



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

Boletín Informativo

3/2008



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

3/2008



**GOBIERNO
DE ESPAÑA**

**MINISTERIO
DE FOMENTO**

SECRETARÍA GENERAL DE
TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-08-009-5
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	
IN-040/2004	11-05-2004	EC-HTD	Airbus A-320-214	Aeropuerto de Madrid-Barajas	1
(*) IN-017/2006	06-04-2006	EC-IPO	Cessna 421-B	Aeropuerto de Girona	17
A-030/2007	27-06-2007	EC-EJY	Piper PA-36-375	Los Yébenes (Toledo)	37
IN-051/2007	19-12-2007	EC-INJ	Cessna Citation C501	Aeropuerto de Burgos	49

ADENDA	63
--------------	----

(*) 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
AAIB	Air Accident Investigation Board
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AFM	Manual de vuelo de la aeronave preparado por el fabricante
AIP	Publicación de información aeronáutica
ATC	Control de tráfico aéreo
ATPL(A)	Piloto de transporte de línea aérea de avión
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
CRI	Instructor de habilitación de clase
CRI-SPA	Instructor de vuelo comercial para el tipo
CRM	Gestión de recursos de tripulación
CSN	Ciclos desde la fabricación
CVR	Registrador de voz en cabina
DC	Douglas Corporation
DFDR	Registrador digital de datos de vuelo
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
E	Este
EGT	Temperatura de gases de escape
EO	Orden de ingeniería
EPR	Relación de presiones en el motor
FAA	Agencia Federal de Aviación de EE.UU.
FCU	Unidad de control de combustible
FDR	Registrador de datos de vuelo
FF	Flujo de combustible
FOD	Daño por objeto externo
ft	Pie(s)
GPS	Sistema de posicionamiento global
h	Hora(s)
HL	Hora local
hPa	Hectopascal(es)
HPC	Compresor de alta presión
HPT	Turbina de alta presión
IAE	«International Aero Engines»
IDG	«Integrated Drive Generator»
IFR	Reglas de vuelo instrumental
ILS	Sistema de aterrizaje por instrumentos
INM	Instituto Nacional de Meteorología
IR(A)	Habilitación de vuelo instrumental de avión
JAR-OPS	Requisitos conjuntos de aviación-operaciones
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
kt	Nudo(s)
lb	Libra(s)
LEBG	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Burgos
LEGE	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Girona
LEVC	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Valencia
LH	Lado izquierdo
LPC	Compresor de baja presión
LPT	Turbina de baja presión
m	Metro(s)
MD	McDonnell Douglas
ME	Multimotores
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
MHz	Megahertzio(s)

Abreviaturas

mm	Milímetro(s)
MOM	Memoria de organización de mantenimiento
MSA	Altitud mínima de seguridad
MTOW	Peso máximo autorizado al despegue
N	Norte
N1	Velocidad del fan del motor
N2	Velocidad del compresor del motor
NM	Milla(s) náutica(s)
NOTAM	Aviso distribuido por medios de telecomunicaciones que contiene información relativa al establecimiento, condición o modificación de cualquier instalación aeronáutica, servicio, procedimiento o peligro, cuyo conocimiento oportuno es esencial para el personal encargado de las operaciones de vuelo
NTSB	National Transportation Safety Board
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
P/N	Número de parte
PAPI	Indicador de trayectoria de aproximación de precisión
PF	Piloto a los mandos
PMA	«Parts Manufacturer Approval»
PNF	Piloto no a los mandos
PPL(A)	Licencia de piloto privado de avión
QNH	Reglaje de la subescala del altímetro para obtener la elevación estando en tierra
S	Sur
S/N	Número de serie
SB	Boletín de Servicio
SEI	Servicio de Extinción de Incendios
SID	«Supplemental Inspection Document»
SOP	Procedimientos estándar de operación
TACC	Centro de control de área terminal
TAF	Pronóstico meteorológico de aeródromo
TBO	Tiempo entre revisiones generales
TCP	Tripulante de cabina de pasajeros
TMA	Área de control terminal
TSN	Tiempo desde la fabricación
UTC	Tiempo universal coordinado
VFR	Reglas de vuelo visual
VOR	Radiofaro no direccional de muy alta frecuencia
W	Oeste

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	11 de mayo de 2004; 07:03 h local
Lugar	Aeropuerto de Madrid-Barajas

AERONAVE

Matrícula	EC-HTD
Tipo y modelo	AIRBUS A-320-214
Explotador	Iberia, L. A. E.

Motores

Tipo y modelo	CFM INTERNATIONAL, CFM 56-5B4/P
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	51 años	28 años
Licencia	ATPL(A)	CPL(A)
Total horas de vuelo	20.335 h	2.626 h
Horas de vuelo en el tipo	4.049 h	2.226 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			6
Pasajeros			55
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – Regular – Interior de pasajeros
Fase del vuelo	Despegue – Ascenso inicial

INFORME

Fecha de aprobación	28 de mayo de 2008
---------------------	---------------------------

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El día 11 de mayo de 2004, la aeronave AIRBUS A-320-214, matrícula EC-HTD, se disponía para realizar el vuelo IB 0432, con origen en el Aeropuerto de Madrid-Barajas y destino el Aeropuerto de Bilbao, con seis tripulantes y 55 pasajeros a bordo.

A las 06:45 h se le quitaron los calzos a la aeronave y despegó a las 07:02 h por la pista 36R, con el copiloto a los mandos.



Figura 1. Daños en capós y carenado de los motores

Apenas 30 segundos después del despegue, entró la sobrecarga en la cabina de vuelo e informó de que los pasajeros le habían dicho que se estaba rompiendo el ala; el comandante tomó los mandos, se comprobó que los parámetros de los motores eran normales y que no había avisos de anomalías en el avión, y el copiloto fue a la cabina de pasajeros para ver qué ocurría.

Cuando volvió a la cabina de vuelo, el copiloto dijo al comandante que debían volver al aeropuerto y le informó de que parecía como si la reversa del motor derecho se hubiera desplegado y estuviera totalmente abierta.

La tripulación pidió a la Torre de Control autorización para volver al aeropuerto por motivos técnicos. Una vez autorizados, esta les dio vectores radar y, cuando tenían la pista a la vista, les autorizó para realizar una aproximación visual a la pista 33.

La aeronave aterrizó con normalidad a las 07:14 h y se dirigió al aparcamiento; una vez que se hubo detenido, se observó que los capós de fan de los dos motores se habían desprendido, que se habían producido deformaciones en los carenados de las zonas de unión de los motores a las alas, y que había impactos en el borde de ataque del ala izquierda, entre el motor y el encastre del ala (slat interior), y en el estabilizador vertical. Los elementos desprendidos se encontraron fragmentados, dentro del recinto del aeropuerto.

Una vez comprobado que el avión no estaba en condiciones de volar, el operador puso otro del mismo tipo, con el que se realizó el vuelo previsto; a bordo fueron la misma tripulación y prácticamente los mismos pasajeros.

1.2. Información de aeronave

La aeronave, con número de serie (MSN) 1550, había salido de fábrica en el año 2001 y se había inscrito en el Registro de Matrículas de España con fecha 23 de noviembre de ese mismo año.

Disponía de un certificado de aeronavegabilidad válido hasta el 7 de agosto de 2004 y, hasta el inicio del vuelo en que ocurrió el incidente, había realizado 6.396:40 h totales de vuelo y 5.319 aterrizajes.

1.2.1. Operaciones de mantenimiento recientes

El día anterior al incidente, 10 de mayo de 2004, el avión había llegado a Madrid-Barajas poco antes de las 24:00 h; para esa noche estaba programado que se le hicieran tres revisiones en rampa: De 800 h, de 500 h y semanal; esta última incluye la revisión diaria.

Prácticamente todos los trabajos correspondientes a estas revisiones se terminaron alrededor de las 04:30 h, ya del día 11 de mayo. Sólo quedó por realizar el rodaje de los motores, con el objeto de comprobar pérdidas, por haberse cambiado el aceite y los filtros de recuperación en los generadores de corriente alterna (Integrated Drive Generator – IDG) acoplados a ellos, operación correspondiente a la revisión de 800 h.

