

CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE **A**CCIDENTES
E **I**NCIDENTES DE
AVIACIÓN **C**VIL

Boletín Informativo

4/2006



MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

4/2006

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

NIPO: 161-03-048-4
Depósito legal: M. 14.066-2002
Imprime: Centro de Publicaciones

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	
IN-042/2000	21-10-2000	EC-HHI	Bombardier, Canadair CL-600-2B19	Aeropuerto de Valencia (Valencia)	1
IN-002/2004	10-01-2004	EC-CNC	Cessna 310-Q	Aeropuerto de Cuatro Vientos	21
(*) IN-013/2004	23-03-2004	EC-IQE	Diamond DA40-180	Aeropuerto de Sevilla (Sevilla)	27
IN-048/2004	27-08-2004	EC-IHD	Cessna 208-B	Aeropuerto de Ibiza	31
A-007/2006	02-03-2006	EC-HTT	Robinson R 44 Clipper	Sagás (Barcelona)	39

ADENDA	45
---------------------	----

(*) 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 °C	Grados centígrados
AC BUS 1	Barra principal de corriente alterna n.º 1
ADG	«Air Driven Generator»
ATC	Control de tránsito aéreo
CAS	Velocidad calibrada respecto al aire
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)
CRJ	Canadair Regional Jet
CVR	Registrador de voces en cabina
DC BUS 1	Barra principal de corriente continua n.º 1
EASA	European Aviation Safety Agency
EICAS	«Engine Indication And Crew Alerting System»
FDR	Registrador de datos de vuelo («Flight Data Recorder»)
ft	Pie(s)
h	Hora(s)
hp	Caballos de vapor
hPa	Hectopascal(es)
HDG	Rumbo
IDG	«Integrated Drive Generator»
ILS CAT I	Sistema aterrizaje por instrumentos categoría I
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
kt	Nudo(s)
lb	Libra(s)
LOC	Localizador
m	Metro(s)
MEL	Listas de equipo mínimo
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
mm	Milímetro(s)
MPa	Megapascal(es)
MTOW	Máximo peso al despegue
N1	Rpm del carrete 1 del motor
N2	Rpm del carrete 2 del motor
NM	Milla(s) náutica(s)
PAPI	Indicador de trayectoria de aproximación de precisión
PPL(A)	Licencia de piloto privado de avión
QNH	Ajuste del altímetro respecto del nivel del mar en atmósfera internacional
QRH	«Quick Reference Handbook»
RA	Radioaltura
rpm	Revoluciones por minuto
S/N	Número de serie
SEI	Servicios de Extinción de Incendios
seg	Segundo(s)
SW	Suroeste
TPM	Transporte público de carga
TPP	Transporte público de pasajeros
UTC	Tiempo universal coordinado
VFR	Reglas de vuelo visual
VOR-DME	Radiofaro omnidireccional VHF-Equipo radiotelemétrico
WOW	Señal de «Weight on Wheels»

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 21 de octubre de 2000; 08:35 h local
Lugar	Aeropuerto de Valencia (Valencia)

AERONAVE

Matrícula	EC-HHI
Tipo y modelo	Bombardier, Canadair CL-600-2B19 (habitualmente CRJ)
Explotador	Air Nostrum

Motores

Tipo y modelo	GENERAL ELECTRIC CF-34-3B1
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	42 años	43 años
Licencia	Piloto transporte línea aérea	Piloto transporte línea aérea
Total horas de vuelo	5.913 h	2.042 h
Horas de vuelo en el tipo	3.112 h	102 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			3
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Pista cerrada 2 h. Afectó a otros vuelos

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trans. aéreo comercial – Entrenamiento – Pruebas
Fase del vuelo	Aterrizaje – Carrera de aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	26 de julio de 2006
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave EC-HHI despegó del Aeropuerto de Valencia el sábado día 21 de octubre de 2000, a las 08:15 h local, con la misión de efectuar una prueba funcional en vuelo del ADG (Air Driven Generator). La prueba respondía a los requisitos del programa de mantenimiento que establece la prueba de la alimentación eléctrica de emergencia cada 3.000 h de vuelo o 18 meses. Se preveía una duración del vuelo Valencia-Valencia, YW-001P, de media hora.

A bordo de la aeronave se encontraba exclusivamente la tripulación, compuesta por un piloto al mando, un copiloto y un técnico de mantenimiento.

La prueba consistía en el despliegue del ADG en determinadas condiciones de vuelo y configuración del sistema eléctrico del avión, y la comprobación de la correcta alimentación eléctrica de distintas barras de servicios esenciales. La distribución de tareas en cabina, en relación con la prueba, era que el copiloto leía las acciones de una «tarjeta de trabajo», el piloto ejecutaba la acción y el mecánico observaba y anotaba los resultados de las pruebas.

Tras el despegue la aeronave se desplazó al este del campo de vuelo volando sobre el mar Mediterráneo. Después, con rumbo oeste y aproximándose al aeropuerto y a unas 20 NM de él, con velocidad de 180 kt y altitud de 10.000 ft, comenzó la prueba. En esos momentos saltaron los avisos de fallo de ambos sistemas de Anti-Skid. El comandante seleccionó sistemas de Anti-Skid en OFF. La aeronave continuó su aproximación al mismo Aeropuerto de Valencia, entrando en la aproximación final a la pista 30, dispuesto a efectuar un aterrizaje anormal con ambos sistemas de Anti-Skid inoperativos, al haberse seleccionado Anti-Skid OFF.

El peso estimado de la aeronave antes de iniciar el aterrizaje se estimaba en 18.200 kg.

En la carrera de aterrizaje reventaron las cuatro ruedas del tren principal, el avión patinó sobre la superficie asfaltada de la pista y se detuvo por fin en el último tercio de la pista y a unos 2.000 m desde el umbral 30 sobrevolado. La orientación de la aeronave tras su detención fue de unos 40° a derecha respecto de la dirección de la pista.

Sin posibilidad de abandonar la pista de vuelo porque las ruedas no giraban, la tripulación puso el freno de aparcamiento y pararon los motores. Los cuatro neumáticos habían reventado y las llantas de las ruedas principales habían perdido por abrasión con el asfalto un segmento de su círculo. No realizaron los tres tripulantes una evacuación de emergencia porque el comandante no lo consideró necesario. Los servicios de socorro acudieron inmediatamente.

1.2. Lesiones a personas

Los tres ocupantes resultaron ilesos.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió el reventón de los cuatro neumáticos del tren principal, así como daños irreparables en llantas y conjuntos de frenos de esas mismas cuatro ruedas.

1.4. Otros daños

La pista 12-30 permaneció cerrada desde las 08:45 hasta las 11:05 h local debido a la operación de instalación de ruedas nuevas en las patas de la aeronave para poder remolcarla y dejar libre la pista. Varios vuelos se vieron afectados en los horarios de su operación.

1.5. Información sobre la tripulación

En la fecha del incidente, el comandante tenía una edad de 42 años, una experiencia en el tipo de 3.112 h y una experiencia total de 5.913 h, distribuidas como se indica a continuación:

- 2.801 h como comandante de Fokker-50.
- 3.112 h como comandante de CRJ.

El comandante era instructor de CRJ

Durante la última semana, previa al vuelo, disfrutó de cuatro días libres y en los dos anteriores al vuelo tuvo actividad de cursos de refresco que finalizaron en la tarde del viernes proporcionando 14 h de descanso.

En la fecha del incidente, el copiloto tenía una edad de 43 años, una experiencia en el tipo de 102 h y una experiencia total de 2.042 h, distribuidas como se indica a continuación:

- 1.940 h como comandante de ATR.
- 102 h como comandante de CRJ.

Los tres días anteriores al vuelo estuvieron libres de toda actividad.

1.6. Información sobre la aeronave

La aeronave Bombardier, Canadair CL-600-2B19, es conocida por la designación CRJ 200 o simplemente como CRJ (Canadair Regional Jet).

1.6.1. *Certificado de aeronavegabilidad*

La aeronave contaba con un certificado de aeronavegabilidad en vigor.

1.6.2. *Situación de mantenimiento*

La aeronave era mantenida de acuerdo al programa de mantenimiento aprobado para esta aeronave.

Los registros de mantenimiento no recogen ninguna anomalía relativa a los sistemas de Anti-Skid desde el mes de marzo de ese mismo año, ocasionada en esa ocasión por un desajuste de microinterruptor del freno de aparcamiento.

1.6.3. *Descripción de algunos sistemas del avión*

Para facilitar la comprensión de las anomalías experimentadas y de las pruebas ejecutadas en el vuelo del incidente se exponen a continuación algunas características de los sistemas.

1.6.3.1. *Sistema eléctrico*

Cada motor del avión arrastra un generador de corriente alterna, conocido como IDG («Integrated Drive Generator»). Estos generadores son las fuentes de alimentación principales y normales de energía eléctrica, tanto en alterna como en corriente continua, a través de transformadores rectificadores.

Para cubrir la posible emergencia de fallo simultáneo de los dos generadores principales, la aeronave cuenta con un generador de emergencia, ADG («Air Driven Generator»), movido por una hélice que gira en molinete cuando se despliega en la corriente de aire. Normalmente el ADG va retraído y cuando se despliega ya no puede ser replegado en vuelo.

Una batería eléctrica puede dar alimentación a una limitada porción de los sistemas de avión durante 30 minutos, aun en ausencia de potencia suministrada por los IDG o ADG.

La distribución de energía eléctrica se realiza a través de distintos circuitos o «barras» (barras principales 1(2), de alterna o de continua, barras de servicios esenciales, barra de batería, etc.). Las barras principales se alimentan directamente de los IDG. Las barras de servicios esenciales se pueden alimentar de los IDG o del ADG, pero sólo dan servicio a una parte limitada de los sistemas del avión.

1.6.3.2. FDR (sistema de registro de parámetros de vuelo)

El FDR es un sistema electrónico de grabación de distintos datos del vuelo. La alimentación eléctrica del FDR se realiza directamente desde la barra AC BUS 1 (barra principal de corriente alterna n.º 1).

1.6.3.4. Sistemas de Anti-Skid

Para optimizar la capacidad de frenado del avión en la carrera de aterrizaje, el avión dispone de dos sistemas de Anti-Skid. Uno de los sistemas gobierna la acción de frenado de las ruedas interiores de cada pata del tren de aterrizaje principal, y el otro, el de las exteriores.

Cuando el avión se apoya en el suelo y, por lo tanto, tiene señal de WOW («Weight on Wheels») y el sistema está energizado, el sistema compara las revoluciones de una rueda con las de su pareja en la otra pata, y en el caso de que disminuyan por debajo del 33%, libera presión hidráulica de frenado anticipando un posible bloqueo de la rueda. Cuando la rueda recupera sus revoluciones, el sistema vuelve a aplicar presión al freno.

