia delante. ² |
| 7. Todos los parámetros | Comprobar. |

² Un despegue estándar se realiza a 500 ft/min. El manual del avión establece una velocidad de despegue de 40 kt.

En el punto 4.3 (maniobras) se dice que «todos los movimientos se deberán realizar muy suavemente, con aceleración y deceleración muy graduales, y con ligeras oscilaciones».

El cálculo de peso y centrado daba como resultado que el centro de gravedad se situaba dentro de los límites establecidos.

1.4. Descripción de la operación

La base donde de donde partió el helicóptero quedaba 7,5 km al este del lugar donde se había declarado el incendio, pero no se dirigió al fuego directamente, sino que una vez recibido el aviso, realizó un recorrido total de unos 21 km más al norte, hasta llegar al lugar del incendio.

Tomó tierra a las 10:47:57, dejó a la brigada en un lugar próximo al incendio, y se dirigió a cargar agua a un lugar que distaba 4 km en línea recta del incendio, en una zona de meandros que hace el río Sil a su paso por Vilamartín de Valdeorras, a la altura del P.K. 460,900 de la carretera N-120 (Logroño-Vigo).

Cargó agua dos veces en la zona elegida, concretamente a las 10:52:14 y a las 10:58:38, y en cada carga tardó 0,5 min, y 1 min, respectivamente.

A las 11:05:19 hizo su tercera carga y durante la maniobra de despegue golpeó contra los cables de la línea eléctrica que cruzaba el río, aterrizando a continuación a las 11:08.

La zona donde cargó agua mientras estaba en vuelo estacionario sobre el río distaba de la línea eléctrica 250 m aproximadamente, y la distancia en vertical que separaba el rotor principal del helicóptero de los cables era aproximadamente de 10 m.

Previamente al impacto contra los cables, el otro helicóptero que estaba operando en la zona había detectado algún problema durante la maniobra de carga de agua que no fue capaz de identificar, y que asoció a un posible fallo en el sistema de carga del depósito exterior, pero siguió operando durante 1:19 h.

Después de terminar, recogió en la base a los técnicos de mantenimiento y los llevó al lugar donde había tomado tierra el helicóptero que se había enganchado con los cables. Después de aterrizar, el piloto realizó una inspección exterior y comprobó que tenía daños importantes en una de las palas del rotor principal, y diversos arañazos y pérdidas de material en las otras dos, por lo que asoció esos daños al problema que le había surgido antes de que su compañero se enganchara con los cables, y se dio cuenta de que él también se había enganchado con los mismos cables sin llegar a romperlos.



Figura 2. Croquis del accidente

2. ANÁLISIS

La prestación del servicio de extinción de incendios debe conjugar factores que en muchas ocasiones entran en conflicto.

Por un lado está la exigencia de dar una respuesta rápida a la emergencia y por otro la obligación de prestar una especial observancia de las reglas de vuelo visual y la

necesidad de alcanzar unos niveles aceptables de seguridad en el desarrollo de las operaciones. La respuesta a la emergencia incluye la búsqueda y localización del lugar donde se había producido el incendio y el traslado de la brigada hasta allí.

A pesar de que el ámbito territorial de actuación de los helicópteros de esta base era extenso, parece razonable que se deberían haber hecho vuelos de reconocimiento como parte del entrenamiento para que el piloto tuviera un conocimiento mejor del área que tenía que cubrir. La larga trayectoria que siguió el helicóptero hasta el lugar en el que desembarcó a los miembros de la brigada cerca del incendio revela que el piloto no estaba familiarizado con la zona de trabajo, ni que se hubiera hecho una planificación de la ruta. Tal vez el hecho de que estuviera contratado para la campaña contra incendios de manera eventual tuvo alguna influencia negativa a la hora de adquirir un mejor conocimiento de la zona por parte del piloto.

Los datos contrastados durante la investigación confirman que la información con la que contaba el piloto sobre el punto exacto donde se había declarado el incendio era suficiente para situarlo en el mapa con un alto grado de exactitud, por lo que tal vez hubiera sido mejor opción no haber despegado hasta que hubiera estudiado la trayectoria a seguir con un poco más de detenimiento.

Sin embargo, da la impresión de que prevaleció más el hecho de responder con rapidez a la emergencia, que la obligación de realizar una mínima planificación del vuelo como es preceptivo cuando se opera de acuerdo a las reglas de vuelo visual. En este caso no se consiguió el equilibrio entre ambos factores.

Respecto a la localización del punto de toma de agua, al que se dirigió después de dejar a la brigada, cabe resaltar que el piloto estuvo de acuerdo con su compañero en elegir la misma zona del río, pero el reconocimiento del terreno para tratar de ver obstáculos que eliminaran riesgos durante la maniobra no se realizó bien. Es muy posible que se prestara más atención a encontrar un lugar en el río que les permitiera realizar las cargas de agua sin dificultad, y no se reparara en la necesidad de realizar un reconocimiento más exhaustivo del terreno que asegurara la ausencia de obstáculos durante el despegue.

El piloto informó de que realizó toda la operación en coordinación con su compañero, haciendo movimientos similares y estando entre ellos siempre a la vista el uno del otro. Quizás esta circunstancia le condicionó igualmente y contribuyó a que no concentrara toda su atención en llevar a cabo una buena inspección visual del área en la que estaba operando por estar más concentrado en imitar las maniobras de su compañero. Esto explicaría que, a pesar de haber cargado dos veces antes del impacto con los cables, no hubiera advertido la presencia de ellos.