Los motores no se podían rodar hasta las 06:00 horas, debido a que en el aeropuerto de Madrid-Barajas se aplican restricciones nocturnas a las emisiones de ruido, entre las 00:00 y las 06:00 horas, y afectan al puesto en que estaba estacionada la aeronave; por otra parte, a las 06:00 horas se producía un cambio de turno y, en consecuencia, la finalización de la revisión de 800 horas quedó pendiente para el personal del turno siguiente.

Los capós de fan de los dos motores, que habitualmente se dejan abiertos y asegurados en esa posición a la espera de realizar el rodaje pendiente, esa noche se dejaron cerrados, debido a las condiciones meteorológicas adversas, y con los pestillos de cierre sin enganchar y asegurar, debido a la operación de mantenimiento aún por realizar.

En estas condiciones, el avión se dio como apto para el vuelo y así se entregó a la tripulación que iba a realizar el primer vuelo del día 11 de mayo de 2004.

1.2.2. *Procedimientos de mantenimiento aplicables*

Los trabajos de mantenimiento en rampa deben hacerse de acuerdo con las tarjetas que les corresponden y, una vez terminados, anotarse su realización en el «Libro de Partes de Vuelo y Combustible» de la aeronave. En el caso de que se produzca un cambio de turno y haya trabajos sin completar, las tarjetas de trabajo correspondientes a las operaciones de mantenimiento previstas, terminadas y aún por terminar, deben dejarse en la cabina del avión y la información relevante, respecto de los trabajos completados y los pendientes de completar, debe anotarse en el denominado «Libro de Relevos» para conocimiento del personal responsable del turno siguiente.

En este caso, la revisión de 800 h se realizó de acuerdo con lo establecido en las tarjetas de trabajo HT-24-001, correspondiente a la IDG n.º 1, y HT-24-002, correspondiente a la IDG n.º 2. En ellas no figuraba como realizado el rodaje de los motores para comprobar pérdidas.

En el Libro de Relevos no figuraba anotación alguna referente al estado del avión.

En el Libro de Partes de Vuelo y Combustible figuraban como realizadas las tres revisiones previstas para esa noche en rampa.

1.2.3. *Aspectos de aeronavegabilidad*

Las aeronaves del tipo Airbus A-320 (modelos A-318, A-319, A-320 y A-321) pueden equipar, dependiendo de la opción elegida por los operadores, motores de los tipos IAE (International Aero Engines/Rolls Royce – Pratt and Whitney) V2500 o CFM International (General Electric – Snecma) CFM 56; los capós de fan de los motores son fabricados por IAE en el primer caso, y por Goodrich Corporation en el segundo. Los aviones de este tipo de la compañía Iberia están equipados con motores CFM 56-5A ó 5B.



Figura 2. Armella y alojamiento-guía

En cualquiera de las dos opciones, los capós de fan constituyen los cierres laterales e inferior de los motores, abriéndose hacia arriba y cerrándose hacia abajo; en su parte superior están unidos a la estructura de la zona de unión del motor al ala mediante unas bisagras situadas a cada lado de esta, mientras que el cierre en su parte inferior se produce mediante el acoplamiento de los dos capós entre sí.



Figura 3. Capós cerrados y pestillos sin enganchar



Figura 4. Pestillos enganchados y sin asegurar

En el extremo inferior de los capós del lado derecho se disponen tres armellas roscadas, y en el extremo inferior de los capós del lado izquierdo se disponen tres alojamientos-guía y tres pestillos con gancho y sistema de bloqueo por muelles. El acoplamiento entre los dos capós de cada motor se consigue haciendo entrar las armellas en los alojamientos-guía, sujetando estas con los ganchos de los pestillos y asegurando estos con el sistema de bloqueo.

Desde que este tipo de aeronaves entró en servicio, e independientemente del tipo de motores instalados en ellas, se han venido produciendo sucesos¹ en los que se han abierto y desprendido los capós de fan de los motores durante el despegue, provocando daños por deformación e impacto en distintas partes de las propias aeronaves; en todos los casos, se ha comprobado que los aviones habían despegado con los capós de fan cerrados, y los pestillos de cierre sin enganchar, o enganchados y sin asegurar de una manera correcta.

Ya desde que se produjeron los primeros casos, y con el objeto de evitar la repetición de este tipo de sucesos, Airbus y los fabricantes de los capós adoptaron medidas encaminadas a mejorar los sistemas de cierre y aseguramiento de estos, y facilitar la detección en el caso de no estar los pestillos de cierre enganchados y asegurados. En general, estas medidas van encaminadas a que:

- Haya un juego fácilmente detectable entre los capós de fan y los carenados de los motores, cuando los pestillos no estén enganchados.
- Los pestillos queden colgando cuando no estén enganchados y sobresaliendo de los capós cuando estén enganchados y no asegurados; además, deben ser claramente visibles en estas dos situaciones.

¹ De acuerdo con la información suministrada por Airbus, hasta finales de mayo de 2004 se le habían notificado 14 casos de este tipo, 10 en aviones equipados con motores V2500 y 4 en aviones equipados con motores CFM56. A mediados de mayo de 2007 se le habían notificado 4 casos más, 3 con motores V2500 y uno con CFM56.

- Los sistemas de cierre ajusten con la precisión necesaria para asegurar que las zonas de enganche de los pestillos encajen correctamente.
- Se avise sobre la necesidad de asegurarse de que los pestillos de cierre están enganchados y asegurados.

En el caso de aviones equipados con motores del tipo CFM 56, se consideró necesario adoptar las medidas siguientes:

1. Aplicar pintura fluorescente a las manillas de los pestillos de cierre de los capós de fan.
2. Pegado de marcas de aviso en los capós de fan.
3. Instalación de nuevos alojamientos-guía para impedir el giro de las armellas.
4. Instalación de nuevos pestillos con el sistema de bloqueo por muelles mejorado.

Estas medidas se introdujeron en la línea de producción mediante la modificación MOD-31298, aplicada a partir del MSN 1633, para aviones equipados con motores CFM 56-5A, y del MSN 1553, para los equipados con CFM 56-5B.

Para las aeronaves en servicio, se introdujeron mediante el boletín de servicio RA32071-117, de Goodrich, emitido en diciembre de 2000.



Figura 5. Pestillos pintados y marcas, de acuerdo con el SB RA32071-117, de Goodrich

El presente suceso ocurrió con la aeronave MSN 1550, equipada con motores CFM 56-5B; en consecuencia le era de aplicación el boletín de servicio referido en el párrafo anterior, y no lo tenía implementado. En la fecha en que ocurrió el incidente, la compañía Iberia tenía incluida su cumplimentación en el mantenimiento programado de los aviones afectados de su flota A-319, A-320 y A-321, y a esta aeronave aún no le había correspondido.

Por otra parte, después de ocurrir este incidente y en tanto se aplicaba el boletín de servicio de Goodrich a los capós de fan que no lo tenían implementado, la Subdirección de Ingeniería de Material de Iberia emitió la Orden de Ingeniería (EO) 71-00002, de fecha 04/06/2004, con el objeto de que se aplicara una capa de pintura fluorescente (rojo-naranja) a las superficies interior y exterior de las manillas de cada uno de los pestillos montados en cada uno de los capós izquierdos instalados en los aviones de su flota, y de los que disponía de repuesto; esta orden de ingeniería se cumplimentó a lo largo del mes de junio de 2004, en la primera revisión A programada para cada aeronave afectada.

1.2.4. Aspectos operacionales

En el Manual de Operaciones de la compañía Iberia, Parte B, flota A-319, A-320 y A-321, actualizado con fecha 5 de marzo de 2004, capítulo 2.01.25, se establecen los procedimientos estándar de operación (SOP, por sus siglas en Inglés) aplicables a la «INSPECCIÓN EXTERIOR DEL C/M-2», que debe realizar el copiloto de la aeronave como parte de la «PREPARACIÓN DE LA CABINA Y DEL VUELO».

En los puntos 7 y 19 de la inspección exterior, correspondientes, respectivamente, al lado izquierdo de los motores n.ºs 2 y 1, entre otras, figura la comprobación:

«Compuertas del capot CERRADAS/PESTILLOS ECHADOS»

Por otra parte, la Subdirección de Instrucción de Iberia pone a disposición de los pilotos de la compañía material complementario en formato electrónico; este material está disponible en el portal de formación de la compañía y/o en CD-ROM. Entre este material figuran CD-ROM interactivos en los que se describe la inspección exterior y, para cada punto de esta, se incluyen las comprobaciones que se deben realizar y fotografías relacionadas con ellas; en la fecha en que ocurrió el incidente, la edición del correspondiente a las flotas A-320, B-757 y MD-80, se había actualizado en abril de 2004. En los puntos 7 y 19 de la inspección figuran fotografías del lado izquierdo de los dos motores, con los pestillos enganchados y asegurados.