No se permite, según la MEL (lista de equipo mínimo), que el avión vuele sin que al menos uno de los dos sistemas de Anti-Skid esté operativo. Si en vuelo se produce el fallo simultáneo de ambos sistemas, se considera que se entra en una situación de aterrizaje anormal con un procedimiento definido.

Los sistemas de Anti-Skid en el CRJ se alimentan eléctricamente de las barras DC BUS 1 y DC BUS 2 (barras principales de corriente continua). El sistema dispone de un interruptor general con posiciones ON-OFF-TEST. En posición ON se energizan ambos sistemas de Anti-Skid si las barras principales están alimentadas. En posición OFF el sistema está desenergizado. En TEST se comprueba el sistema.

Cuando el sistema eléctrico proporciona solamente energía esencial el Anti-Skid no está energizado.

1.7. Información meteorológica

El informe rutinario de aeródromo METAR que se difundía en los minutos anteriores al aterrizaje del vuelo YW-001P era:

LEVC 210630Z 27005KT 5000 BR FEW030 SCT100 18/17 Q1013 NOSIG=

Es decir, que a las 8:30 h local, el viento de procedencia 270° tenía una intensidad de 5 kt. Había alguna bruma matutina que limitaba la visibilidad a 5.000 m. En el cielo

había pocas nubes a 3.000 ft de altura y nubes dispersas a 10.000 m. Las temperaturas exterior y de rocío a nivel del campo eran 18 y 17 °C, respectivamente. La presión atmosférica coincidía con la estándar.

Otros datos recogidos del propio FDR confirman la situación de vientos flojos o en calma.

1.8. Información sobre el aeródromo

El Aeropuerto de Valencia se sitúa al oeste de la costa mediterránea y de la ciudad de Valencia. Su elevación es de 68,67 m. Dispone de una pista principal 12-30 de 2.700 m de longitud y 45 de anchura. Otra pista, 04-22, cruza a la anterior en su punto medio aproximadamente. Los servicios contra incendios se radican al norte del cruce de las pistas y a una distancia de unos 400 m.

La pista 30 del Aeropuerto de Valencia, empleada en el aterrizaje, es una pista aprobada para aproximación ILS CAT I. Dispone de ayuda visual de senda de planeo PAPI de 3°.

En el día del incidente las ayudas ILS funcionaban correctamente y no se había notificado ninguna anormalidad.

1.9. Registradores de vuelo

La aeronave iba equipada con un «Registrador de Datos de Vuelo» (FDR) y con un «Registrador de Sonidos en Cabina» (CVR).

1.9.1. Registrador de Sonidos en Cabina (CVR)

La caja del CVR se desmontó después del incidente y se envió a un laboratorio para su lectura a través del operador de la aeronave. No ha sido posible contar con la información que contenía el registrador.

1.9.2. Registrador de Datos de Vuelo (FDR)

Los datos del FDR fueron descargados con la colaboración del fabricante, que proporcionó para la investigación los registros correspondientes a los cinco últimos minutos del vuelo de aproximación final y aterrizaje (véase Anexo: Gráficos FDR).

En los gráficos reproducidos en el Anexo se recoge la evolución de los parámetros generales del vuelo: altura del radioaltímetro (RA), velocidad, orientación magnética, etc.,

desde un instante en la aproximación (instante $t = 0$), en el que el avión se encuentra a 3.500 ft de altura con velocidad CAS de unos 280 kt. Desde ese instante se enumeran a continuación ciertos eventos y observaciones:

Instante (t)	Otros parámetros observados	RA (ft)	CAS (kt)	HDG (grados)	Comentario
0	Flap 0°	3.500	280	260	No se ha interceptado LOC.
70	Flap 30°	3.500	200	290	Interceptado LOC. Comienza descenso.
140	Flap 30°	2.000	150	290	Continúa descenso. Se estabiliza velocidad.
210	Flap 45°	1.000	150	290	Se seleccionaron flaps de aterrizaje.
300	Pich 0°	0	150	295	Aeronave inicia la recogida.
307	WOW	0	145	295	Se despliegan spoilers y reversas.
310	N1 > 80%	0	130	295	Se pone potencia de reversa.
335	N1 20%	0	50	295	Potencia en ralentí.
340	Roll-2°		35	310	Inicio derrape.
350			15	325	Se recogen los spoilers.
360			0	345	Se recogen los flaps.
370	N1 >			020	Se recogen reversas.
380	N1 LH 50%			20	Se intenta mover el avión en taxi.

Una serie de datos de velocidad y tiempos tomados del FDR se han utilizado en 1.13.4 para hallar por integración la posición del avión sobre la pista en los sucesivos instantes.

1.10. Inspección del lugar del incidente y de la aeronave

1.10.1. Huellas y restos sobre la pista

En los dos últimos centenares de metros de su desplazamiento, la aeronave dejó huellas de las llantas en su derrape sobre la pista.

Lo datos existentes permiten conocer que la aeronave se detuvo a la derecha de la pista y a unos 2.000 m de la cabecera 30. Su orientación era de unos 40° a la derecha respecto de la orientación de la pista.

En el centro de la foto 1 se observa la huella del derrape de las llantas de la pata izquierda del tren principal. A la derecha se aprecia las huellas dejadas por la pata derecha, y más a la derecha, las huellas de la pata de morro evidenciando el ángulo de derrape del avión sobre la pista.



Foto 1

Testimonios del personal de la dirección de operaciones del aeropuerto señalan que el avión tocó tierra en el primer tercio de la pista, como es habitual.

1.10.2. *Inspección de la aeronave tras el incidente*

La inspección de la aeronave después del incidente mostró que los neumáticos de las cuatro ruedas principales habían reventado y que la abrasión de las ruedas había dañado irreparablemente las llantas y los conjuntos de freno. No se apreció ningún otro daño sufrido por la aeronave.

En la inspección en cabina se encontró el interruptor del sistema de Anti-Skid posicionado en OFF.

Para poder mover el avión y despejar la pista se tuvieron que cambiar primero las ruedas dañadas.

Se hicieron pruebas funcionales y operacionales del sistema de Anti-Skid con resultados satisfactorios.

1.11. Incendio

Los bomberos acudieron inmediatamente y no se produjo incendio.

En el informe de los servicios de emergencia del aeropuerto se puede leer que a las 08:40 oyeron un fuerte golpe en la pista y observaron cómo la aeronave se arrastraba por la pista envuelta en humo.

Salieron rápidamente todos los vehículos, y al llegar a la zona donde la aeronave se había detenido, observaron que las cuatro ruedas del tren principal estaban destrozadas.

Cubrieron con espumógeno toda la parte inferior de la aeronave y esperaron a que la abandonaran los ocupantes. En la intervención se emplearon 900 litros de espumógeno.

1.12. Supervivencia

Los ocupantes no tuvieron ningún problema para abandonar la aeronave.

1.13. Ensayos e investigaciones

1.13.1. Pruebas de líquido hidráulico

Se realizaron análisis del líquido hidráulico de ambos sistemas para determinar su espectro, el contenido de agua y el de partículas metálicas, obteniéndose resultados normales.

1.13.2. Pruebas de la unidad de control del Anti-Skid

Como medida precautoria se cambió la unidad de control y se comprobó que la sustituida funcionaba correctamente.

1.13.3. Actuaciones de aterrizaje del Bombardier CRJ, con peso de 18.200 kg

Consultado el QRH («Quick Referente Handbook») en cuanto a las longitudes de aterrizaje requeridas para un peso de 18.200 kg a nivel del mar, con pista seca, se han encontrado los siguientes valores:

- Aterrizaje normal (flap 45°):
 - Actual landing distance: 791 m
 - Landing length: 1.323 m
 - Vref: 130 kt
- Aterrizaje flap 20°:
 - Actual landing distance: 965 m
 - Landing length: 1.614 m
 - Vref: 142 kt
- Aterrizaje flap 45°, 1 Anti-Skid Off:
 - Actual landing distance: 1.425 m
 - Landing length: 2.375 m
 - Vref: 130 kt

Si se aplica el coeficiente 1,22 para flap distinto de 45° se podría estimar una longitud de aterrizaje necesaria de 2.898 m aplicable al caso de 1 Antiskid inop y 20° flap.

- Aterrizaje anormal con ambos sistemas Anti-Skid inoperativos.
El procedimiento pide el uso de 45° de flap y una longitud disponible de aterrizaje factorizada en un 1,75 aplicable a la longitud normal, es decir, la distancia de aterrizaje sería de 1.384 m y la longitud requerida de unos 2.315 m. El factor de 1,22 aumentaría las distancias de aterrizaje con 20° de flap hasta 1.688 m y 2.824 m, respectivamente.

1.13.4. Integración de la velocidad en la carrera de aterrizaje

Tiempo (seg)	Velocidad (kt)	Velocidad (m/s)	Vel. media (m/s)	Inc. vel. (m/s)	Inc. s (m)	Distanc. (m)	Aceler. (m/s ²)	Acciones
300	150	77,17				2.032,06		
310	130	66,88	72,02	10,29	720,22	1.311,83	1,03	Recogida
320	85	43,73	55,30	23,15	553,03	758,81	2,32	Spoilers y reversa
330	55	28,29	36,01	15,43	360,11	398,69	1,54	Spoilers y reversa
340	35	18,01	23,15	10,29	231,50	167,19	1,03	Frenos
350	15(*)	7,72	12,86	10,29	128,61	38,58	1,03	Derrape
360	0(*)	0,00	3,86	7,72	38,58	0	0,77	Derrape

(*) En los instantes finales se ha estimado una velocidad residual, corrigiendo la lectura de los anemómetros en el FDR, enmascarada también por la guiñada del avión.

1.14. Información orgánica y de dirección

1.14.1. *Composición de la tripulación del vuelo de prueba*

En la experiencia de la compañía Air Nostrum la prueba en vuelo del ADG no era novedad. En los vuelos de aceptación de la aeronave varios pilotos de Air Nostrum habían participado conjuntamente con el fabricante. En aquellos vuelos de pruebas de entrega de los aviones recientemente salidos de fábrica, la tripulación se formaba por un piloto de Bombardier, y un piloto y un mecánico de Air Nostrum.

Para los vuelos rutinarios de mantenimiento de la aeronavegabilidad la compañía Air Nostrum no tenía procedimientos para la composición de la tripulación ni para el entrenamiento o capacitaciones previas a la prueba. Solamente se requería un grado de experiencia de vuelo del comandante, como el de ser inspector o instructor.

Los miembros de la tripulación del vuelo del incidente no habían realizado nunca la prueba en ninguno de sus cometidos. Dicha prueba era la primera que se le realizaba al EC-HHI desde su salida de fábrica.