Por último en lo que se refiere a la operación concreta de carga y posterior despegue, el helicóptero tuvo que elevarse aproximadamente 10 m para golpear los cables desde

su posición de estacionario en la cargó el agua , y la distancia total que recorrió en ese ascenso fue de aproximadamente 250 m, es decir, la senda que realizó tenía una pendiente del 4%, inferior a la que se correspondería con un ascenso con régimen estándar (500 ft/min) a una velocidad de 40 kt, como recomienda el manual de vuelo del avión, que sería del 12%.

Todos los factores anteriormente descritos formaron una cadena de sucesivos desaciertos que configuraron un escenario de riesgo.

3. CONCLUSIONES

El impacto del helicóptero contra los cables del tendido eléctrico tuvo como causa la combinación de dos circunstancias. Por un lado, un mal reconocimiento del terreno, que impidió al piloto ver los cables que tenía delante, y por otro, la ejecución de una maniobra de despegue desde la posición de vuelo estacionario, con una pendiente inferior a la que se requiere para una operación de despegue normalizado.

Durante la investigación se detectó que toda la operación vino precedida por una deficiente preparación del vuelo.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
IN-013/2007	10-03-2007	N1271B	Columbia 350	Casarrubios del Monte Aerodrome .. (Toledo)	53

Foreword

This report is a technical document that reflects the point of view of the Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission (CIAIAC) regarding the circumstances of the event and its causes and consequences.

In accordance with the provisions of Law 21/2003 and pursuant to Annex 13 of the International Civil Aviation Convention, the investigation is of exclusively a technical nature, and its objective is not the assignment of blame or liability. The investigation was carried out without having necessarily used legal evidence procedures and with no other basic aim than preventing future accidents.

Consequently, any use of this report for purposes other than that of preventing future accidents may lead to erroneous conclusions or interpretations.

This report was originally issued in Spanish. This English translation is provided for information purposes only.

Abbreviations

00°	Degrees
CAVOK	Current clouds and meteorological conditions better than those prescribed (cloud and visibility OK)
CIAIAC	Spain's Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission
DGAC	Dirección General de Aviación Civil (Civil Aviation Authority)
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Administration Regulations
ft	Feet
h	Hour(s)
JAR-FCL	Joint Aviation Requirements-Flight Crew License
kt	Knot(s)
LECU	Cuatro Vientos Airport
LEMT	Casarrubios del Monte Aerodrome
m	Meter(s)
N/mm ²	Newtons per square millimeter
P/N	Part number
PPL(A)	Private Pilot License (Aircraft)
S/N	Serial number
TCM	Teledyne Continental Motors
UTC	Coordinated Universal Time

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Tuesday, 10 March 2007; 11:42 UTC ¹
Site	Casarrubios del Monte Aerodrome (Toledo)

AIRCRAFT

Registration	N1271B
Type and model	COLUMBIA 350
Operator	Private

Engines

Type and model	TELEDYNE CONTINENTAL MOTORS (TCM) IO-550-N
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	41 years old
Licence	Private Pilot License (PPL(A))
Total flight hours	693.55 h
Flight hours on the type	29.7 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			1
Passengers			
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Substantial
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	General aviation – Private
Phase of flight	Landing roll

REPORT

Date of approval	27th January 2010
------------------	-------------------

¹ Unless otherwise noted, the reference time in this report is UTC. To obtain local time, add 1 hour to UTC.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. Description of event

On 10 March 2007, a Columbia 350 aircraft (now Cessna 350), registration N1271B, was flying from the Cuatro Vientos Airport (LECU) to the Casarrubios Aerodrome (LEMT). Only the pilot was onboard. Some 15 minutes after takeoff, at around 11:42, the pilot proceeded to land at the destination aerodrome. During the landing roll, once all three wheels were on the ground and the pilot started to apply the brakes, the aircraft turned sharply to the right, as stated by the pilot, who then corrected with the left foot, after which the aircraft started to veer left, after which the pilot applied a correction in the opposite direction. The aircraft started to vibrate violently. The pilot applied differential braking to offset the aircraft's turns, but the vibrations did not cease until the airplane came to a complete stop nearly at the end of the runway.

The pilot was uninjured.

The right gear fairing detached at the end of the run, although once on the stand the pilot noted that, in addition to other damage, the most significant consequence was the presence in the tail of the aircraft of a large crack in the skin along the bottom of the fuselage with deformations that extended diagonally to the top (see Figure 1).

1.2. Personnel information

The pilot had a United States private pilot license (PPL(A)) issued by the Federal Aviation Administration (FAA) and a JAR-FCL license issued by Spanish Civil Aviation Authority



Figure 1. Close-up of the damage evident in the right wheel fairing and in the tail

(DGAC), both of them valid and in force, as well as an FAA class 3 medical certificate and a JAR-FCL class 2 medical certificate, both valid and in force.

As for the flying experience, the pilot had a total of 693.55 flying hours at the time of the incident, of which 29.7 were on the type (10.4 in a simulator). In all, the pilot had performed 24 landings on this same aircraft prior to the incident landing.

The incident took place on the first flight of the day.