1.3. Información meteorológica

La tripulación de la aeronave tenía la información meteorológica disponible a las 06:45 h, consistente en los informes de observación de aeródromo (METAR) y de pronóstico

de aeródromo (TAF), correspondientes a los aeropuertos de origen (Madrid-Barajas), de destino (Bilbao) y alternativos (Vitoria y Valencia), y los informes correspondientes a la ruta.

Los informes de aeródromo correspondientes al Aeropuerto de Madrid-Barajas fueron los siguientes:

Observación de aeródromo (METAR) del día 11-05-2004, a las 05:30 horas

- Viento: 040°/5 kt
- Visibilidad: 9.000 m
- Nubosidad: Nubes dispersas a 3.000 ft
Cielo nuboso a 4.800 ft
- Temperatura: 10 °C
- Punto de rocío: 8 °C
- QNH: 1.010 hPa
- Tiempo significativo: Lluvia reciente
Ausencia de cambios significativos

Pronóstico de aeródromo (TAF) del día 11-05-2004 a las 04:00 horas:

- Validez: Entre las 06:00 y las 15:00 h
- Viento: 060°/10 kt
- Visibilidad: ≥ 10 km
- Nubosidad: Nubes dispersas a 2.500 ft
Cielo nuboso a 4.000 ft
- Cambios significativos: — Fluctuaciones temporales entre las 06:00 y las 15:00 h:
 - Tiempo significativo: Lluvia
 - Nubosidad: Cielo nuboso a 2.000 ft— Probabilidad moderada de fluctuaciones temporales entre las 06:00 y las 15:00 h:
 - Tiempo significativo: Tormentas de lluvia
 - Nubosidad: Cumulonimbos dispersos a 2.000 ft

Cabe reseñar que la aeronave despegó y aterrizó con lluvia, que en el despegue el viento era de 30° con una intensidad de 5 kt, y que en el aterrizaje por la pista 33 tenía viento cruzado de la derecha (060°) con una intensidad de 8 kt.

1.4. Registradores de vuelo

La aeronave disponía de un Registrador Digital de Datos de Vuelo (DFDR) de la marca Honeywell, modelo 4700, P/N 980-4700-042, S/N 07750, y de un Registrador de Voces en Cabina (CVR), de la marca Honeywell, modelo 6022, P/N 980-6022-001, S/N 120-04213, ambos equipados con memoria de estado sólido, situados en la zona posterior del fuselaje.

El DFDR tenía capacidad para grabar los parámetros correspondientes a las últimas 25 horas de funcionamiento de la aeronave y entre ellos se incluían los correspondientes a los motores y sistemas de esta. En este equipo no se registró ninguna información anómala en relación con el funcionamiento de la aeronave y sus sistemas, a lo largo de todo el vuelo en el que ocurrió el incidente.

El CVR tenía grabados las conversaciones y sonidos producidos en la cabina de vuelo de la aeronave, correspondientes a las últimas dos horas y 54 segundos de funcionamiento de la aeronave; de ellos, 53:12 minutos correspondían al vuelo en que ocurrió el incidente, iniciándose la grabación a las 06:35:28 h y terminando a las 07:28:40 h. Del contenido de este equipo cabe destacar:

06:46:32 HL	La tripulación verifica que se ha completado la inspección prevuelo.
06:47:05 HL	Se piden instrucciones a la Torre de Control.
06:47:09 HL	La Torre de Control da las instrucciones para el rodaje.
06:48:04 HL	El avión es remolcado.
06:50:48 HL	Arranque de los motores.
06:53:42 HL	La tripulación completa la lista de despegue.
07:01:46 HL	La Torre de Control autoriza el despegue por la pista 36R.
07:02:11 HL	Se inicia la carrera de despegue, con el copiloto a los mandos.
07:02:38 HL	La aeronave está en el aire.
07:03:08 HL	Entra la sobrecarga en la cabina de vuelo e informa de que los pasajeros le han dicho que se está rompiendo el ala.
07:03:45 HL	Después de evaluar la situación en la cabina de vuelo, el piloto al mando toma los mandos y el copiloto va a ver qué ocurre.
07:04:13 HL	El copiloto vuelve a la cabina de vuelo y dice: «hay que volverse»; después explica que parece como si la reversa se hubiera desplegado y estuviera totalmente abierta.
07:04:19 HL	La tripulación de la aeronave comunica con la Torre de Control, y le informa de que tienen un problema técnico y deben regresar.
07:14:00 HL	La aeronave entra en contacto con la pista.

07:14:03 HL Se producen la frenada y la actuación de las reversas.
07:23:44 HL La aeronave queda detenida.

1.5. Información sobre organización y gestión

1.5.1. *Procedimientos de mantenimiento. Cambios de turno*

En la Memoria de Organización de Mantenimiento (MOM, o MOE por sus siglas en inglés) EASA parte 145, de IBERIA Mantenimiento, parte 2, sección 2.26, se establecen los procedimientos aplicables para la transmisión de información durante los cambios de turno:

«EASA 145.A.47 (c), requiere el establecimiento de procedimientos para la adecuada comunicación de información relevante en relación con la continuación o completación de actividades de mantenimiento cuando estas actividades son interrumpidas, de tal forma que el personal entrante permanezca efectivamente informado de la situación de dichas actividades de mantenimiento.

Todos los departamentos/secciones de IBERIA Mantenimiento que efectúan tareas de mantenimiento por distintos equipos en turnos sucesivos, disponen de un Libro de Relevos en el que, además de indicar de forma clara la fecha y el turno de trabajo, se recogen:

- Trabajos relevantes completados y pendientes de completar, indicando el estado del pedido de materiales, equipos y/o herramientas en caso de que se hubiese pedido alguno.
- Cambios en la situación de equipos de prueba, herramientas u otros medios asignados al departamento/sección (altas, bajas, préstamos o envío a calibración).
- Cambios en la situación de la documentación (documentación entrante, actualización de la existente o préstamo).
- Cualquier otra circunstancia que se considere relevante para la buena continuación del trabajo completado/a completar.

El Libro de Relevos es rellenado por el responsable del Departamento/Sección en el turno indicado (TMA Jefe, o en su ausencia por la persona que asuma sus funciones) antes de la finalización del turno correspondiente, quien tras registrar la información relevante antes mencionada (si no hubiera información relevante se consigna "Sin incidencias" o cualquier otra frase equivalente), registra su número de Nómina y firma, quedando la información disponible para el siguiente turno, *cuyo responsable, tras su lectura, registra su firma y número de nómina como "Enterado".*»

Esta redacción corresponde a una modificación introducida después de haberse producido el incidente, con fecha 17 de agosto de 2004, en la que se incluyó la frase en cursiva.

Aparte de esta modificación, se estableció un nuevo procedimiento, consistente en cruzar la información correspondiente a los cambios de turno entre las Unidades de Rampa (Producción) e Inspección, recordando, además, la importancia de anotar, como mínimo, las tareas pendientes en los respectivos libros de relevos; así:

- «– Los departamentos/secciones de la Unidad de Rampa y los departamentos/secciones de la Unidad de Inspección se enviarán mutuamente por fax, justo al final de cada turno, copia del libro de relevos, debidamente cumplimentada.
- En dicha hoja se harán constar, como mínimo, los trabajos iniciados y no terminados, pendientes de realizar en el turno entrante.»

1.5.2. *Procedimientos operacionales. Inspección exterior*

Por parte de la Dirección de Operaciones, se consideró que los procedimientos aplicables eran adecuados y que se debía incidir en dos aspectos relacionados con su aplicación:

1. Minimizar, en la medida de lo posible, el efecto de las condiciones meteorológicas adversas en la realización de la inspección exterior. A estos efectos, se incluyó en todos los aviones de Iberia un impermeable de alta visibilidad para su uso en dicha inspección.
2. Que los tripulantes de la flota A-319, A-320 y A-321, conozcan la disposición de los capós y los pestillos de cierre, cuando estos últimos no están enganchados o lo están y no se han asegurado correctamente. A estos efectos, se reeditó el CD-ROM interactivo en el que se describe la inspección exterior en los aviones de esta flota, incluyendo fotografías de los capós con los pestillos desenganchados, y enganchados y no asegurados; además, se preparó una presentación para incluir este aspecto como materia a tratar en los cursos refresco y se puso a disposición de todos los tripulantes de Iberia, en el portal de la Subdirección de Seguridad de Vuelo de la compañía, una presentación con los resultados de la investigación interna realizada por esta, en la que se incluyen fotografías similares.