1.14.2. *Procedimientos de prueba del ADG*

La compañía operadora tenía establecido un procedimiento de prueba del ADG contenido en la «TASK CARD NUMBER 023-24-220-701». Varias versiones de esa tarjeta se han podido revisar: la versión que se empleó en la preparación del vuelo tenía fecha de edición 15-7-1999, y mostraba incluso anotaciones manuscritas de dudas surgidas en su estudio; una segunda edición revisada en 9-11-2000, y la tercera, actualmente en vigor, con fecha de revisión 12-6-2003.

No se ha recuperado la tarjeta de trabajo que supuestamente se empleara para anotar y recoger los resultados de la prueba.

Tras unas notas y avisos previos, el procedimiento que estaba vigente define los parámetros de vuelo y la configuración de los sistemas antes de iniciar la prueba. Después se relacionan las distintas acciones a realizar para desplegar el ADG, comprobar su funcionamiento, comprobar la energización de las barras de servicios esenciales y la capacidad de generar potencia hidráulica de las bombas, funcionamiento de determinados sistemas, etc. Por último, el procedimiento enumera las acciones a tomar para volver a la configuración normal de suministro eléctrico.

Entre las notas previas al procedimiento se dice que, como el ADG, una vez desplegado no se puede volver a retraer en vuelo, la prueba se debe realizar al final del vuelo de prueba. La práctica de Air Nostrum era realizar la prueba a unas 20 NM del aeropuerto, dirigiéndose a él en una larga final. La nota advertía de que la alimentación eléctrica normal se debía restaurar antes de la aproximación final.

Un aviso de precaución prevenía de que, en el aterrizaje, los vaivenes del ADG desplegado podían ocasionar daños en las palas del ADG en su balanceo por interferencias con el fuselaje. Por lo tanto, se debía procurar una larga carrera de aterrizaje para evitar aceleraciones fuertes.

En cuanto a la ejecución de las pruebas eléctricas, el procedimiento avisaba de algunos anuncios que podían aparecer en el EICAS, al dejar de recibir alimentación eléctrica algunos sistemas. No se advertía entre ellos de la posibilidad de un anuncio de Anti-Skid inoperativo.

En la actualidad los procedimientos de prueba en vuelo del ADG piden realizar la prueba a 30 NM del aeropuerto, y las listas de chequeo se han modificado con una estructura más lógica y secuencial aparte de otras correcciones y actualizaciones. Se enumeran, por otro lado, en las nuevas listas todos los avisos que pueden aparecer en el EICAS, incluido el Anti-Skid inoperativo.

1.14.3. *Otros procedimientos*

La lista de chequeo normal del manual de operaciones del avión pide la prueba del sistema Anti-Skid antes de arrancar los motores.

El manual QRH recoge de forma concisa las listas de chequeo de los procedimientos de vuelo: actuaciones, procedimientos de emergencia y anormales. Entre ellos se encuentran los procedimientos de despliegue del ADG en caso de tener que utilizar solamente potencia eléctrica de emergencia, procedimientos de aterrizaje en operación anormal sin Anti-Skid, etc.

Para el S/N del avión no hay limitaciones de velocidad de vuelo con el ADG desplegado.

Para el aterrizaje con ambos Anti-Skids inoperativos, la distancia de despegue se incrementa con un factor de 1,75. Se pide precaución extrema para evitar daños en los neumáticos y reventones, así como máximo uso de la reversa. En el caso de aterrizaje con potencia sólo de emergencia, con la cual no se dispone de Anti-Skid, el factor de aumento de las distancias de aterrizaje es de 2,1 para configuración de 20° de flaps.

En general se especifica un factor de 1,22 aplicable a las distancias de aterrizaje calculadas con 45° de flap cuando la configuración es de 20° flap.

1.14.4. *Procedimientos alternativos de prueba del ADG*

La compañía operadora ha ido estableciendo, para las aeronaves a las que les son aplicables, procedimientos de prueba del ADG en tierra, generando corrientes de aire que inciden sobre las palas del ADG.

1.15. Información adicional

1.15.1. *Declaraciones de la tripulación*

El comandante de la aeronave declaró que durante la aproximación se detectó un fallo en el Anti-Skid, y que se puso en «OFF» de acuerdo con el procedimiento establecido.

En la toma de tierra el avión tenía un peso de unos 18.200 kg. Con los datos que se sacaron para el aterrizaje daba unas velocidades muy bajas, incluso para flaps de 20°, que dado que la pista era suficiente y se estaba comprobando el ADG, fue el seleccionado para la toma.

Notó algo extraño en la toma, que posteriormente identificó como humo procedente de las ruedas, que en un principio pensó procedía del ADG que estuvieron probando.

2. ANÁLISIS

2.1. Preparación del vuelo y ejecución de la prueba de ADG

Las anotaciones manuscritas encontradas en el procedimiento de la prueba del ADG confirman, por un lado, que hasta cierto punto se hizo un esfuerzo de preparación del vuelo de prueba. Sin embargo, esa preparación no se benefició de la experiencia acumulada por otros tripulantes de la compañía y quizá no llegara a despejar todas las incertidumbres que se plantearan antes del vuelo.

Seguramente se inició el vuelo como un vuelo normal tomando en seguida un rumbo este alejándose del aeropuerto unas 30 NM. Más tarde, con rumbo aproximadamente oeste y a unas 20 NM del aeropuerto, se iniciaría la prueba objeto del vuelo. Sin embargo, no hay constancia de que la prueba se completara, pues no existe la tarjeta debidamente cumplimentada y ni siquiera hay un registro del FDR que confirme que se progresara en la prueba. Como el mismo FDR se alimenta de la barra AC BUS 1, se debería al menos notar una discontinuidad en sus grabaciones. Los datos del FDR de los que se dispone abarcan sólo los últimos cinco minutos de vuelo hasta el umbral de la pista 30 de Valencia. La distancia volada en esos cinco minutos se estima en unas 15 NM. Si la prueba se hizo a 20 NM, efectivamente los datos grabados de los que se dispone no abarcan los momentos de la prueba del ADG.

No obstante, la prueba del ADG se inició y se llegó a desplegar, puesto que en esa configuración de desplegado volvió el avión a su base. También se debió cortar la alimentación en las dos barras principales de corriente continua, lo cual provocaría la aparición de los avisos de Anti-Skid INOP en el sistema de alerta EICAS, puesto que ese sistema se alimenta directamente de las barras principales de corriente continua. Muy probablemente el comandante suspendería la prueba del ADG para dedicarse a la situación

de operación anormal que se le presentaba. Puso el interruptor del sistema Anti-Skid en OFF (según su declaración, confirmada por la observación de Mantenimiento al entrar en la cabina tras el incidente), restituiría la corriente de los generadores principales y adecuaría la velocidad de vuelo mientras hacía los cálculos y preparativos para el aterrizaje anormal sin Anti-Skid, para los que dispondría de tres o cuatro minutos antes de entrar en la fase de aproximación final.

Después del aterrizaje se comprobó que la avería era ficticia, dando resultado satisfactorio las pruebas funcionales que se realizaron. Todo esto viene a confirmar una preparación escasa del vuelo que no incluyó el repaso de los avisos esperables en cabina con alimentación procedente únicamente del ADG.

2.2. Aproximación y aterrizaje

La longitud de la pista, 2.700 m, era escasa para un aterrizaje con Anti-Skid inoperativo y flaps de 20°. Las longitudes requeridas se han estimado en unos 2.800 m en las condiciones de pista seca y avión con un sistema de Anti-Skid inoperativo con flap de 20°. Más aún, el procedimiento establecido para el aterrizaje con ambos sistemas de Anti-Skid inoperativo no contempla otra configuración que la de 45°. Se atribuye a un lapsus de la memoria que el comandante declarara que eligió aterrizar con 20° cuando el FDR muestra que el aterrizaje se realizó con 45°.

Sorprende, en primer lugar, la alta velocidad de la aproximación inicial de 280 kt, habida cuenta de que un par de minutos antes la velocidad, al iniciar la prueba del ADG, tenía que ser de 180 kt. Después se estabiliza en aproximación final con velocidad de 150 kt, adecuada para flap 20° pero un poco elevada para flap de 45°.

La integración de la velocidad, desde la posición final de la aeronave en su carrera, permite asegurar que puso las ruedas en la pista pronto, en el umbral, aprovechando toda la longitud de aterrizaje disponible, y que paró en unos 2.000 m después de sobrevolar el umbral de la pista 30. La buena aproximación, la pista seca y la ausencia de vientos cruzados evitaron complicaciones mayores en la carrera de aterrizaje.

Las fuerzas de frenada aerodinámicas y de reversa actuaron normalmente a alta velocidad. Sin embargo, las deceleraciones fueron muy bajas cuando la velocidad disminuyó y se hizo inferior a 50 kt, indicando una acción de frenada de las ruedas muy pobre.

Las huellas de las ruedas y la grabación de la orientación magnética del FDR reflejan que a partir del instante 330 o 340 la aeronave se cruzó en la pista derrapando durante los últimos centenares de metros de su carrera. Un pico en el parámetro de balanceo («Roll»), en esos instantes, puede señalar el comienzo del derrape. Durante el derrape, después de reventadas las ruedas, rozando las llantas directamente con el asfalto, la capacidad de frenado disminuyó drásticamente.

Posiblemente el derrape se produjo al perder el control lateral del avión, al patinar las ruedas por el bloqueo de algún conjunto de frenos operado sin Anti-Skid. El movimiento de pies rápido para el control de la dirección pudo interferir con una involuntaria mayor pisada de los pedales de freno. No se puede determinar si se reventaron las ruedas por patinar al bloquearse los frenos o por el derrape al perderse el control lateral.

Se debe hacer resaltar la inconsistencia del dato de orientación final del FDR, de unos 80° a la derecha, que según la posición final del avión, contrastada en las fotos, no es mayor de 40°. Se atribuye la discrepancia al proceso de extracción de datos del FDR. Todas las demás observaciones del FDR son consistentes.

Cabe decir, por último, que el aterrizaje con los dos sistemas de Anti-Skid inoperativos representa un riesgo elevado, por lo cual la lista de equipo mínimo prohíbe la operación en esas condiciones. Las informaciones recogidas sobre los resultados en los vuelos de simulador avalan lo dicho.

2.3. Evacuación y retirada del avión

El avión paró con los motores en marcha, simplemente en una postura algo distinta de la habitual, por efecto de las ruedas reventadas. La aparente normalidad indujo a la tripulación a intentar mover el avión e iniciar el taxi incrementando la potencia del motor izquierdo. Las ruedas, apoyadas en su plano de desgaste, impidieron que el avión se moviera.