1.3. Aircraft information

1.3.1. General information

The Cessna 350 aircraft (formerly known as Columbia 350 and, according to the aircraft records, an LC42-550FG model), registration N1271B and S/N 42529, is a single-engine, low-wing, tricycle fixed —landing gear airplane with four seats. It is equipped with a 310-hp TCM engine model IO-550-N (S/N 689121) and a Hartzell propeller model PHC-J3YF-1RF/F7491D1 (S/N FP4647B).

The fuselage has a semi-monocoque structure made of composite materials comprised mostly of outer layers of pre-preg fiberglass around a honeycomb interior. In areas where added structural strength is needed, such as the wing spars, carbon fibers are added to the honeycomb sandwich.

This aircraft is certified according to the requirements of FAR 23, "Airworthiness Standards: Normal, utility, acrobatic and commuter category airplanes."

It had an Airworthiness Certificate for the Utility category issued by the FAA on 30 November 2006, and a United States Registration Certificate issued by the FAA on 22 November 2006. The aircraft had an insurance certificate and an aircraft station license, both of them valid.

The maintenance records show that the first 50-hour inspection was done on 22 February 2007 in Spain with a total of 44.20 real hours. One of the items on this inspection is a check of the air pressure in the tires.

At the time of the incident the aircraft had a total of 50.60 flight hours.

1.3.2. Tail structure

The internal structure of the aircraft's tail consists of two main elements:

Antenna bulkhead – The antenna bulkhead is a structural member that provides lateral and torsional shear carry-through. It is bonded to the aft baggage bulkhead, fuselage sides, and vertical shear web.

Vertical shear web – The vertical shear web is the main structural shear web in the vertical stabilizer. It is bonded to the fuselage sides, which form the vertical stabilizer, antenna bulkhead, and NAV bulkhead.

The fracture took place at the juncture of both elements (antenna bulkhead and vertical shear web). See Figure 2.

1.3.3. Landing gear structure

The basic structure of the landing gear on this model, according to the Maintenance Manual, is as follows:

Design

The Columbia 350 has a fixed tricycle landing gear configuration. The main gear is constructed of high strength tubular steel and mounted to the fuselage via a welded steel gearbox.