2. ANÁLISIS

2.1. Descripción del suceso

El día 11 de mayo de 2004, la aeronave AIRBUS A-320-214, matrícula EC-HTD, perdió los capós de fan de los dos motores inmediatamente después de despegar por la pista 36R del Aeropuerto de Madrid-Barajas; el avión retornó al aeropuerto y aterrizó con normalidad por la pista 33, pocos minutos después.

Una vez en tierra, se observó que, al desprenderse, los capós habían producido deformaciones en las zonas de unión de los motores a las alas e impactos en distintas

zonas de la aeronave; los elementos desprendidos se encontraron fragmentados, dentro del recinto del aeropuerto.

Al avión, que se disponía a realizar el primer despegue del día, se le habían hecho durante la noche anterior tres revisiones programadas en rampa; de una de ellas quedó por realizar el rodaje de los motores con los capós de fan abiertos, para comprobar pérdidas por haberse cambiado el aceite y los filtros de recuperación en los generadores de corriente alterna acoplados a ellos.

Se comprobó que la aeronave se había dado como apta para el vuelo sin realizar dicha prueba, y con los capós de fan cerrados y sin asegurar. En estas condiciones se entregó a la tripulación y así se inició el vuelo. Esta circunstancia tampoco se había detectado en la inspección exterior del avión, realizada como parte de la preparación del vuelo.

2.2. Antecedentes

Desde que este tipo de aeronaves entró en servicio, se han venido produciendo sucesos en los que se han abierto y desprendido los capós de fan de los motores durante el despegue, provocando daños por deformación e impacto en distintas partes de las propias aeronaves; en todos los casos se ha comprobado que los aviones habían despegado con los capós de fan cerrados, y los pestillos de cierre sin enganchar, o enganchados y sin asegurar de una manera correcta.

Con el objeto de evitar la repetición de este tipo de sucesos, ya desde que se produjeron los primeros casos, los fabricantes de la aeronave y de los dos tipos de capós que pueden equiparlas, adoptaron medidas, descritas en el apartado 1.2.3, encaminadas a mejorar los sistemas de cierre y aseguramiento de estos, y facilitar la detección en el caso de no estar los pestillos de cierre enganchados y asegurados.

En el presente caso, y con referencia a las medidas aplicables a la aeronave que sufrió el incidente, las manillas de los pestillos de cierre de los capós no estaban pintadas con pintura fluorescente y, aunque estaba previsto, aún no se habían instalado nuevos pestillos con el sistema de bloqueo por muelles mejorado.

Debido a que, en este caso, el avión inició el vuelo con los pestillos sin enganchar y asegurar, se considera que el tipo de pestillos instalados no influyó en el suceso y sí pudo hacerlo el hecho de que sus manillas estuvieran pintadas del mismo color que los propios capós.

2.3. Aspectos en relación con el mantenimiento

En relación con los trabajos realizados y pendientes de realizar a la aeronave, por una parte, se dio la circunstancia de que en el aeropuerto se aplican restricciones nocturnas

a la emisión de ruidos que afectan al puesto en el que estaba estacionada la aeronave, por lo que el rodaje de los motores pendiente quedó para el turno siguiente; por otra parte, debido a las condiciones meteorológicas adversas, los capós de fan se dejaron cerrados, y con los pestillos de cierre sin enganchar y asegurar, en lugar de abiertos como es habitual.

Respecto de los trabajos pendientes, no figuraban como realizados en las tarjetas correspondientes y no se había realizado ninguna anotación, como era preceptivo, respecto de la situación del avión en el Libro de Relevos de la unidad de producción responsable de ellos, por lo que el personal del turno siguiente no recibió ninguna información sobre todo esto; tampoco recibió información al respecto el personal de la unidad de inspección. No obstante, en el Libro de Partes de Vuelo y Combustible de la aeronave se anotaron como realizadas las tres revisiones previstas para esa noche, y el avión se había dado como apto para el vuelo.

2.4. Aspectos en relación con la operación

Una vez que la aeronave se había dado como apta para el vuelo con los capós cerrados, y los pestillos de cierre sin enganchar y asegurar, esto sólo podía detectarse en el curso de la inspección exterior del avión, realizada por el copiloto como parte de la preparación del vuelo.

En este caso, dicha inspección se hizo de noche y en condiciones meteorológicas adversas; estas circunstancias pueden favorecer el hecho de que cada una de las comprobaciones establecidas se realice con más rapidez de la aconsejable y se preste menos atención a los detalles a observar.

Aparte de esto, pudieron influir los hechos de que a los tripulantes de la flota afectada no se les había mostrado nunca la disposición de los capós y sus pestillos de cierre cuando estos últimos no están cerrados o lo están pero no se han asegurado, y de que los pestillos estaban pintados del mismo color que los capós. Es decir, es probable que el copiloto no supiera lo que debía buscar para comprobar si los pestillos no estaban enganchados, o si estaban enganchados y sin asegurar, añadido a la circunstancia de que los pestillos no se distinguían con facilidad de su entorno.

2.5. Medidas adoptadas por Iberia

Teniendo en cuenta los antecedentes sobre sucesos similares producidos en este tipo de aeronaves, y a la vista de los aspectos relacionados con el mantenimiento y con la operación, descritos en los apartados anteriores, se pone de manifiesto la gran influencia de las actuaciones personales en este tipo de incidentes.

En consecuencia, Iberia adoptó una serie de medidas dirigidas a reducir en todo lo posible esta influencia.

Así, en lo que al mantenimiento se refiere, se reforzaron los procedimientos aplicables a los cambios de turno en dos aspectos básicos: Por una parte, donde antes sólo se exigía que dejara constancia en el libro de relevos al que lo rellenaba (el responsable del turno saliente), ahora se exige que deje constancia también quien lo lee (el responsable del turno entrante). Por otra parte, para que todos los involucrados en el cambio de turno dispongan de toda la información pertinente, se exige que las unidades de producción y de inspección intercambien la información que figura en sus respectivos libros de relevos, al final de cada turno.

En lo que a la operación se refiere, se optó por mejorar las condiciones en que se realiza la inspección exterior cuando la climatología es desfavorable, facilitar la localización de los pestillos aplicando a sus manillas pintura fluorescente, y tomando medidas para que sus tripulantes conozcan la disposición de los capós y sus elementos de cierre cuando no están cerrados y asegurados.

Se considera que las medidas adoptadas por el fabricante de la aeronave desde que se produjeron los primeros sucesos de este tipo, y estas adoptadas por Iberia como consecuencia de este suceso, tanto en los aspectos relacionados con el mantenimiento como en los relacionados con la operación, son adecuadas para reducir la posibilidad de que vuelvan a producirse nuevos sucesos de este tipo.

No obstante, no se debe dejar de insistir en todo aquello que pueda mejorar la concienciación de las personas que intervienen en todas las facetas de la actividad, en lo que se refiere a mantener una adherencia estricta a los procedimientos establecidos, como la mejor garantía para la seguridad de las operaciones aéreas.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La tripulación de la aeronave estaba adecuadamente calificada, experimentada y físicamente bien, y tenía sus Licencias en vigor.
- La aeronave había sido mantenida de acuerdo con el programa de mantenimiento establecido y disponía de un certificado de aeronavegabilidad y un certificado de matrícula válidos.
- El peso y centrado de la aeronave estaban dentro de los límites establecidos.
- El avión se había dado como apto para el vuelo sin haberse completado los trabajos de mantenimiento programado previstos, debido a que no se había realizado correctamente el procedimiento de relevos durante un cambio de turno.