Los servicios de extinción de incendios, SEI, acudieron rápidamente pues pudieron ver directamente el suceso. En efecto, se estima que el derrape y reventón de las ruedas ocurrieron cuando la aeronave pasaba por delante de la ubicación del SEI, a unos 500 m de distancia. Su presencia inmediata evitó que se pudiera iniciar cualquier conato de fuego.

Para poder remolcar el avión y despejar la pista fue necesario cambiar las ruedas principales del avión.

2.4. Análisis de los procedimientos y de la ejecución en vuelo

Al contemplar la preparación y los resultados de la operación se observan carencias en los procedimientos de la compañía para componer las tripulaciones, preparar un vuelo especial y determinar los cometidos de los tripulantes. La propia tarjeta de trabajo omite advertir de que se han de producir unos anuncios de avería infundados y espurios.

Tratándose de vuelos de prueba deberían existir protocolos de briefing anterior al vuelo, anotación de los resultados y de briefing postvuelo.

Por otro lado, se observa que se toman decisiones en la cabina de mando sobre las acciones a realizar, procedimientos a seguir y reevaluación de las situaciones no suficientemente estudiadas o fundamentadas. Así, cuando se recibe el anuncio de fallo de Anti-Skid se asume que el fallo es real sin relacionarlo con las últimas acciones tomadas. Un perfecto conocimiento del sistema eléctrico debería haber inducido a que se desestimase la importancia del aviso de inoperatividad, sin una reevaluación y confirmación de la avería, sobre todo teniendo en cuenta que no se trataba de una emergencia de acción inmediata. De igual manera se decide un aterrizaje inmediato, y con flap al parecer de 20° (aunque después se realice realmente en la configuración correcta), cuando el procedimiento establecido pedía flap de 45°.

Sin duda, si se hubiera probado el sistema de Anti-Skid durante la aproximación con la energía eléctrica normal restablecida, se hubiera comprobado que el sistema estaba operativo.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

La aeronave despegó para realizar unas pruebas del sistema de generación de potencia eléctrica en emergencia. Las pruebas eran conocidas, pero no habían sido realizadas anteriormente por ningún miembro de la tripulación.

La preparación de la prueba no fue exhaustivamente trabajada y la tarjeta, con las listas de chequeo de la prueba, adolecía de alguna falta de concreción. Particularmente, no advertía de un posible anuncio de avería del sistema Anti-Skid ocasionado por la configuración del sistema eléctrico durante la prueba.

Durante la prueba apareció, efectivamente, el anuncio de Anti-Skid inoperativo y la tripulación asumió que se trataba de una avería real.

El aterrizaje subsiguiente se realizó con el sistema de Anti-Skid desconectado con el riesgo que dicha operación entraña, y terminó con el reventón y los daños a las cuatro ruedas del tren principal.

3.2. Causas

La causa inmediata del incidente fue el aterrizaje con el sistema de Anti-Skid desconectado y la dificultad que esa operación representa.

Condujo al desenlace del incidente una deficiente evaluación del estado operativo del sistema de Anti-Skid, en una situación de un vuelo especial de prueba que no estaba

convenientemente preparado y cuya preparación completa no contemplaban los procedimientos en vigor de la compañía.

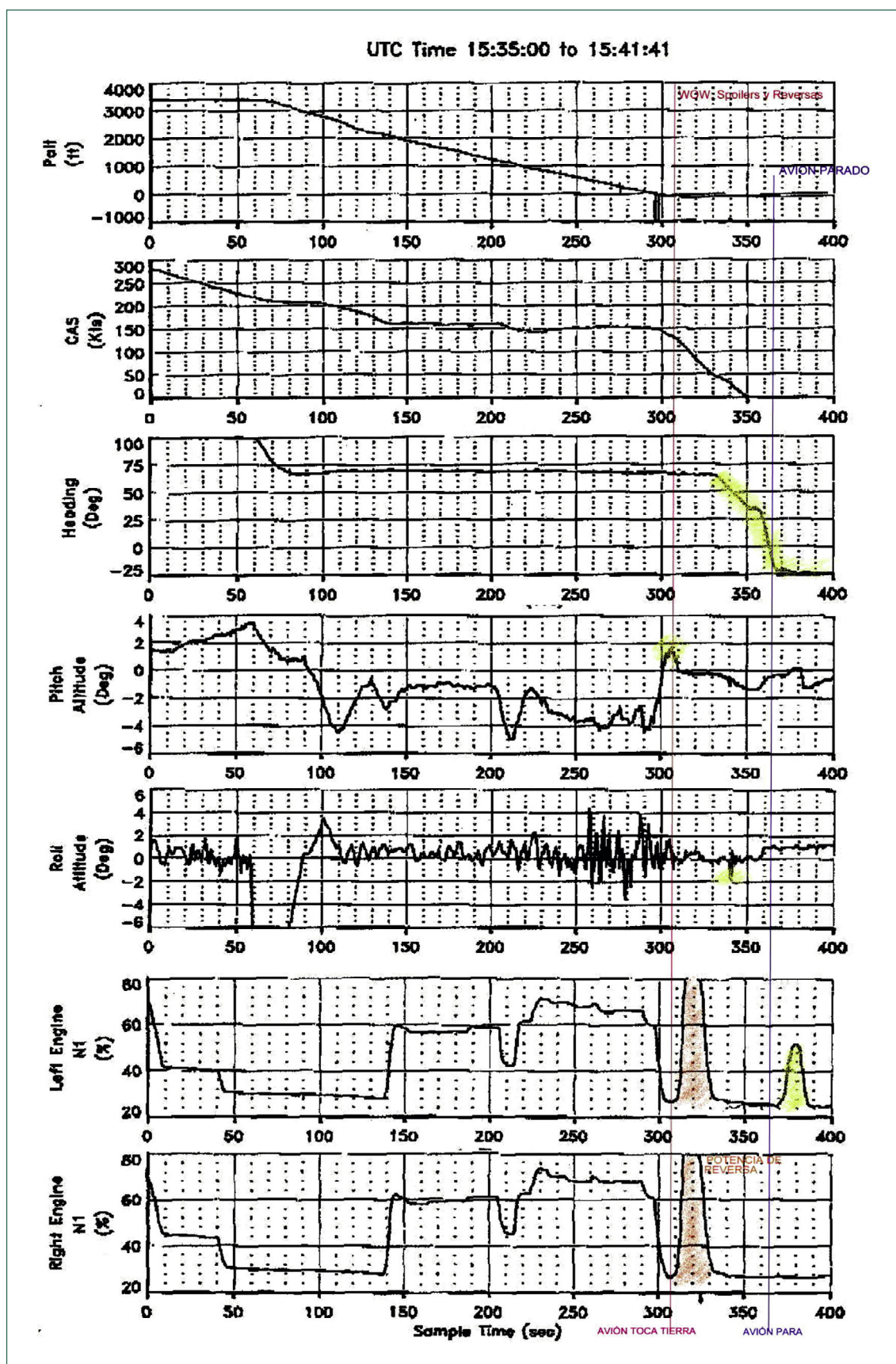
4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 18/06. Se recomienda a Air Nostrum que establezca procedimientos para la preparación de vuelos de prueba, prestando atención a la designación de la tripulación y a los protocolos de realización, y a los soportes de los resultados y anotaciones de las pruebas, así como a los briefings y de-briefing de los vuelos.

Los procedimientos deberían establecer que al menos uno de los pilotos debe tener experiencia en la ejecución del vuelo de prueba a realizar. En caso de que no haya pilotos con experiencia directa se deben establecer requisitos adicionales a cumplir por los pilotos.

REC 19/06. Se recomienda a Air Nostrum que en sus cursos de entrenamiento incluya materias como las de toma de decisiones y evaluación y reevaluación de la situación en casos de anormalidad y emergencias.

ANEXO: Gráficos FDR



RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 10 de enero de 2004; 17:00 h UTC
Lugar	Aeropuerto de Cuatro Vientos

AERONAVE

Matrícula	EC-CNC
Tipo y modelo	CESSNA 310-Q
Explotador	Aerofan

Motores

Tipo y modelo	CONTINENTAL IO-470V0
Número	2

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	33 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	2.660 h
Horas de vuelo en el tipo	500 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

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

INFORME

Fecha de aprobación	21 de junio de 2006
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El avión EC-CNC despegó del Aeropuerto de Cuatro Vientos para realizar un vuelo de instrucción instrumental el día 10 de enero alrededor de las 15:30 h UTC. Iban a bordo dos alumnos y un instructor.

Tras haber realizado maniobras básicas y aproximaciones VOR-DME simuladas, procedieron a regresar al campo, sin observar hasta entonces problema alguno en el avión.

Cuando se encontraban en el último tercio del tramo de viento en cola de la pista 28, al proceder a bajar el tren, observaron que la pata de morro no bajaba. De inmediato comunicaron a torre su situación, procediendo a abandonar el circuito de aeródromo. Realizaron nuevos intentos para bajar el tren, tanto por el procedimiento normal como por el procedimiento de emergencia, sin éxito alguno.

Procedieron entonces a declarar emergencia indicando a torre que, dada la proximidad del ocaso, no tenían inconveniente en esperar a que entraran todos los tráficos para evitar el desvío de aeronaves.



Figura 1. Estado general de la aeronave

Dadas las precarias condiciones de la pista de tierra, el piloto decidió aterrizar por la pista de asfalto; unos 40 m antes de la toma procedió a cortar la mezcla y a cerrar la llave de combustible y desconectó el sistema eléctrico y magnetos. Aterrizó desplegando totalmente los flaps, tomando con el tren principal y manteniendo elevado el morro del avión hasta haber desacelerado al máximo.

Alumnos y piloto instructor resultaron ilesos, abandonando la aeronave por su propio pie.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió daños importantes que supusieron la deformación y roturas en compuertas de morro, la deformación en la barra de articulación de tren de morro, rotura en larguerillos y costillas en alojamiento de tren de morro, palas deformadas de las dos hélices y roturas en cono de morro, antena y pitot.

1.3. Información sobre la tripulación

El piloto instructor disponía de una licencia de piloto comercial de avión, y su experiencia alcanzaba las 2.000 h, de las cuales 500 las había realizado en el tipo de aeronave que sufrió el accidente. El cómputo de horas voladas con anterioridad al incidente eran de: 132 h en los 90 días anteriores, de las que 81 h correspondían a instrucción instrumental y 41 de ellas en bimotor, 65 h y 30 minutos en los 60 días anteriores, de las que 52 h correspondían a instrucción instrumental que incluían 35 de bimotor, y 26 h y treinta minutos en los últimos 30 días, de las que 23 h eran de instrucción instrumental.