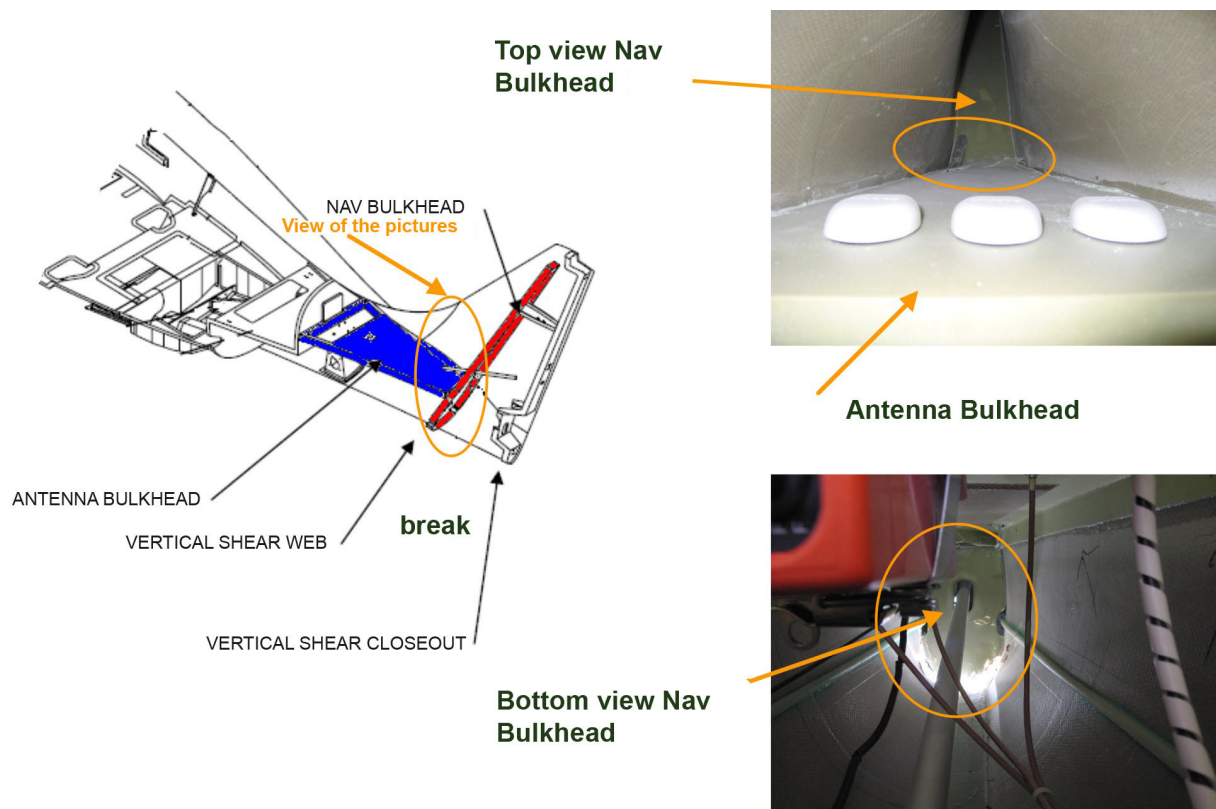


Figure 2. Close-up of tail structure

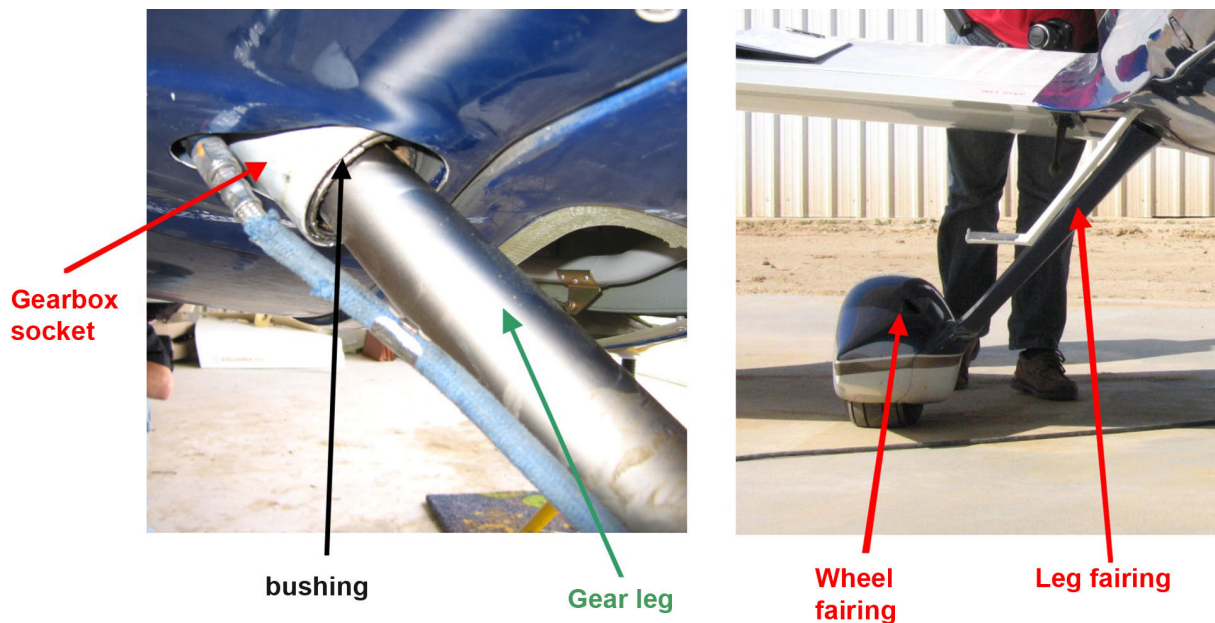


Figure 3. Close-up of gear structure

Between the legs and the gearbox there are two copper alloy bushings with a Teflon-coated inner surface to prevent wear and corrosion of the leg. On the outer surface there is a layer of adhesive that bonds this surface to the inner wall of the gearbox. According to the manufacturer, the main purpose of the bushings is to support non-axial loads on the main landing gear legs. The main landing gear is attached to the fuselage structure via a welded steel gearbox. The aircraft has brakes on the main wheels.

The nose wheel is a free castoring nose wheel. The aircraft is steered via *differential braking* of the main gear brakes, which causes the nose wheel to turn freely.

When mounting the main gear legs, it is important to determine their toe-in/toe-out (θ) and their camber (α).

- Toe-in/toe-out is the angle between the wheel axle and the vertical plane perpendicular to the aircraft's axis of symmetry.
- The camber is the angle between the wheel axis and the horizontal plane perpendicular to the aircraft's axis of symmetry.

These values are established with all the wheels on the ground on a low-friction surface.

The Maintenance Manual specifies the tolerances for the camber and toe-in/toe-out, which must be satisfied with the bushings properly installed.

Service and Maintenance

The gearbox is a major structural component and should be inspected every 100 hours or annually by wear and corrosion. This requires removing the fairings and the gear leg per inspecting the gear leg sockets of the gearbox for wear and corrosion and if surface corrosion is present, lightly hone the interior diameter of the socket using a cylinder bore hone.

The bushing at the lower end of the socket should also be inspected for excessive wear and replaced if required. When the bushing is replaced, the inner surface of the socket has to be carefully cleaned out and covered with Loctite 675² retaining compound, which must be allowed to fully cure before the legs are installed.

1.4. Pilot's statement

The pilot stated that on that day he was preparing for a solo flight from Cuatro Vientos to Casarrubios. Atmospheric conditions were CAVOK with a light breeze from the northeast. The onboard fuel tanks were filled almost to half capacity. Upon approaching the destination aerodrome, he performed a normal approach, doing the left downwind, base and final legs for landing on runway 08 at Casarrubios (LEMT). The indicated final speed was 80 kt and he used full flaps. The landing was normal and after putting down all three wheels and starting to brake the aircraft (approximately 100 m after the touchdown point), the aircraft turned sharply to the right and started sliding to the left, resulting in a vibration. According to his statement, he was able to control this initial lurch by applying differential brakes, after which there was another lurch, in the opposite direction, and so on successively three or four additional times, during which the vibration and the rattle became considerable. When the lurches began, he was able to lift the flaps to increase steering effectiveness, but he was not able to adjust the mixture control to stop the engine.

The vibrations stopped when the aircraft lost almost all speed, some 100 m before the end of the runway. He then taxied the aircraft to the exit where, upon stepping on the right brake to turn, the right leg vibrated once more. While taxiing he noted that he had lost one of the wheel fairings, of which he notified traffic on approach.