- La aeronave despegó con los capós de fan cerrados y con los pestillos de cierre sin enganchar y asegurar.
- Esta circunstancia no se había detectado en la inspección exterior del avión, realizada por el copiloto como parte de la preparación del vuelo.
- Las tareas de mantenimiento y la inspección prevuelo se habían realizado de noche y en condiciones meteorológicas adversas.
- Hasta el momento en que la tripulación fue informada del suceso, el copiloto de la aeronave actuó como Piloto a los Mandos (PF) y el Piloto al Mando se ocupó de las comunicaciones y la supervisión de la operación (PNF). A partir de ese momento, el piloto al mando tomó los mandos.
- Las comunicaciones tierra-aire funcionaron correctamente en todo momento.
- El avión retornó al aeropuerto y aterrizó con normalidad, pocos minutos después del despegue.
- Desde que entraron en servicio las aeronaves del tipo A-320, se han venido sucediendo incidentes de estas características; a partir de los primeros casos, los fabricantes de la aeronave y de los dos tipos de capós que pueden equiparlas, adoptaron medidas dirigidas a evitar su repetición.
- Como consecuencia de este incidente, Iberia adoptó medidas que se consideran adecuadas para reducir al máximo la posibilidad de que vuelvan a producirse nuevos sucesos de este tipo, tanto en relación con el mantenimiento y como con la operación.

3.2. Causas

El incidente se produjo durante el primer despegue del día, por haberse puesto en servicio la aeronave con los capós de fan de los dos motores cerrados, y con los pestillos de cierre desenganchados y sin asegurar; esto ocurrió como consecuencia de no haberse completado las tareas de mantenimiento programadas debido a que no se había realizado correctamente el procedimiento de relevos durante un cambio de turno.

Esta circunstancia no se había detectado en la inspección exterior del avión, realizada como parte de la preparación del vuelo, de noche y en condiciones meteorológicas adversas.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 6 de abril de 2006; 11:37 h local
Lugar	Aeropuerto de Girona (LEGE)

AERONAVE

Matrícula	EC-IPO
Tipo y modelo	CESSNA 421-B
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	TELEDYNE CONTINENTAL GTSIO-520-H
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Alumno piloto
Edad	33 años	38 años
Licencia	Piloto comercial de avión. ME CRI	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	2.700 h	2.075 h
Horas de vuelo en el tipo	56 h	140 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Daños menores en la pista de aterrizaje

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Vuelo de instrucción – Doble mando
Fase del vuelo	Carrera de aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	28 de mayo de 2008
---------------------	---------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El día del incidente, 6 de abril de 2006, la aeronave matrícula EC-IPO, modelo CESSNA 421-B, tenía previsto realizar un vuelo de instrucción local con varias tomas y despegues dentro del curso para la habilitación de instructor de clase de polimotores (ME CRI) de un alumno que ya disponía de licencia de piloto comercial. La aeronave despegó del aeropuerto de Girona a las 10:25 h local¹ con dos tripulantes a bordo, instructor y alumno. El incidente ocurrió durante la carrera del primer aterrizaje. En su recorrido en tierra, la trayectoria de la aeronave, que se inició con normalidad, se fue desviando, de forma progresiva, hacia la izquierda hasta que, finalmente, la aeronave se salió de zona asfaltada y, tras unos metros, se detuvo sobre la hierba (figura 1), apoyada en la semiala exterior izquierda y las otras dos ruedas.

No se produjo incendio ni derrame de combustible.



Figura 1. Aeronave tras el incidente

1.2. Lesiones a personas

Los dos ocupantes de la aeronave resultaron ilesos y abandonaron la aeronave por sus propios medios.

¹ La hora de referencia en este informe es la hora local. La hora UTC se obtiene restando dos (2) unidades a la local.

1.3. Daños en la aeronave

En la inspección ocular de la aeronave, realizada en el lugar del incidente, se encontró que la pata del tren principal izquierdo estaba casi completamente retraída dentro del correspondiente compartimento y que se habían roto algunas piezas de su mecanismo de actuación. Consecuentemente, la aeronave había caído hacia ese lado y había sufrido rasponazos en la parte inferior de fuselaje y en el plano izquierdo, especialmente en el flap de ese lado, así como deformaciones en las puntas de ese plano.

Se comprobó también que las puntas de las palas de la hélice izquierda estaban dobladas y desgastadas por abrasión, demostrando haber golpeado varias veces con la pista. También, estaba excoriado el borde de salida del flap del mismo lado y algunas piezas de la punta de ala de ese lado.

1.4. Información sobre la tripulación

La tripulación estaba formada por un instructor, como piloto al mando, y un alumno piloto que actuó como piloto a los mandos durante toda la operación.

La información disponible de este piloto es la siguiente:

Edad:	38 años
Nacionalidad:	Española
Licencia:	Piloto comercial de avión
Experiencia:	Total: 2.074:52 h
	En el tipo 140:23 h
	En los últimos 30 días: 26:25 h
	En últimas 24 horas: 1:55 h

La información disponible del instructor es la siguiente:

Edad:	33 años
Nacionalidad:	Española
Licencia:	Piloto comercial de avión
Habilitaciones:	Polimotores e instructor de clase de polimotores (ME CRI)
Experiencia:	Total: 2.700 h
	En el tipo: 56 h

1.5. Información sobre la aeronave

1.5.1. General

Matrícula:	EC-IPO
Fabricante:	Cessna Aircraft Company
Modelo:	421-B
Número de serie:	421-B0509
Año de fabricación:	1974
MTOW:	3.380 kg (7.450 lb)

1.5.2. Certificado de aeronavegabilidad

Clase:	Normal
Fecha de expedición:	14-12-2004
Fecha de renovación:	22-12-2005
Validez hasta:	20-11-2006

1.5.3. Registro de mantenimiento

Horas totales:	7.033 h, 40 minutos
Horas de vuelo en los últimos cinco meses:	129 h (desde 21-11-2005 a 06-04-2006)

Los registros de la aeronave demuestran que, durante su historial, se habían cumplimentado las revisiones indicadas en el Programa de Mantenimiento aprobado. Según esta documentación, las últimas revisiones efectuadas habían sido:

- Revisión anual/200 h, el 08-11-2004 a las 6.933:37 h de la aeronave.
- Revisión de 50 h, el 29-06-2005 a las 6.978 h de la aeronave.
- Revisión anual/200 h, el 15-12-2005 a las 6.994:30 h de aeronave.

El fabricante CESSNA había emitido con fecha 03-03-2003 las instrucciones SID n.º 32-10-03 y n.º 32-30-05 como parte del «Supplemental Inspection Document» (SID), que afectaban al tren de aterrizaje de este tipo de aeronave y que eran de aplicación al número de serie de la aeronave del incidente.

- El boletín SID n.º 32-10-03 requiere una inspección específica del bulón pivote («pivot bolt») de cada tren principal, a realizar visualmente en el bulón desmontado, en la

que se debe verificar su integridad en cuanto a evidencia de fallo en cortadura. El documento indica que el bulón debe sustituirse en caso de cualquier evidencia y que la verificación inicial debía realizarse a los 1.000 aterrizajes o 3 años y repetirse cada 500 aterrizajes o 3 años.

- El boletín SID n.º 32-30-05 se titula «Desmontaje e inspección de los sistemas de retracción del tren principal y de morro» e indica que su objetivo es «inspeccionar respecto a grietas de fatiga y desgaste excesivo en mecanismos, casquillos, rodamientos, orificios en puntos de cogida a la estructura y en los propios elementos de cogida que pudiesen ocultar un mal ajuste y causar fallos en la posición de tren extendido o en la estructura». El boletín requiere desmontar e inspeccionar, en cuanto a grietas, corrosión, ovalización de orificios y desgaste excesivo, todos los conjuntos, piezas y componentes del sistema de tren y sustituir donde sea requerido (tamaño de grieta detectable: 0,25 pulgadas). El documento indica que la verificación inicial se debía realizar a los 7.500 aterrizajes o 15 años y repetir cada 5.000 aterrizajes o 10 años.

En la documentación de la aeronave, se indica que estos dos boletines, SID 32-10-03 y SID 32-30-05, fueron cumplimentados durante la revisión anual/200 horas realizada el 08-11-2004, ya citada, y que se ejecutaron las inspecciones correspondientes requeridas.

Por tanto, estas revisiones se realizaron cuando la aeronave tenía un total de 6.933:37 h de vuelo. Desde entonces hasta la fecha del incidente, la aeronave, había realizado 100:03 h y 90 aterrizajes. Esta información demuestra que todavía tenía potencial de tiempo hasta la siguiente inspección que exigen los dos boletines.

1.5.4. Descripción del sistema de tren de aterrizaje

Las aeronaves Cessna 401, 402, 411, 414, 421 y 425 comparten certificado de tipo y también el mismo mecanismo y modelo de tren de aterrizaje. Asimismo los modelos de Cessna 310 y Cessna 320,335 y 340 comparten el mismo diseño de tren de aterrizaje.