1.4. Inspección de la aeronave

Tras el suceso la aeronave fue trasladada a un hangar para realizar una inspección del sistema de tren en la que se verificó que dentro del habitáculo del tren no había ninguna rotura o desperfecto a simple vista. La barra de conexión entre el engranaje inicial (bajo los pedales) y el mecanismo de alojamiento del tren se encontraba doblada. Los daños que presentaba impedían la extensión del tren y eran achacables al accidente. Se corrigió esa deformación con el fin de realizar pruebas funcionales. Al probar el funcionamiento del tren, durante la extensión de la pata de morro se apreció que uno de los dos rodamientos de la articulación para el plegado/desplegado se bloqueaba en determinados puntos. Se desmontó la pieza y se comprobó que su estado de lubricación era malo; se engrasó y se volvió a montar. Se continuaron las pruebas concluyendo con que el funcionamiento de extensión y retracción del tren, tanto eléctrica como manualmente, y sus sistemas asociados, como compuertas y luces de aviso en cabina, era correcto.

1.5. Requisitos de mantenimiento de la estructura de tren de morro

La figura 2 refleja el conjunto del tren de morro que equipa esta aeronave con detalles de los rodamientos de las orejetas de unión del elemento estructural principal de la pata («trunnion») al resto del avión.

En el catálogo de piezas («parts catalog») se pueden encontrar los dos tipos de rodamientos que pueden llevar los modelos de Cessna 310. En concreto, el modelo 310-Q lleva el rodamiento inferior («small lug» en la figura) que no va lubricado como el superior («large lug» en la figura), por la pieza 2 («fitting-tube»). Estos rodamientos, en sus dos configuraciones, estaban sujetos por las siguientes inspecciones en la fecha del accidente:

- Para los modelos Cessna 310 hasta Cessna 310-D existe una revisión, aplicable a los aviones de mayor edad, que han cumplido con determinadas horas de vuelo o tiempo de calendario, en la que se incluye el desmontaje de la pata y la inspección de los cojinetes.

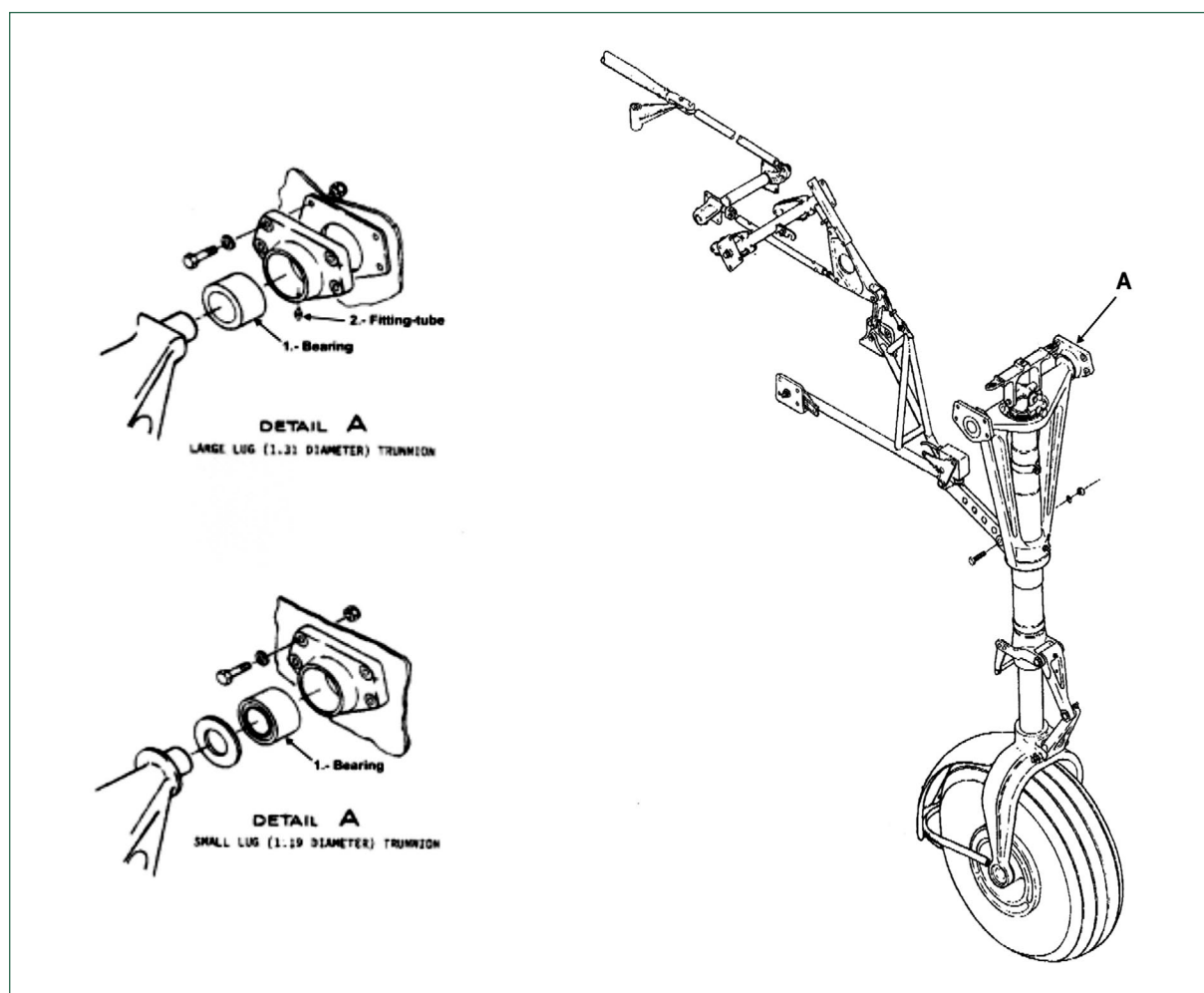


Figura 2. Conjunto de tren de morro

- Para el modelo 310-R (más moderno que la 310-Q), en el que se montan los rodamientos con lubricación antes mencionados, se contempla la inspección para el engrase del mismo.
- Para el modelo Cessna 402-B, que tiene instalados los mismos rodamientos que la 310-Q, se incluye en sus revisiones un punto para desmontaje e inspección de los cojinetes, igual que en los modelos 310 a 310-D.
- Respecto al modelo 310-Q, tomando como referencia el manual de utilización («service manual») y observando las indicaciones que da sobre el mantenimiento programado, no se han encontrado menciones sobre la inspección de los rodamientos.

Con posterioridad a la fecha del incidente, el 2 de agosto de 2004 Cessna emitió la «D872-9-13 Temporary Revision Number 8», en la que se amplían los puntos de inspección del manual de utilización referentes al tren del modelo 310; concretamente se añade una tarea consistente en lubricar los cojinetes en cuestión cada 1.000 h o bien cada tres años.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El despliegue de la pata de tren había fallado en vuelo. Los sucesivos intentos realizados por el piloto resultaron infructuosos.

Cuando se inspeccionó el sistema de tren tras el suceso se detectó que uno de los rodamientos de la articulación para el plegado/desplegado de la pata de morro se bloqueaba. Cuando se desmontó el rodamiento se comprobó su aspecto reseco. Tras corregir esta deficiencia, engrasando la pieza, se realizaron pruebas funcionales de extensión/retracción del tren de aterrizaje en las que éste funcionó correctamente.

Al revisar las condiciones de mantenimiento que aplicaban al conjunto del tren se verificó que el manual de utilización de la Cessna 310-Q en la fecha del accidente no contemplaba mantenimiento alguno sobre la inspección de esos rodamientos. Posteriormente el fabricante emitió una revisión que indicaba la necesidad de lubricar estos cojinetes en unos plazos determinados.

Se estima que este incidente pudo haber sido causado por un mal estado de engrase de uno de los rodamientos de articulación para el plegado/desplegado de la pata de morro, favorecido tanto por la imposibilidad de lubricar este tipo de rodamiento, como por la inexistencia de inspecciones establecidas por el fabricante para esa pieza en la fecha del incidente.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 23 de marzo de 2004; 12:50 h local
Lugar	Aeropuerto de Sevilla (Sevilla)

AERONAVE

Matrícula	EC-IQE
Tipo y modelo	DIAMOND DA40-180
Explotador	Aerotec

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-360-M1A
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	25 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	846 h
Horas de vuelo en el tipo	93 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	No aplicable

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Doble mando
Fase del vuelo	Despegue – Recorrido de despegue

INFORME

Fecha de aprobación	27 de septiembre de 2006
---------------------	---------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave se disponía a despegar del Aeropuerto de Sevilla para realizar un vuelo de instrucción con un instructor y un alumno piloto a bordo.

Cuando estaba iniciando la carrera de despegue (todavía con velocidad muy baja) se desprendió la puerta posterior de la aeronave. La aeronave abandonó la pista por la primera calle de rodaje disponible y, tras avisar a la torre de control, la puerta fue recogida de la pista por un vehículo de señaleros.

El desprendimiento no produjo daños en el resto de elementos de la aeronave.

Los dos ocupantes resultaron ilesos y pudieron abandonar la aeronave por sus propios medios sin ninguna incidencia adicional.

El instructor se hallaba en posesión de una licencia y un certificado médico en vigor y adecuados para la realización del vuelo previsto.

La aeronave contaba con un certificado de aeronavegabilidad en vigor y, según la documentación consultada, era mantenida de acuerdo al programa de mantenimiento autorizado para la aeronave.

1.2. Ensayos e investigaciones

1.2.1. *Inspección de la aeronave*

En la inspección de la aeronave se encontró que las dos bisagras que unen la parte superior de la puerta al fuselaje estaban rotas por la parte que corresponde a la puerta. No había más daños en la misma que no fueran debidos al impacto contra el suelo. Todos los anclajes de la puerta en el fuselaje se encontraron en perfecto estado.

Se realizaron diversas pruebas con la puerta desprendida comprobándose que el mecanismo de cierre funcionaba correctamente. También se corroboró que en caso de producirse un desprendimiento de la puerta partiendo de una situación en la que estuviera convenientemente cerrada según sus características funcionales de diseño, se originarían daños en la zona del fuselaje que rodea a la puerta que no estaban presentes en este caso.

Se comprobó que el dispositivo electromecánico que activa el aviso en el panel de cabina de mandos de que la puerta posterior permanece abierta funcionaba correctamente.

1.2.2. *Listas de comprobación y manual de vuelo*

En la lista de verificación confeccionada por el operador denominada «BEFORE START» aparece, en cuarto lugar, el punto «puerta posterior cerrada y bloqueada» y en el quinto se indica «cubierta frontal en posición 1 o 2». En la posición 2 la cubierta no está cerrada y se emplea para mejorar la ventilación de la cabina.