Then, believing the only damage to be the lost fairing, he taxied to the stand. It was not until he exited the aircraft that he noticed the damaged to the tail.

The pilot also stated that on the flight immediately prior to the incident flight (6 days earlier), after a three-hour flight and while landing at Cuatro Vientos airport (LECU),

² According to the Maintenance Manual delivered to the owner with the aircraft.

the aircraft also gave a jolt to the right upon braking and started to vibrate, though the deceleration was normal once the attitude was corrected and he was able to taxi to the stand without further problems, as a result of which he did not attach any importance to it.

1.5. Aerodrome information

The Casarrubios aerodrome is a private aerodrome located in the province of Toledo at coordinates 40° 14' 06" N, 04° 01' 53" W and an elevation of 2,050 ft. It has a 986-m long and 26-m wide asphalt runway in an 08/26 orientation (see Figure 4). In the landing direction used in this incident (08), the available runway length was 636 m since the 08 threshold is displaced.



Figure 4. Aerial view of the Casarrubios Aerodrome (LEMT)

1.6. Aircraft inspection

The aircraft was parked in its usual hangar at this aerodrome. An initial visual inspection revealed the following damage to the aircraft:

- Fracture of the skin on the lower part of the tail with permanent deformations of the fuselage in the adjacent area and ascending at about a 45° angle with respect to the aircraft's longitudinal axis.
- Fracture of the interior structure in the same area (see Figure 2).
- Deformation of the belly access panel of the fuselage corresponding to the main landing gearbox with fracture of some of the screws that fasten this panel to the fuselage.
- Cracks in both rear windows of the aircraft.
- Missing fairing on the right main landing gear wheel and damage to the wheel fairing including scratches in the fairing area where the leg is attached to the fuselage.



Figure 5. Close-up of the right wheel bushing displaced from its housing

- Damage to the left main landing gear wheel and leg fairings consisting of scratches in the fairing area where the leg is attached to the fuselage. There were no scratches between the wheels and their fairings or in the bottom of the fairing from contact with the terrain.

The marks left by the aircraft on the runway revealed the abnormal behavior of the landing gear. It was thus decided to conduct a more in-depth inspection of this structure.

The right wheel fairing was removed easily due to the absence of the wheel fairing (see Figure 5), and clearly showed that the bushing situated between the gearbox socket and the leg itself was not in its housing (see Figure 5). The other leg was then checked. Though the check was made more difficult by the fairing, it was likewise noted that the bushing was in the same condition as the right one, out of its housing.

A second inspection, arranged at the request of the manufacturer, was conducted by their experts, the CIAIAC, a CIAIAC expert on support structures, and the DGAC Certification unit as the national authority on airworthiness and continued airworthiness. The goal of this inspection was to obtain a more detailed assessment of the damage and of the possible causes.

The following checks were conducted on the aircraft:

- Check for damage to the engine gearbox and to the engine itself.
- Individual check of the bolts that fasten the wing to the fuselage to visually observe for any obvious possible deformations and structural damage.
- Removal of the interior cabin panels to check for possible deformations in the structure.
- Inspection of nose gear.

No significant anomalies were noted during any of these checks.

- Check of tire pressures, which revealed significant differences:
The tire pressures with respect to nominal were as follows:

— Nose wheel at 77.5% of nominal pressure.

- Main left wheel at 66% of nominal pressure.
- Main right wheel at 68.5% of nominal pressure.
- Check of the clearance in the leg housing, with and without bushings, measuring the horizontal and vertical displacement at the end of the wheel axle. There was no appreciable difference to the naked eye, though a subsequent comparison of the results against nominal values revealed the following differences:

	RH with bushings	LH with bushings	RH w/o bushings	LH w/o bushings
Vertical	0.2 cm	0.2 cm	0.5 cm	0.3 cm
Longitudinal	0.35 cm	0.3 cm	0.7 cm	0.5 cm

- Measurements of the inner diameter on the gearbox socket, outer diameter of the leg, bushing thickness and comparison with nominal values:
 - The maximum play with the dimensions specified by the manufacturer was 0.016 inches.
 - The play from the measurements taken during the aircraft inspection was 0.03125 inches, double that specified.
- Disassembly of the main landing gear along the same general lines as those specified for a post hard landing check as detailed in the Maintenance Manual.
- Check of the hydraulic liquid level and inspection of brakes components without significant anomalies detected.
- The leg attachments to the landing gearbox were checked. No significant anomalies were detected.

1.7. Marks on the runway

The marks left on the runway by the aircraft tires (see Appendix A) show an initial continuous segment that deviated from the runway centerline to the left. The tracks then oscillated continuously before becoming discontinuous, with a change in angle with respect to the aircraft's longitudinal axis, and non-parallel, and dashed, as if the airplane had been "hopping" alternately from one wheel to the other. There was a sandy area on the runway which the airplane was determined not to have traveled over and which shows three perfectly distinct tracks (see Figure 6).

The tire tracks stretched over a distance of some 260 m and ended about 100 m before the asphalted end of the runway.



Figure 6. Close-up of tire tracks on sand and on asphalt

1.8. Investigation

Information was requested from the manufacturer regarding different aspects involving the aircraft. The manufacturer reported that Columbia models 300-350 and 400 had a similar fuselage and structure, with differences in their equipment and, in the particular case of the 400, the installation of a turbocharged engine. It also reported that all the structures were subjected to various static tests, static overload, dynamic drop, fatigue, ground and in-flight vibration and other tests as part of the aircraft certification process.