La figura 2 muestra un esquema de la pata izquierda del tren, representada en su posición extendida. En la figura, se ha incluido, además, un detalle del despiece del mecanismo de la pata, la denominación de las piezas más relevantes en el incidente y, en rojo, las roturas encontradas y que se detallarán más adelante.

El accionamiento del tren se realiza mediante un motor eléctrico y un reductor, situados en el fuselaje central, bajo el piso, y no representados en la figura. El giro de este motor se transmite a las tres patas, izquierda, derecha y de proa, a través de unas palancas y de un tubo de torsión que, finalmente, mueve la barra de accionamiento, que actúa directamente sobre el mecanismo de cada pata.

Considerando únicamente la pata izquierda (fig. 2), el funcionamiento del sistema para retraer el tren sería el siguiente: el motor eléctrico se alimentaría para que girase en el

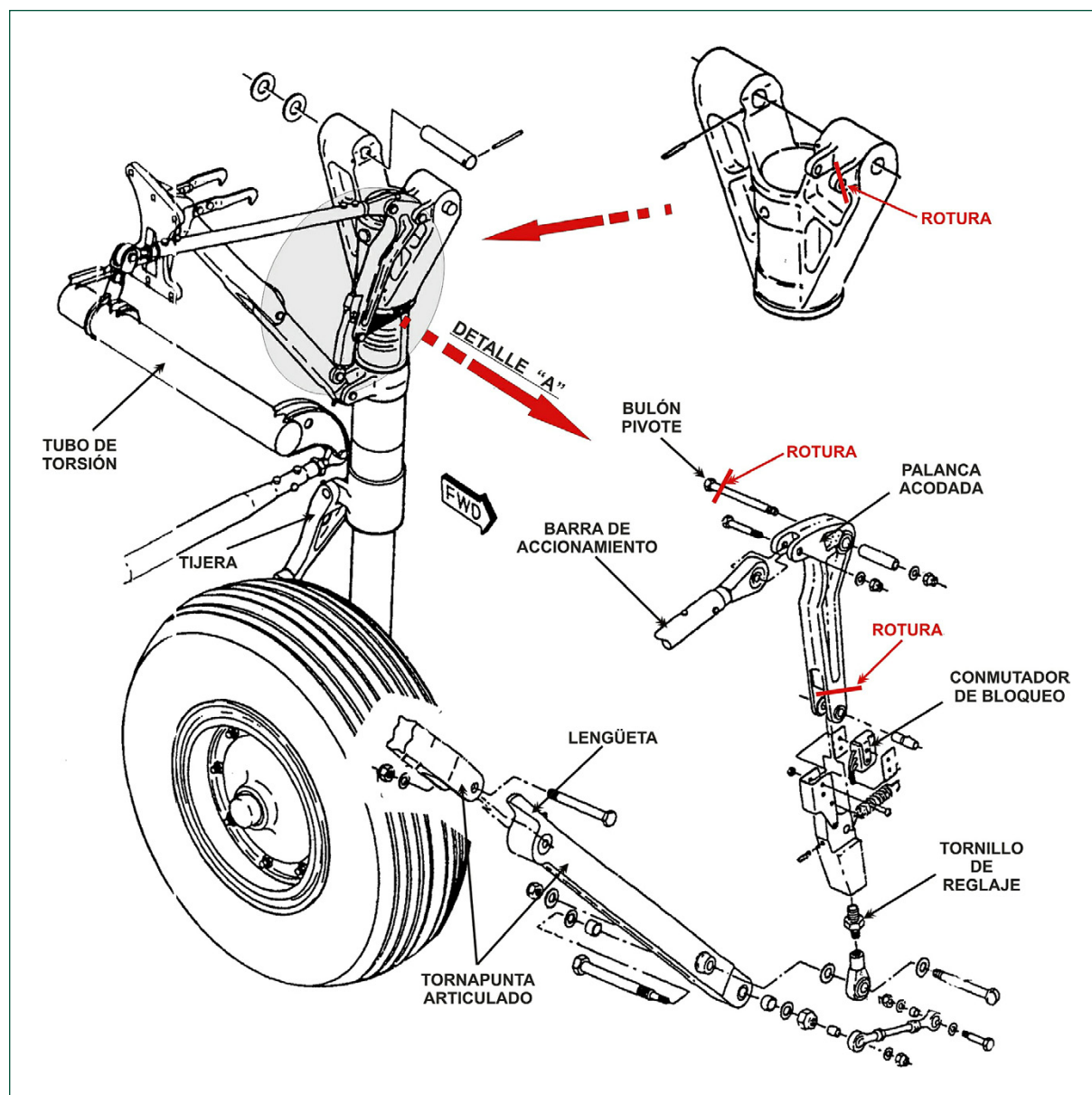


Figura 2. Esquema de la pata de tren izquierdo

sentido que haría que la barra de accionamiento se desplazase hacia la pata, empujando, trabajando a compresión, sobre la palanca acodada («bellcrank»), unida a ella. El empuje y el desplazamiento de la barra de accionamiento hacen que la palanca acodada gire y empuje sobre el bulón pivote («pivot bolt») soportado en el herraje de orejetas de la cabeza de la pata («truss assy»).

El empuje produce un par en el bulón de la cabeza de la pata en el sentido a retraerla (giro de la pata hacia el fuselaje). Simultáneamente, el giro de la palanca hace que el brazo inferior de la misma, el más largo, produzca el desplazamiento de la barra articulada que hay en su extremo. Este desplazamiento tiene dos efectos: por una

parte, separa de la pata el conmutador de fin de carrera, venciendo el muelle existente y apagando la luz de aviso de «pata bloqueada», y, por otra, hace que el otro extremo de la barra tire del punto intermedio del brazo inferior del tornapunta articulado («Lower Side Link») o «sobrecentro», al que está unido. Esta unión es también articulada y se realiza a través del tornillo de reglaje («adjusting screw»), cuya función se explica más adelante, unido al extremo de cogida al tornapunta y al brazo lateral de bloqueo («side brace lock link»). Como se ve en la figura 2, al tirar de este brazo, el tornapunta se pliega hacia arriba y permite, a la vez que inicia, el giro de la pata hacia el fuselaje.

El tornapunta articulado es un conjunto de dos brazos, superior e inferior, articulado en su centro, que sitúa a la pata en su posición extendida y sirve, además y fundamentalmente, para absorber las cargas laterales que se produzcan sobre el tren durante el aterrizaje y despegue. Dada la configuración geométrica existente, el tornapunta se extiende al bajar el tren y es bloqueado en esa posición por la palanca acodada haciendo que su punto de articulación sobrepase la línea imaginaria que uniría los extremos de sus brazos. Este bloqueo, conocido como sobrecentro, se completa con una lengüeta en el extremo articulado del brazo inferior del tornapunta, visible en la figura 2, que limita el máximo valor posible de sobrecentro (por extensión, el conjunto del tornapunta es llamado, a veces, sobrecentro) y es, a la vez, un tope mecánico que impide que el tornapuntas se doble hacia abajo.

La posición del sobrecentro se regula ajustando la longitud del brazo inferior de la palanca acodada, articulado y unido al tornapunta a través del tornillo de reglaje, que es roscado en sus dos extremos. Si el conjunto está bien ajustado, cuando se alcanza el sobrecentro en el tornapunta, el brazo inferior articulado de la palanca acodada esta en línea recta y en su posición de máxima longitud (fig. 2).

Con el tren en la posición extendida y bloqueada, la configuración geométrica de la pata hace que las cargas verticales y laterales estén soportadas por la columna de la propia pata y por el tornapunta articulado, respectivamente. El mecanismo de actuación no debería estar sometido a grandes cargas y su misión es mantener la posición del sobrecentro.

1.6. Información meteorológica

La información local, recogida sobre el campo el día del incidente, indicaba que existían nubes dispersas, que no afectaban a la visibilidad, y que no había ni ráfagas de viento ni otros fenómenos meteorológicos que pudiesen haber influido en el incidente.

La información meteorológica de la hora del incidente registraba 15° de temperatura, 72% de humedad, viento ligero de 3 kt y dirección Este-Nordeste y visibilidad de 10 km.