En la lista de chequeo llamada «AFTER START» aparece en quinto lugar el punto «comprobar el panel de avisos».

En la lista de chequeo del operador «BEFORE TAKE OFF» aparecen en las posiciones 1 y 12 los puntos «puertas y ventanas cerradas» y «comprobar el panel de avisos».

En el manual de vuelo las listas equivalentes son más detalladas. Por ejemplo, en la lista «BEFORE TAKE OFF» el punto uno de la lista abreviada es equivalente a los puntos 4 y 5 en el manual de vuelo, consistentes en «puerta posterior, comprobar cerrada y bloqueada» y «cubierta frontal cerrada y bloqueada».

1.2.3. *Sistemas y operación de la aeronave*

En el panel de avisos se enciende una luz cuando está abierta la cubierta frontal, la puerta posterior o las dos simultáneamente, sin que se pueda discernir por parte del piloto cuál de las tres circunstancias es la que realmente se produce.

La operación usual de la aeronave es llevar la cubierta frontal en posición 2 hasta el momento de realizar la lista «BEFORE TAKE OFF», por razones de ventilación de la cabina, y cerrarla en ese momento.

En el manual de vuelo de la aeronave se dice que (en presencia de fuertes vientos) hay que sujetar la puerta cuando está abierta.

1.2.4. *Información adicional*

El operador contaba, en el momento del incidente, con otra aeronave igual. En ella se comprobó que las bisagras de la puerta posterior estaban agrietadas. Se consultó al fabricante, el cual determinó que las citadas grietas no eran importantes y que la aeronave podía volar sin problemas. La puerta desprendida fue sustituida y desde entonces no ha habido que realizar más cambios y las grietas que se habían encontrado en la puerta de la otra aeronave no progresaron (normales, según el fabricante).

2. ANÁLISIS

De los daños observados en la inspección de la aeronave (o mejor dicho, de la falta de los mismos) se deduce que la puerta no estaba cerrada en el momento en que la aeronave inició el despegue.

Se considera que el diseño de las bisagras de la puerta posterior es tal que se romperán casi inmediatamente en el caso de que la aeronave se desplace sin estar la puerta cerrada (fue lo que ocurrió en este caso).

Como la cubierta frontal estaba en posición 2 para mejorar la ventilación (práctica habitual y permitida por el manual de vuelo), se considera que la tripulación se desentendió durante el carreteo del aviso de puerta abierta que se mostraba en el panel anunciador, ya que era esperable al no estar la cubierta frontal cerrada.

Se considera que no se realizó la lista de comprobación «BEFORE TAKE OFF» (por lo menos en lo que corresponde a los puntos 1 y 12), ya que de lo contrario la tripulación hubiera sido consciente de que la puerta estaba abierta.

3. CONCLUSIONES

Se considera que la causa más probable del incidente fue que la puerta posterior de la aeronave se desprendió por no estar correctamente cerrada, y que el origen de esta última situación era que no se habían realizado las tareas indicadas en las listas de comprobación destinadas a asegurarse de que la puerta estaba cerrada. Puede considerarse un factor contribuyente el hecho de que el diseño del sistema de aviso de puerta no cerrada no permita identificar inequívocamente esta circunstancia.

4. RECOMENDACIONES

REC 12/06. Se recomienda a Aerotec que establezca los medios necesarios para garantizar la ejecución de las listas de comprobación por parte de las tripulaciones.

REC 13/06. Se recomienda a EASA que requiera al propietario del certificado de tipo la modificación del sistema de aviso de puerta abierta para que la luz tenga una sola función.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 27 de agosto de 2004; 03:52 h local
Lugar	Aeropuerto de Ibiza

AERONAVE

Matrícula	EC-IHD
Tipo y modelo	CESSNA 208-B
Explotador	Alaire

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY PT6A-114A
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	30 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	3.230 h
Horas de vuelo en el tipo	565 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – Nacional – Carga
Fase del vuelo	Aterrizaje – Carrera de aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	21 de junio de 2006
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave, que procedía del Aeropuerto de Palma de Mallorca, aterrizó a las 03:52 hora local en el Aeropuerto de Ibiza.

La tripulación aplicó potencia de reversa para frenar la aeronave, apreciando instantes después una fuerte vibración en la rueda de morro. Ante ello, optaron por desactivar reversa y procedieron a decelerar la aeronave únicamente con los frenos, aunque la vibración, lejos de disminuir, continuó aumentando.

Poco tiempo después escucharon un ruido metálico, y a continuación observaron cómo el morro de la aeronave caía y la hélice impactaba contra el pavimento, continuando la aeronave su desplazamiento apoyándose sobre la parte delantera del fuselaje, hasta que se detuvo unos pocos metros más allá.

La tripulación, que resultó ilesa, procedió a asegurar la aeronave y seguidamente la abandonaron por sus propios medios.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave resultó con daños de importancia menor, en la pata de morro, hélice y parte delantera del fuselaje.

1.3. Información sobre la tripulación

Piloto al mando

Edad:	30 años
Licencia:	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo:	3.230 h
Horas de vuelo en el tipo:	565 h
Horas en los últimos 90 días:	188 h
Horas en los últimos 30 días:	64 h
Horas en las últimas 24 horas:	6 h
Hora de comienzo período actividad aérea:	20:00
Descanso previo a la hora de comienzo:	12 h

Copiloto

Edad:	22 años
Licencia:	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo:	1.000 h
Horas de vuelo en el tipo:	600 h
Horas en los últimos 90 días:	0 h
Horas en los últimos 30 días:	0 h
Horas en las últimas 24 horas:	0 h
Hora de comienzo período actividad aérea:	20:00
Descanso previo a la hora de comienzo:	12 h

1.4. Información sobre la aeronave**1.4.1. Célula**

Marca y modelo:	Cessna C208-B
Número de fabricación:	208B0934
Año de fabricación:	2002
MTOW:	3.969 kg

1.4.2. Motor

Marca:	Pratt & Whitney
Modelo:	PT6A-114A

1.4.3. Certificado de aeronavegabilidad

El certificado estaba concedido para transporte público de mercancías y trabajos aéreos, habiendo sido renovado el 11-08-2003 y con fecha de caducidad del 10-09-2004.

1.4.4. Mantenimiento

Horas totales de vuelo:	2.402:15 h
Fecha última revisión (phase 12):	25-08-2004 a las 2.396:20 h
Horas desde última revisión:	5:55 h

1.5. Inspección de la aeronave

En la inspección visual que se efectuó después del incidente se observó que la pata de morro había pivotado sobre su anclaje superior, hacia adelante y ligeramente a la izquierda, debido a que se había soltado la barra («drag link») de anclaje señalada en la figura 1, que hace las veces de puntal y amortiguador.

Se continuó inspeccionando la zona de la unión de la barra («drag link») a la pata, la cual se realiza mediante dos pernos, advirtiéndose que el del lado derecho se encontraba roto.

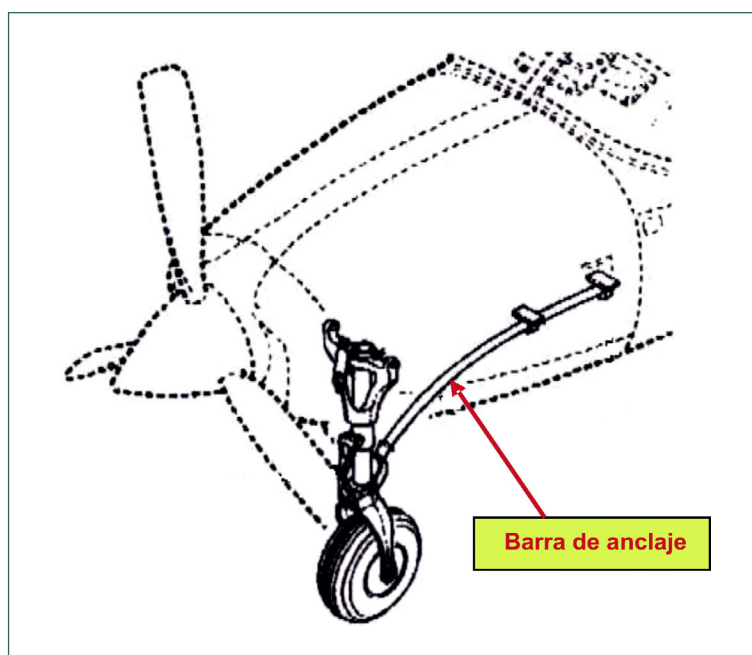


Figura 1. Detalle de la barra de anclaje de la pata de morro

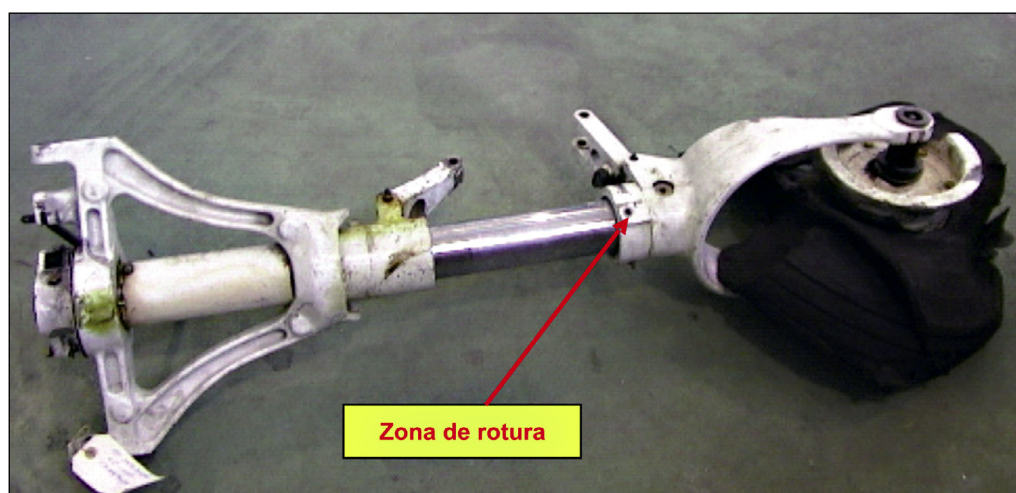


Figura 2. Fotografía de la pata de morro

La barra del actuador de mando de dirección estaba doblada y el amortiguador de vibración lateral («shimmy damper») tenía una pequeña fuga de líquido.

La llanta presentaba pérdida de material en su lado derecho, en tanto que la cubierta y la cámara estaban totalmente destrozadas.

Las tres palas de la hélice estaban dobladas hacia atrás, y presentaban daños debido a impacto con el pavimento. Así mismo, el cono de la hélice se encontraba deformado.