According to the incident Aircraft's Build Records, there had been non-conformities during the manufacturing process prior to delivery. This document noted, among others, the following items:

- Retouch and repair of composite material in several areas of the fuselage due to impact from hail during a significant storm event while the aircraft was being kept outdoors at the manufacturer's facilities awaiting delivery to the owner. According to the figure showing the damage, one of these retouches was located in the tail, near the area that fractured during the incident. The manufacturer reported that the damage to the tail from the hail was aesthetic and that it had not affected the strength of this area.
- Change of the main gear bushings due to improper use of the specified adhesive.

1.8.1. *Change of adhesive in the bushings*

The manufacturer reported that the adhesive used to fix the bushings to the gearbox had been changed. Although the Maintenance Manual makes reference to the adhesive Loctite 675, the last revision to the Maintenance Manual specified the use of a new adhesive, Loctite 638, which had actually been applied to the aircraft in question according to the information noted in the Aircraft Build Records. The reason for the change, according to the manufacturer, was that the new adhesive offered greater strength and was less sensitive to the surface preparation when reinstalling the bushings, as well as to the technique used for their installation. The change from Loctite 675 to Loctite 638 took place in February 2004. Although the aircraft was delivered in 2006, the Maintenance Manual provided to the owner did not reflect the use of this new adhesive on this aircraft, though it did figure in the manufacturer's records of non-conformance. No explanatory or additional notes were provided to the owner to inform him of this difference in the aircraft with respect to the Maintenance Manual.

In August/September 2007, in the Columbia webpage forum, several owners/pilots expressed their concerns over some cases where the bushings were starting to move. Some admitted they had been warned by the maintenance mechanics during various inspections (in the annual inspection, before the 100-hour inspection), who stated it was common for the bushings to shift. One of those affected stated that while taxiing, he heard a sound behind the seat and that one of the bushings had detached. This occurred while braking sharply to make a turn.

The manufacturer reported that the bushings were not subjected to any loads in any in-flight or landing scenarios for which the aircraft was certified that could cause them to shift. The purpose of the bushings is to avoid undue long-term wear of the leg and to make the cabin more comfortable.

Notification of another change in adhesive, to Loctite 660, was made later in order to ensure a stronger bond. After the change from 675 to 638 a couple of additional cases of loose bushings were reported, though the manufacturer was not aware of the appearance of any new cases involving Loctite 660.

1.8.2. *Analysis of tire pressure*

As a consequence of the low tire pressures recorded during the aircraft inspection, the tires were inflated to the nominal pressure specified in the Maintenance Manual. Weeks later (to simulate the period elapsed between the date of the 50-hour inspection and the date of the incident) the pressure was re-checked. No significant losses were noted.

1.8.3. *Analysis of the clearance noted in the train resulting from the missing bushings*

The manufacturer was consulted several times regarding the influence on the landing gear's behavior of the clearances caused by missing bushings with respect to the nominal values.

According to the manufacturer, the play between the leg and the gearbox socket caused by missing bushings does not adversely affect the tolerances specified in the Maintenance Manual (see Section 1.3.3):

- A vertical displacement would cause a change in the camber alignment. According to the manufacturer, considering that the leg can pivot on its upper attachment point, this would correspond to an angular deflection of 0.14° . The aircraft records show that the original camber as measured at the time of manufacture was 2.2° on the left wheel and 2.1° on the right. An increase of 0.14° would result in cambers within design tolerance (1.3° - 3.3°), meaning that even without the bushing, the camber would, according to the manufacturer, be within design limits.
- A displacement of the wheel forward or aft could result in changes to the toe-in/toe-out value. The largest displacement, 0.7, was noted in the right wheel. The value with the bushing installed was 0.35. This would give rise to a maximum displacement of 0.35 cm. According to the manufacturer, considering that the leg can pivot on its upper attachment point, this would correspond to an angular deflection of 0.17° . The aircraft records show that the original toe-in/toe-out recorded at the time of manufacture was 0.44° on both wheels. An increase of 0.17° would result in values within the design range (0.25° - 0.75°), according to the manufacturer.

1.8.4. *Analysis of play between gearbox socket and leg with bushing installed*

The maximum play allowed, according to the manufacturer, between the gearbox socket and the leg with the bushing installed is 0.016 inches. The actual value on the incident aircraft was 0.03125 inches, about double.

The data on the Technical Data Sheets for the different types of adhesives used (Loctite 638 and 660) show that the separations between bonding elements can be 0.01 inches with Loctite 638 and 0.02 inches with Loctite 660 (the nominal separation was 0.016 inches). The allowed temperature range for the Loctite 660 increased up to a value of -50° .

The manufacturer reported that the difference between the actual and required separations for the use and performance of the adhesive was negligible since the bushing is designed as an oversized, segmented ring that provides a spring action, thus resulting in a very low tolerance.

The manufacturer was also asked about how the hot-cold cycles experienced while moving the aircraft from Oregon to Spain could have affected the behavior of the adhesive. The manufacturer did not consider this factor important given that the clearance tolerances were within design limits (see Section 1.8.3).