1.7. Información sobre el aeródromo

El aterrizaje del incidente se estaba realizando por la cabecera 02 de la pista que era la que estaba en servicio en ese momento.

La pista del Aeropuerto de Girona, con designación 02-20, está asfaltada y sus dimensiones son 2.400 m de larga por 40 m de ancha. La pista 20 dispone de ILS para la aproximación mientras que en la 02 tiene un sistema de aproximación visual con un elemento del sistema indicador de pendiente de aproximación de precisión, PAPI («Precision Approach Path Indicator»), que indica la senda de aproximación mediante luces. Existen, además, balizas luminosas de eje de pista, con una separación aproximada entre ellas de 50 m. La primera baliza está en la zona de las luces de umbral de la pista 02.

1.8. Información sobre los restos

En la investigación de campo realizada sobre la pista tras el incidente se comprobó que la aeronave había producido marcas significativas que provocaron daños menores. Se identificaron marcas de las palas de la hélice izquierda que comenzaban a 650 m del umbral de la pista 02 y se extendían a lo largo de unos 300 m según una línea que se desviaba a la izquierda respecto al eje de la pista. En total se contabilizaron 162 trazas de unos 30 cm de longitud, transversales a la pista y con separación creciente entre ellas de 0,6 a 2,10 m. También se localizaron otras marcas que habían arañado la superficie de la pista y que correspondían seguramente al rozamiento de la llanta y de partes de la tijera de torsión de la pata izquierda. Se apreciaron huellas de neumáticos, tanto del tren izquierdo, que terminaba desapareciendo, como del tren derecho, que tenía un tramo de 7,9 m de largo de más intensidad indicativo de una frenada fuerte.

La aeronave quedó, finalmente, fuera de la pista hacia la izquierda, sobre la zona de hierba con la rueda de proa a 32,7 m de la baliza 18 de eje de pista y 7,4 m del borde de la pista.

1.9. Ensayos e investigaciones

1.9.1. *Declaraciones de testigos*

Los dos pilotos a bordo, el instructor y el alumno, que era el piloto al mando en el vuelo, coincidieron en sus declaraciones e indicaron que comprobaron en el pre-aterrizaje que las luces de posición de tren estaban en verde (tren bloqueado abajo) y que no hubo aviso sonoro al retrasar los gases. Asimismo coincidieron en que el aterrizaje se realizó sin viento significativo y con normalidad hasta que, ya en la carrera, notaron que la aeronave se desviaba a la izquierda. Ambos aplicaron pedal derecho para corregir la

dirección, sintiendo que la demanda era creciente y emplearon la palanca a la derecha cuando el plano comenzó a caer. La aeronave continuó el giro a la izquierda hasta que se detuvo ya fuera de la pista.

En conversación posterior con los pilotos, éstos indicaron que recordaban haber oído el aviso sonoro de tren de aterrizaje cuando comenzaron a notar que debían hacer más fuerza para mantener alineada la aeronave con la pista.

Adicionalmente, se ha dispuesto de las declaraciones del controlador aéreo durante el incidente y de un técnico de programación y operaciones del aeropuerto. Ambas coincidieron, prácticamente, en que la carrera de aterrizaje se desarrolló normalmente hasta que la aeronave comenzó a desplazarse hacia la izquierda (el primero especifica que a la altura de la salida de pista C1-1, que está entre las balizas 13 y 14, aproximadamente a 650 m, y el segundo que a los 200/300 m del punto de toma). Sólo el técnico de programación y operaciones incluyó en su declaración que, en su opinión, la toma le pareció más fuerte de lo normal.

1.9.2. Inspección detallada del tren de aterrizaje izquierdo

Los resultados observados en la inspección en hangar tras el incidente del tren izquierdo fueron los siguientes:

- La orejeta derecha, vista desde la raíz del ala, o sea, la de la parte delantera, del herraje que soporta al bulón pivote en la cabeza de la pata estaba rota por la sección en la que está el orificio del bulón. El trozo de orejeta se desprendió y se encontró más tarde. La rotura se indica en la figura 2 y la figura 3 muestra el trozo de orejeta superpuesto en la palanca acodada. Al realizar esta superposición, se comprobó que el orificio del bulón estaba ligeramente ovalizado.
- El bulón pivote *NAS 464P4-26* se rompió, además, por la sección entre la orejeta izquierda del herraje indicado, que permanecía intacta, y la palanca acodada. La rotura también se indica en la figura 2.
- Se rompió la orejeta inferior derecha de la palanca acodada, justo por la sección en la que aumenta de espesor y que se corresponde con la posición del conmutador de fin de carrera de la pata. Como se ve en la



Figura 3. Rotura de la orejeta del herraje

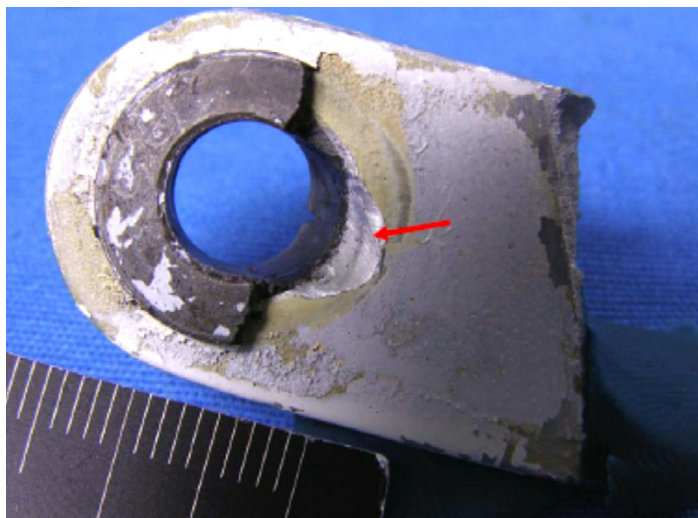


Figura 4. Rotura de orejeta inferior de la palanca acodada

rozamiento con el suelo. Asimismo, también se observaron signos de rozamiento con el suelo de la llanta exterior de la rueda.

- No se observaron signos de deslizamiento lateral del neumático del tren izquierdo, mientras que fueron observados en el derecho.
- Por último, no se observaron deformaciones ni signos de esfuerzos en la lengüeta de la articulación entre las dos partes del tornapunta (figura 5).

No se encontró ninguna rotura ni anomalía en el tren derecho.

1.9.3. Estudio de las roturas del bulón pivote y de las orejetas

Los elementos que resultaron rotos en el incidente, bulón pivote, orejeta del herraje en la cabeza de la pata, orejeta inferior de la palanca acodada y el casquillo en la misma, se enviaron a un laboratorio especializado para determinar, mediante análisis, las causas de las roturas.



Figura 5. Estado del tornapunta después del incidente

figura 4, esta rotura tuvo una componente de flexión hacia el exterior de la palanca (parte delantera de la aeronave) y afectó, también, al casquillo en la orejeta.

- Se observó la existencia de una pequeña holgura en la tijera del tren izquierdo («LH Torque Link»), más asociada a los daños del incidente que causante de los mismos, y, también, desgaste de material de la tijera, en su parte delantera inferior, por

Los análisis indicaron que todas las fracturas, salvo la del casquillo en la orejeta, habían sido debidas a la superación de las características mecánicas de los materiales utilizados. En la rotura de la orejeta inferior de la palanca acodada se detectó una deformación plástica previa y, en la del casquillo de su interior, se determinó que era de carácter frágil.

No se ha detectado ninguna anomalía o defecto de carácter metalúrgico que haya podido favorecer los procesos de rotura en ninguna de las piezas y es lógico pensar que las roturas se han producido por un sobreesfuerzo.

En particular, para el bulón pivote NAS 464P4-26 se realizó, además, un estudio comparativo entre el bulón que resultó seccionado en el incidente y el simétrico del tren derecho que no resultó dañado.