1.6. Descripción de la pata de morro

El tren de aterrizaje de esta aeronave es fijo (no retráctil) de tipo triciclo, estando la pata de morro fijada a la estructura de la aeronave de la siguiente forma:

En la parte superior de la pata hay dos orejetas, que denominaremos 1 y 2, las cuales se unen con tornillos a la estructura de la aeronave, formando una unión articulada (en color azul), lo que, en principio, permitiría que la pata pivotara alrededor de ella. Esa libertad de movimiento se restringe mediante la barra de anclaje, uno de cuyos extremos está fijado a la estructura, en tanto que el otro, con forma de horquilla (en color rojo), va unido a la parte inferior de la pata.

En cada lado de la horquilla hay un taladro en el que se aloja un casquillo, que se sujeta con un perno roscado en el cuerpo de un anillo concéntrico con la pata. Este tornillo únicamente sujeta el casquillo, ya que su cabeza es de menor dimensión que el taladro de la horquilla, de manera que ésta se mantiene en su posición por la geometría de la unión. En el momento en que se produce la rotura de uno cualquiera de los dos tornillos, se rompe la geometría de la unión, lo que permite que se suelte la otra orejeta de la horquilla, sin producir mayores daños.

1.7. Estudio de los pernos afectados

1.7.1. Observación visual

Los pernos que unían la horquilla de la barra de anclaje con la pata de morro mediante el anillo que aparece en la figura 4, iban alojados en los puntos marcados como «A» y «B».

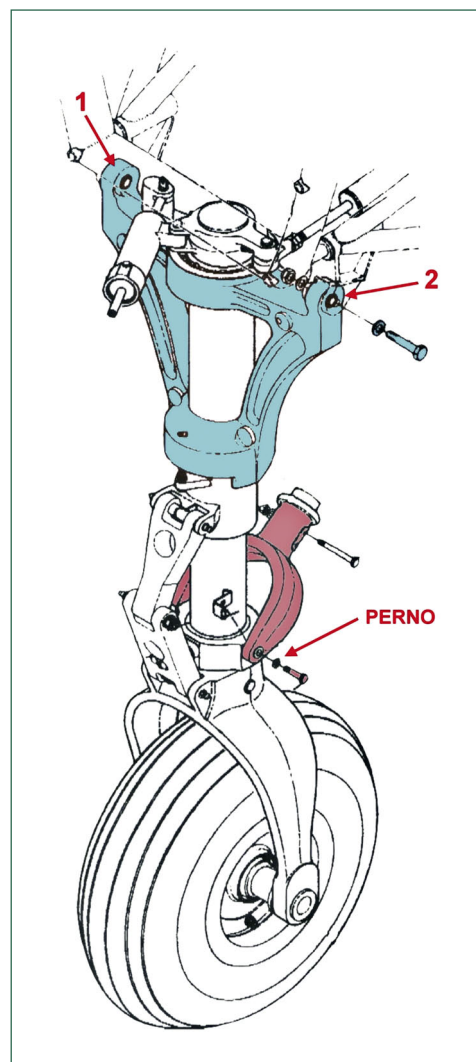


Figura 3. Montaje de la pata de morro



Figura 4. Fotografía de la pieza donde se alojaban los pernos

En el punto de unión «A» iba alojado el perno que tuvo una rotura total, quedando una parte del mismo en el interior de la pieza. En el punto «B» iba alojado el otro perno, el cual se dobló, quedando unido al anillo, así como sus arandelas, el cojinete situado en el alojamiento de la horquilla y un clip de seguridad. Por este punto se produjo la salida completa de la horquilla.

Ninguno de los pernos estaba roscado hasta el final de su alojamiento en el anillo, comprobándose que al que se rompió le faltaban 3,3 mm, y al que se dobló, 2,8 mm para llegar hasta el final de la rosca. Los pernos no iban roscados directamente en el alojamiento, sino que lo hacían a través de un helicoid.

1.7.2. Estudio metalúrgico

El estudio metalográfico que se realizó a ambos pernos permitió deducir que correspondían a un acero al que se le habían realizado los tratamientos de temple y revenido a no muy alta temperatura. Durante el análisis no se encontró ninguna anomalía microestructural significativa. También se comprobó que ambos pernos presentaban unos niveles de dureza similar para aceros templados y revenidos con un nivel de resistencia entorno a los 1.220 MPa, que se corresponderían con el requisito exigido por la normativa.

El estudio fractura de la superficie afectada concluyó que la rotura se debió a un proceso de fallo por fatiga a flexión bilateral. En la figura 5 se puede observar la dirección de aplicación de la carga variable de flexión causante del fallo.



Figura 5. Dirección de aplicación de la carga en la zona de fractura

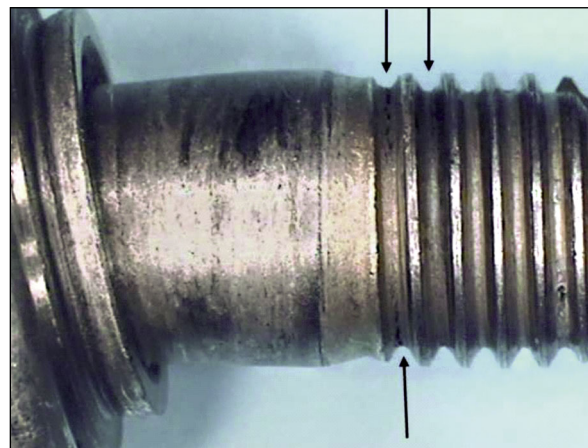


Figura 6. Grietas en el perno doblado

Bajo la aplicación cíclica de cargas alternadas de flexión en ese plano, se produjo la nucleación y crecimiento de dos grietas de fatiga en posiciones opuestas a lo largo del fondo del primer filete de la rosca. Ambas grietas fueron creciendo a similar velocidad hacia el interior, hasta que finalmente sólo quedó una banda central íntegra, la cual rompió bruscamente por sobrecarga. En el perno que resultó doblado se pudo comprobar que ya se había iniciado un proceso de fallo similar (véase figura 6), con nucleación de grietas de fatiga en posiciones igualmente enfrentadas. En este caso, a diferencia con el perno roto, las grietas de fatiga penetran muy poco hacia el interior de la pieza, y ello puede ser indicativo de que el nivel de cargas que ha venido actuando sobre este perno ha sido inferior al que ha actuado sobre el perno que se rompió.

2. ANÁLISIS

El tornillo que sufrió la rotura solamente sujeta el casquillo que se aloja en el orificio de la horquilla de la barra de arrastre, por lo que únicamente recibe cargas de esta última de dirección transversal a su eje longitudinal, es decir, debería estar sometido fundamentalmente a esfuerzos cortantes.

El hecho de que la falla del tornillo se haya debido a esfuerzos de flexión es indicativo de que su forma de trabajo ha sido diferente de la de diseño. Esta circunstancia posiblemente se ha producido por un incorrecto apriete del tornillo, más concretamente, por haber sido éste inferior al requerido.

El hecho de que el perno roto estuviera roscado hasta una profundidad menor que el que se dobló indicaría que existía un apriete diferente entre ambos, y por lo tanto estaban soportando esfuerzos de flexión diferentes, que eran mayores en el que se rompió posiblemente porque estaba menos apretado.

3. CONCLUSIONES

La rueda de morro del tren de aterrizaje se plegó por la rotura de uno de los pernos que la une con la barra de anclaje y que la mantiene en posición vertical impidiéndole movimientos paralelos al eje longitudinal del avión.

La rotura de este perno fue debida a un fallo por fatiga a flexión bilateral del material, causado a consecuencia de la aplicación de un par de apriete inferior al requerido.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 2 de marzo de 2006; 16:30 h local
Lugar	Sagás (Barcelona)

AERONAVE

Matrícula	EC-HTT
Tipo y modelo	ROBINSON R 44 Clipper
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-540-F1B5
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	68 años
Licencia	Piloto privado de helicóptero
Total horas de vuelo	1.200 h
Horas de vuelo en el tipo	400 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruída
Otros daños	Rotura de cables en línea eléctrica

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Despegue

INFORME

Fecha de aprobación	21 de junio de 2006
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 2 de marzo de 2006 el helicóptero EC-HTT, con el piloto y un pasajero a bordo, despegó a las 16:30 h desde una superficie de hormigón situada en las proximidades de un restaurante, con el objeto de realizar un vuelo visual con destino al Aeropuerto de Sabadell. El rumbo de despegue era de 290°, y una vez recorrida en el aire una distancia de 120 m, el helicóptero realizó un viraje hacia la derecha e impactó, contra los cables de una línea de media tensión cayendo al suelo y volcando sobre su costado izquierdo. El piloto cerró el paso de combustible y puso los interruptores de MASTER y ALTN en OFF.

Ambos ocupantes del helicóptero, que estaban sentados en los dos asientos delanteros y con los cinturones abrochados, resultaron ilesos y pudieron abandonar la aeronave por sus propios medios.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

El helicóptero tenía roturas y deformaciones en las palas del rotor principal, en el anclaje de la caja principal de transmisión a la estructura, el cono de cola seccionado por una de las palas del rotor principal y el rotor de cola con roturas en ambas palas.



Foto 1. Restos del helicóptero

El helicóptero presentaba marcas de impacto contra cables en la parte inferior del fuselaje y en la zona superior trasera del esquí derecho.

1.3. Declaraciones

El piloto informó que en la fase de despegue tenía a la vista una línea de alta tensión que discurría por su izquierda, y que, sin embargo, por el efecto de un contraluz, no apreció los cables de otra línea de media tensión, hasta encontrarse muy próximo a ellos. En ese momento, realizó un viraje hacia la derecha para evitar el impacto.

De los testimonios obtenidos entre el personal del restaurante, se sabe que el piloto era un cliente habitual y dicho día había realizado una comida mesurada sin ingesta de alcohol. En anteriores ocasiones les había comentado su preocupación por las líneas eléctricas existentes en las proximidades.

El arranque del motor y el despegue fue observado por personal empleado en la cocina del restaurante, indicando que el despegue se realizaba con normalidad hasta que observaron una maniobra extraña y cómo el helicóptero tocaba el suelo. También informaron de que los helicópteros que utilizaban la plataforma habitualmente despegaban en rumbo contrario al utilizado en esta ocasión, con el objeto de librar las líneas eléctricas.