The Technical Data Sheets show that the 660 adhesive was not stronger than the 638, as claimed by the manufacturer (the ISO 10123 compression shear strength after a 24-hr cure is 23 N/mm² for Loctite 660 versus 25 N/mm² for Loctite 638). The criteria used by the manufacturer to select this new adhesive was that more viscosity prevents the adhesive to drip out of the gear socket.

It is not known what criterion was used by the manufacturer to select the adhesive and why it was decided to change the chosen adhesive once more.

1.8.5. *Actions taken by the manufacturer*

At the CIAIAC's request, the manufacturer reported that other cases existed of bushings coming loose due to improper preparation and installation. The Product Integrity Board had been investigating these occurrences and had established the following changes to improve the bushing retention rate in the housing:

- Technicians had been advised to properly prepare the surface prior to installing the bushings.
- The adhesive type was changed from Loctite 638 to 660 to ensure a stronger bond.
- An Obligatory Service Bulletin (SB-07-005A) had been issued which required that the bushings be inspected during the annual inspection or in the next 100 hours. If the bushings were found displaced during this inspection, new ones had to be installed using Loctite 660. It was subsequently noted that in the latest version of the Service Bulletin (SB-007-005C, 7 April 2008), the P/N of the bushings was also changed. According to the manufacturer there is no change to fit, form or function between the old and new bushings. A new item was also added to the Pre-flight Checklist that required pilots to ensure that the bushings were correctly housed as part of every pre-flight check.
- Lastly, the Product Integrity Board was also examining several engineering options to improve the design.

In January 2008, new cases of bushings shifting in their housings appeared in the forum. In one of these cases the pilot started to notice strong vibrations while braking during the landing roll.

Although the manufacturer was asked about these cases and the circumstances and consequences in each, no reply has been received. There is only the information extracted from the forum.

After the comments phase, manufacturer informed that the main gear leg design has been updated with a new machined shoulder or “bump ring” that fit against the gear box socket and physically retained the gear bushing in the socket should Loctite failure occur. This design improvement was implemented in early 2008 only for production aircraft and was available to fielded aircraft as a replacement part. CIAIAC considered that this action did not assure that other cases with loose of bushings in existing aircrafts and their consequences could occurred, so CIAIAC keeps the Recommendation issued at the end of this report.

2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS

2.1. Analysis

2.1.1. *Hypotheses considered during the investigation*

Over the course of the investigation several hypotheses were considered that could have contributed to the incident:

Hard landing

Initially it was thought a hard landing could have damaged the tail. Although the post hard landing inspection conducted by the manufacturer did not rigorously adhere to the procedure specified in the Maintenance Manual, it was adequate enough to be able to rule out this hypothesis.

Damaged tail area

According to the aircraft’s manufacturing records in the Aircraft Build Records, it was discovered that the aircraft had required repair of damage suffered during a significant hail storm prior to delivery to the owner. The manufacturer reported that the damage was just aesthetic and did not affect the structural strength of the aircraft. No determination could be made regarding whether the fracture area in the tail passed through a point repaired at the factory prior to delivery.

Tire pressure

The manufacturer emphasized that the pressure values present in the tires were very low. In his opinion, this low pressure could have resulted in the following:

- The tires would flatten such that they would be wider at the bottom, which would reduce the clearance to the wheel fairing, potentially resulting in the tires “grabbing” the fairings under lateral loading.

- The tires would have a greater contact area with the ground leading to increased friction with the runway.

During the inspection it was noted that the wheel fairings did not exhibit any signs of contact with the wheels and that the wear on the tires was not consistent with a greater contact patch with the ground. The wear on the tires was more or less homogeneous except for some areas that showed signs of sliding.

Moreover, neither the visual inspection conducted on the first day by CIAIAC investigators nor a month later by representatives of the manufacturer revealed an alarmingly low tire pressure. It was not until the exact value was determined using a pressure gauge that this factor was considered.

Subsequently the CIAIAC conducted tests on the tires by inflating them to nominal pressure and measuring them weeks later (to simulate the period between the 50-hr inspection and the date of the incident). No significant loss of pressure was noted. It seems reasonable then that the low tire pressure was already present in flights previous to the incident without causing any vibrations during the landings.

Pilot actions

The application of substantial differential braking during the landing roll had induced, according to the manufacturer, an oscillation in the braking and the subsequent locking of the main gear wheels, which caused the aircraft to start vibrating violently.

The tire marks showed no obvious signs that both tires had locked and were slipping down the runway because the wear was even. The marks did show that the airplane had been “hopping” first on one wheel and then on the other as the angle with respect to the airplane’s longitudinal axis varied. There was a sandy area on the runway which revealed that the airplane’s wheels were not rolling and where three perfectly distinct marks could be seen (see Figure 6). The only area of uniform wheel rotation was during the initial segment, in which the aircraft started to veer from the runway centerline, leaving uninterrupted skid marks before subsequently starting its continuous oscillations (see Appendix A).

Shifting of the bushings in their housing

The manufacturer reported that the play between the leg and the gearbox socket resulting from the missing bushings had no adverse effects on the tolerances specified in the Maintenance Manual (camber and toe-in/toe-out). See Section 1.8.3.

The design tolerance specifies the limits for a certain parameter but does not consider the presence of a range of values, that is, of play, which is what the lack of the bushing caused in this case.

The maximum play allowed between the gearbox socket and the leg with the bushing installed is 0.016 inches. That measured on the incident aircraft was 0.03125, approximately double.

Although the manufacturer reported that this piece of data was negligible since the bushings were segmented and oversized (allowing for their adjustment with very little tolerance), the requirements for using the adhesives specified that the separation between the bonded elements be 0.01 inches with Loctite 638 and 0.02 inches with Loctite 660 (the nominal separation was 0.016 inches). The Technical Data Sheets also showed that the 660 adhesive was not stronger than the 638, though this was the reason for changing to Loctite 660 (see Section 1.8.4). The Loctite 660 did, however, allow for the separation between the inner diameter of the gearbox socket and the outer diameter of the bushing to conform to the nominal separation specified by the manufacturer (0.016 inches).

The manufacturer informed that the main gear leg design has been updated with a new machined shoulder or "bump ring" that fit against the gear box socket and physically retained the gear bushing in the socket should Loctite failure occur. CIAIAC considered that this action did not assure that other cases with loose bushings in existing aircrafts and their consequences could occur, so the Recommendation keeps on issued at the end of this report.

2.2. Conclusions

Once the information gathered on the incident is presented and analyzed, the following conclusions can be drawn:

- The aircraft had 54.6 flying hours, of which 34.5 had been utilized in transporting it from the factory in Bend (Oregon) to Casarrubios (Madrid) for delivery to its owner.
- At the 44.2 flying-hour mark, the 50-hr inspection was performed on the aircraft as per the Maintenance Manual.
- The aircraft encountered severe vibrations during the landing roll and deviated from the runway centerline to the asphalt edge without exiting before coming to a stop at the end of the runway. The right and left gear alternately contacted the ground at angles that varied with the aircraft's longitudinal axis.
- The tail of the aircraft fractured at the juncture of the vertical shear web and the antenna bulkhead.
- The composite material that makes up the aircraft's fuselage, particularly in the proximity of the tail fracture, had been repaired after being damaged by hail.
- Various inspections revealed that the average tire pressure was low and that the bushings between the gear legs and the gearbox sockets were out of their housing.
- Subsequent tests made by the CIAIAC verified that the tires did not exhibit a significant loss of pressure.

- The low tire pressure, therefore, could have been present during the 50-hour inspection, which was the only time since delivery that the pressure was adjusted (as noted on the inspection work order).
- The pilot performed at least five landings after this inspection without noting any anomalies.
- The purpose of the bushings is to avoid undue long-term wear of the leg and to make the cabin more comfortable
- The clearances measured during the inspection and resulting from the absence of these bushings were within the design tolerances specified by the manufacturer.
- On the Columbia forum used by pilots to note their experiences with their aircraft, there were several reports that made reference to bushings that were starting to shift. One of the cases linked the loss of the bushings with episodes of loss of directional control and vibrations during landings.
- It is not known whether, in these cases reported in the forums, the tire pressure had been checked or whether the pilots had applied differential braking, thus causing the vibration.
- The manufacturer reported that the adhesive used to fix the bushings to the gearbox had been replaced (Loctite 675) and that the one referenced in the Maintenance Manual had not been used on the aircraft since the new adhesive (Loctite 638) had been applied at the factory.
- There is no record of this change in the documentation provided to the owner. The Maintenance Manual still made reference to the old adhesive.
- The manufacturer admitted to being aware of an occasional loss of a bushing and that the adhesive had been changed to address this (from Loctite 675 to Loctite 638). The adhesive was subsequently changed again (from Loctite 638 to Loctite 660).
- The information on the Technical Data Sheets for the 638 and 660 adhesives show that the separation between the bonded elements can be 0.01 inches for Loctite 638 and 0.02 inches for Loctite 660. The nominal separation between bonded elements was 0.016 inches, meaning this particular bushing installation would not comply with the separation requirements specified for Loctite 638, which was the adhesive used in the incident aircraft.
- All of the actions taken by the manufacturer (inspections, application of new adhesives, adequate preparation of the surfaces, pre-flight inspection, design assessment, etc.) have been geared toward ensuring the bushings remain in their housing. In fact the main gear leg design has been updated so as to retained the gear bushing in the socket should Loctite failure occur.
- It has not been possible to determine whether the strength of the tail area that fractured was within design limits or whether it was affected by another factor (manufacture, hail storm, repairs, etc.).

2.3. Causes

Based on the information available, the incident is considered to have been caused by a large vibration experienced by the aircraft as the brakes were applied over a long

stretch of the landing roll and resulting from the bushings in the landing gear legs being dislodged from their housing.

The use of differential braking by the pilot when faced with the deteriorating control of the aircraft could have aggravated the duration and amplitude of the vibration. The low tire pressure could also have contributed to a decreased braking efficiency and a prolonged landing roll.

3. SAFETY RECOMMENDATIONS

This incident resulted mainly from the anomalous behavior of the gear, probably aggravated by other factors such as the tire pressure and the pilot's actions. The presence of this phenomenon in several other cases, though to varying degrees of intensity, along with the actions taken by the manufacturer aimed exclusively at ensuring that the bushings remain in place and function properly, require the issuance of the following recommendation:

REC 02/10. It is recommended that FAA requires manufacturer CESSNA (formerly COLUMBIA) to undertake the necessary measures to ensure the continuous airworthiness of the aircraft already manufactured that do not have incorporated the landing gear design modifications taken by the manufacturer after the incident.

APPENDIX A

N1271B marks on the runway



Figure 7. General view of traces on Casarrubios Aerodrome runway