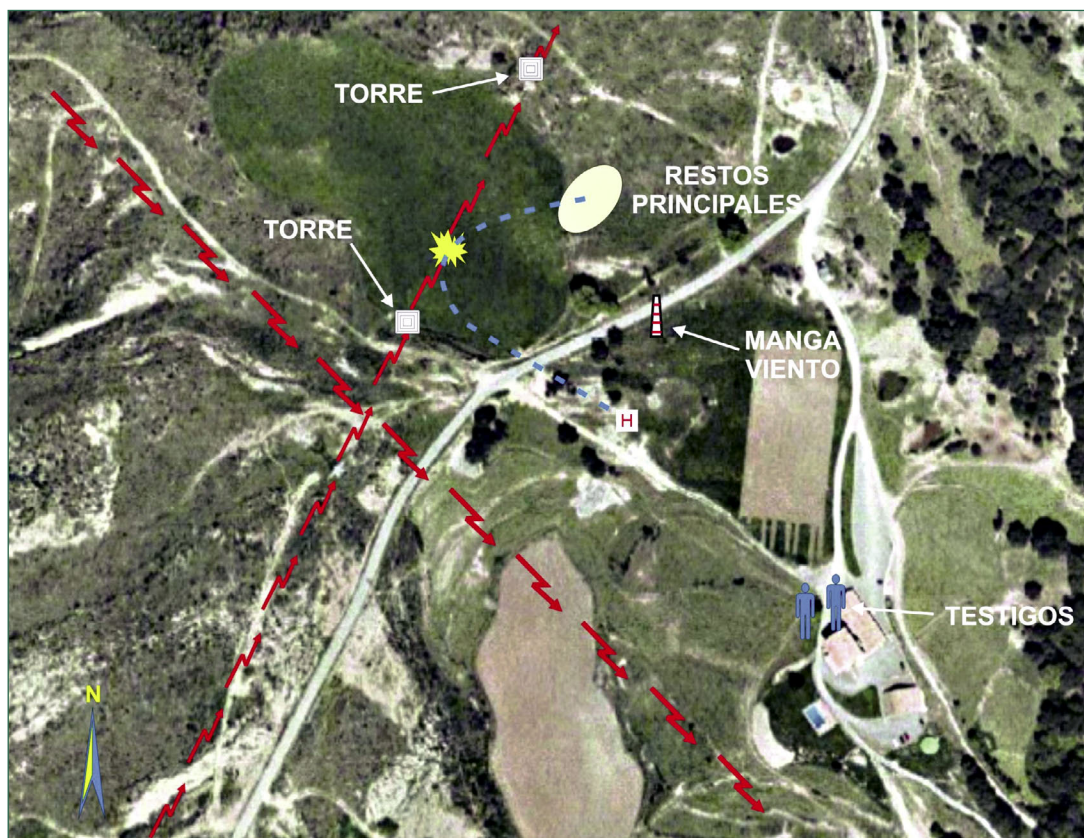


Figura 1. Zona del impacto

1.4. Descripción de la zona

El helicóptero se encontraba estacionado sobre una plataforma cuadrada de cemento, cuyo lado medía 6 m. En su centro hay pintada una letra H en color rojo. A 50 m al norte de la plataforma existe una manga de viento y a 150 m al sureste de dicha plataforma se encuentra el edificio donde está ubicado el restaurante.

Al oeste de la plataforma de estacionamiento existe una línea de alta tensión que discurre desde el noroeste al sureste, y al norte la misma y a 120 m de distancia, existe una línea de media tensión que discurre desde el suroeste al noreste. Ambas líneas son visibles desde dicha plataforma.

A una distancia comprendida entre 25 y 45 m de la misma plataforma existe una línea de árboles, con una altura aproximada de 6 m, que circundan el noroeste, norte y noreste de la plataforma.

1.5. Información meteorológica

Según la información de testigos el viento soplaba del sur, con una intensidad estimada entre 7 y 10 kt, la visibilidad era buena y el cielo estaba despejado.

En el día del suceso, y en dicha zona, el ocaso del sol sucedió a las 18:42 h.

2. ANÁLISIS

A las 16:30 h la aeronave despegaba desde la plataforma de estacionamiento y mantenía un rumbo de 290°. Cuando el helicóptero había recorrido una distancia de 120 m realizó un viraje hacia la derecha e impactó contra los cables de la línea de media tensión; la aeronave cayó a tierra volcando hacia un costado.

En el momento que el helicóptero estaba despegando, la posición del sol con referencia al horizonte a las 16:30 h era lo suficientemente baja como para producir en el piloto un deslumbramiento, impidiéndole percibir los cables con suficiente anticipación y evitar el impacto contra los mismos, a pesar de la maniobra de evasión que realizó. El viento, en ese instante, incidía en la zona de cola.

El piloto tenía experiencia de vuelo en la zona y había aterrizado y despegado desde la plataforma en sucesivas ocasiones conociendo la situación de las líneas eléctricas.

En la selección del rumbo de despegue se deben valorar las zonas libres de obstáculos, la dirección del viento y aquellos factores de riesgo que pueden influir en el vuelo, como es la posibilidad de deslumbramiento por el sol. En este caso, el despegue más ade-

cuado hubiera sido hacia el sureste, donde la zona de ascenso estaba libre de obstáculos, el viento incidía sobre el morro del helicóptero y no existía la posibilidad de deslumbramiento por el sol

3. CONCLUSIÓN

Se considera como la causa más probable del impacto del helicóptero contra los cables el deslumbramiento del piloto por el sol debido a una selección no adecuada del rumbo de despegue.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
IN-013/2004	23-03-2004	EC-IQE	Diamond DA40-180	Seville Airport (Seville)	49

Foreword

These reports are technical documents that reflect the point of view of the Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission (CIAIAC) regarding the circumstances in which happened the events being investigated, with their causes and their consequences.

In accordance with the provisions of Law 21/2003 and Annex 13 to the Convention on International Civil Aviation, the investigation has exclusively a technical nature, without having been targeted at the declaration or assignment of blame or liability. The investigations have been carried out without having necessarily used legal evidence procedures and with no other basic aim than preventing future accidents.

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

These reports have originally been issued in Spanish language. The English translations are provided for information purposes only.

Abbreviations

h	Hour(s)
EASA	European Aviation Safety Agency

DATA SUMMARY
LOCATION

Date and time	Tuesday, 23th March 2004; 12:50 h local
Site	Seville Airport (Seville)

AIRCRAFT

Registration	EC-IQE
Type and model	DIAMOND DA40-180
Operator	Aerotec

Engines

Type and model	LYCOMING IO-360-M1A
Number	1

Crew
Pilot in command

Age	25 years
Licence	Commercial Pilot Licence (Aeroplane)
Total flight hours	846 h
Flight hours on the type	93 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			2
Passengers			
Third persons			

DAMAGES

Aircraft	Minor
Third parties	Not applicable

FLIGHT DATA

Operation	General aviation – Flight training – Dual
Phase of flight	Take-off – Take-off run

REPORT

Date of approval	27-09-06
------------------	-----------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. Summary of the flight

The aircraft had planned to take off from Seville airport with an instructor and a student pilot to undertake a training flight.

When the aircraft was initiating the take-off run (still at very low speed) the rear door came away from the aircraft. The aircraft left the runway by the first available taxiway and, after warning the control tower, the door was retrieved from the runway by a signals vehicle.

The dropping of the door did not produce damage to any other part of the aircraft.

Both occupants were unharmed and were able to leave the aircraft by their own means and without any other problem.

The instructor was in possession of a current license and a medical certificate valid for the planned flight.

The aircraft had a current airworthiness certificate and, according to the documentation reviewed, it had been maintained as required by the approved maintenance schedule of the aircraft.

1.2. Tests and research

1.2.1. *Inspection of the aircraft*

The inspection of the aircraft found that the two hinges that connected the upper part of the door to the fuselage were broken in the area where the hinges join the door. There was no more damage other than those caused by the impact with the ground. All the attachment parts in the fuselage door frame were in perfect condition.

Various tests were performed on the detached door, which showed that the latching mechanism worked properly. It was also concluded that, assuming that the door was properly closed in accordance with its design, in the event of its detachment, damage would be produced in the area of the fuselage that surrounds the door. Such kind of damage was not present in this case.

It was verified that the electromechanical device that activates the warning in the cockpit panel, indicating that the rear door is open, worked correctly.

1.2.2. *Check-lists and flight manual*

In the «BEFORE START» check-list prepared by the operator, the fourth item is «rear door closed and locked» and the fifth is «front canopy in position 1 or 2». In position 2 the canopy is not closed and is used to improve the ventilation of the cabin.

In the check-list headed «AFTER START», in fifth place appears the item «check the annunciator panel».

In the «BEFORE TAKE OFF» check-list prepared by the operator, items 1 and 12 are the «doors and windows closed» and «check the annunciator panel».

In the flight manual the equivalent lists are more detailed. For example, in the list «BEFORE TAKE OFF», item one of the abbreviated list is equivalent to items 4 and 5 in flight manual, consisting of «rear door, check closed and locked» and «front canopy closed and locked».

1.2.3. *Aircraft systems and operation*

On the annunciator panel a warning lights up when the front canopy, the rear door or both simultaneously are open. It is impossible for the pilot to know which of the three circumstances is actually triggering the warning.

The usual operation of the aircraft, for reasons of cabin ventilation, is to have the front canopy in position 2 until the moment the «BEFORE TAKE OFF» check-list has to be carried out, and to close it at that time.

In the aircraft flight manual it is stated that (in the presence of strong winds) it is necessary to hold the door when it is open.

1.2.4. *Additional Information*

At the time of the incident the operator had another aircraft of the same model. It was found that the hinges of the rear door of this second aircraft were cracked. The manufacturer was consulted and they answered that such cracks were not important and that the aircraft could fly safely. The detached door was replaced and since then it has not been necessary to make more changes and the cracks that had been found in the door of the other aircraft did not progress. This was normal according to the manufacturer.

2. ANALYSIS

From the damage observed during the inspection of the aircraft (or rather, from the lack of it) it is concluded that the door was not closed at the moment at which the aircraft initiated the takeoff.

It is considered that the design of the hinges of the rear door is such that they will break almost immediately should the aircraft move without the door being closed (which was what happened in this case).

As the front canopy was in position 2 to improve the ventilation (the usual and allowed by the flight manual practice), it is considered that during taxi the crew ignored the open door warning on the annunciator panel since it was expected because the front canopy was not closed.

It is considered that the check-list «BEFORE TAKE OFF» was not completed (at least as refers to items 1 and 12). Had it been, then the crew would have known that the door was open.

3. CONCLUSIONS

It is considered that the most probable cause of the incident was that the rear door of the aircraft detached because it was not correctly closed and the origin of this latter situation was that the tasks in the check-lists that ensure the door is closed had not been completed. A contributory factor that can be considered is that the design of the closed-door warning system does not allow for the unequivocal identification of this circumstance.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

REC 12/06. It is recommended to AEROTEC that means are provided to assure that crews carry out the applicable check-lists.

REC 13/06. It is recommended to EASA to require the holder of the type certificate to modify the design of the door-open warning system in order to avoid that different situations trigger the same light.