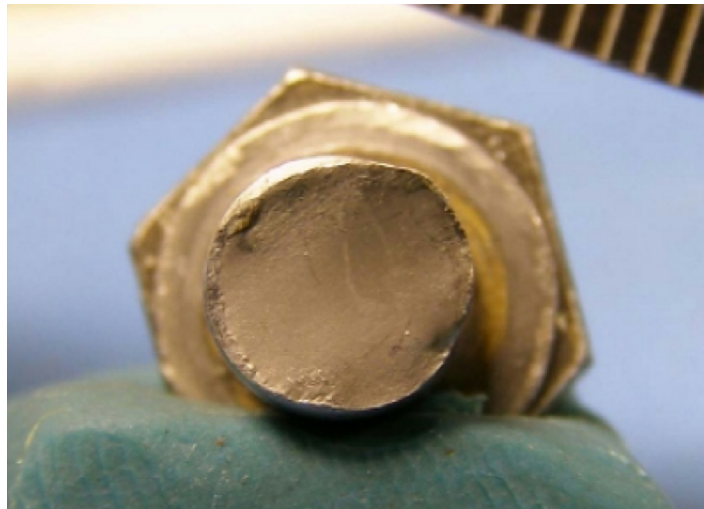


Figura 6. Rotura del bulón pivote NAS 464P4-26

Este estudio mostró que, aún siendo ambos del mismo tipo, tenían una composición química ligeramente diferente y, como consecuencia, sus cargas de rotura fueron, también, diferentes, siendo mayor la del bulón seccionado ($129,78 \text{ kg/mm}^2$, frente a 123 kg/mm^2), y ambas cercanas o superiores al límite superior del margen requerido en la especificación del tipo del bulón ($112/126 \text{ kg/mm}^2$). Hay que indicar que los resultados indicados han sido obtenidos a partir de un ensayo de dureza y que, por tanto, son únicamente orientativos.

El examen fractográfico de la superficie de rotura del bulón muestra que ésta tiene aspecto liso (figura 6) y presenta cierto grado de deformación plástica. La rotura es de carácter dúctil y no se detectaron indicios de la existencia de ningún tipo de defecto o agrietamiento previo al desencadenamiento de la rotura.

1.10. Investigación adicional

Durante la investigación se ha presenciado el proceso que se sigue en la revisión de un tren de aterrizaje de una aeronave CESSNA A-310, similar al modelo del incidente, con el que comparte incluso piezas iguales. Se ha prestado especial atención al estado de desgaste y holguras y al procedimiento que se sigue en el reglaje del sobrecentro. De ello se ha concluido que:

- Existen holguras y pequeños desgastes en las piezas del mecanismo de actuación de las patas principales, especialmente en sentido perpendicular al plano en el que está el mecanismo pero se considera que difícilmente podrían llegar a producir el desbloqueo del sobrecentro.
- El procedimiento seguido para ajustar el sobrecentro parece simple y de fácil aplicación. Primero se deja libre al tornapunta hasta que se apoya en la lengüeta y, entonces, se ajusta la longitud de la barra articulada al tornapunta inferior. El ajuste

se considera finalizado cuando se comprueba que el mecanismo vuelve a la posición de bloqueo, únicamente por la acción del peso, incluso sin rueda, tras haberlo sacado de dicha posición, empujando hacia el fuselaje en el punto de articulación del brazo inferior de la palanca acodada y la barra en la que está el tornillo de reglaje.

- La operación de desbloqueo, indicada anteriormente, permite que la pata gire hasta desplazarse 6 pulgadas hacia el fuselaje, sin mover la posición de la barra de accionamiento.
- El brazo inferior y articulado de la palanca acodada, sobre el que se realiza el reglaje y ajuste, puede quedar precargado a compresión en el caso de un ajuste forzado hacia el incremento de longitud de este brazo, o en el caso de un ajuste forzado hacia la reducción de su longitud queda con una holgura sobre el tornapunta, permitiendo un cierto movimiento oscilatorio de éste.

1.11. Antecedentes

En la base de datos de la CIAIAC hay dos accidentes de fecha anterior al del presente caso (referencias CIAIAC A-71/2002 y A- 41/2004) y uno más de fecha posterior (IN-36/2006), en los que se produjeron roturas en el mecanismo de extensión-retracción del tren principal de aterrizaje de aeronaves Cessna que comparten el mismo diseño de tren de aterrizaje que la EC-IPO:

A-071/2002 Cessna 402-B, 25 de septiembre de 2002. Rotura a cortadura del bulón pivote (por una sección) del tren principal derecho, rotura de una de las orejetas del cilindro estructural (*trunnion*) donde apoya el bulón pivote, rotura en el tornillo de ajuste del brazo inferior de la palanca acodada y rotura de la barra de accionamiento en su unión a la palanca acodada.

No se encontraron anomalías de los materiales y se consideró que la causa de las roturas fue un incorrecto ajuste del mecanismo de extensión-retracción y bloqueo de la pata derecha del tren principal.

A-041/2004 Cessna 402-B, 10 de julio de 2004. Rotura a cortadura del bulón pivote (por una sección) del tren principal izquierdo, rotura de una de las orejetas del componente estructural donde apoya el bulón pivote, rotura por flexión lateral del brazo inferior de la palanca acodada y deformación del tornillo de reglaje.

Se encontró una anomalía de material en el bulón pivote, que presentaba una resistencia inferior a la especificada.

IN-036/2006 Cessna 402-B, 03 de julio de 2006. Rotura a cortadura del bulón pivote (por dos secciones) del tren principal derecho y rotura por flexión lateral del brazo inferior de la palanca acodada.

No se encontraron anomalías de los materiales.

En la base de datos del organismo de investigación de accidentes de transporte de los Estados Unidos (NTSB, National Transportation Safety Board) se han encontrado varios casos cuyas circunstancias son similares a las del presente:

- MKC82FA174 Cessna 421A, 24 de septiembre de 1982. El bulón pivote de la palanca acodada estaba roto a cortadura y también el perno de la parte inferior de la palanca acodada. Ambas roturas se asociaron con condiciones de sobrecarga inducidas cuando el tren se plegó y no había indicios de daños previos.
- CHI89LA080 Cessna 411, 25 de abril de 1989. El bulón pivote de la palanca acodada del tren principal izquierdo se rompió durante el rodaje y en un giro a la derecha. Se determinó como probable causa el fallo del bulón pivote en el conjunto de la pata izquierda del tren principal.
- LAX92LA138 Cessna 340A, 11 de marzo de 1992. El bulón pivote y el tornillo de ajuste del tren principal izquierdo se encontraron rotos. El bulón pivote presentaba claras marcas de playas en la superficie de fractura. Se determinó la fatiga como causa del fallo.
- CHI00LA038 Cessna 310Q, 26 de noviembre de 1999. Aviso de tren principal izquierdo inseguro al desplegar el tren. Rotura de la palanca acodada y deformación del bulón pivote. Se consideró que el mecanismo de bloqueo del tren no estaba bien ajustado.
- CHI02LA210 Cessna 402B, 23 de julio de 2002. Se rompió el bulón pivote del tren principal izquierdo a cortadura y también el perno de la parte inferior de la palanca acodada.
- LAX04LA149 Cessna 402A. 03 de marzo de 2004. Rotura a cortadura del bulón pivote del tren principal derecho (por dos secciones); y rotura de las orejetas en ambos extremos del belcrank. No se encontraron anomalías en los materiales. Se consideró que el piloto había efectuado una maniobra de recogida y toma de tierra incorrecta que produjo altas cargas laterales en la pata derecha y que ocasionó el fallo por sobrecarga de la palanca acodada y el colapso del tren de aterrizaje.
- DFW06CA175 Cessna 340A, 05 de julio de 2006. El bulón pivote del tren principal derecho se encontró roto. La razón de este fallo no pudo ser determinada.

En la base de datos del organismo de investigación de accidentes aéreos del Reino Unido (AAIB, Air Accident Investigation Board) se ha encontrado el siguiente caso con similitudes al analizado en el presente informe:

EW/G2003/03/26 Cessna 310R, 13 de marzo de 2003. Durante el rodaje en el suelo tras el aterrizaje, a una velocidad estimada de 10 kt, la aeronave inició un giro a la derecha para abandonar la pista y se colapsó la pata izquierda. Se rompió el tornillo de reglaje y se deformó el tornillo de unión entre el tornapunta y los elementos de la parte inferior de la palanca acodada.

En el análisis de ese accidente se indica que el procedimiento de ajuste del tren principal es complicado y que todos sus pasos tienen que completarse. Se incide en que pequeñas variaciones sobre los elementos de ajuste pueden resultar en el colapso del tren, de acuerdo con el fabricante.

2. ANÁLISIS

2.1. Desarrollo del incidente

Los hechos recopilados en los apartados anteriores, en especial el estado de los restos de la aeronave, las declaraciones de los testigos, particularmente de los pilotos, las huellas dejadas en la pista y la trayectoria de la aeronave en el aterrizaje muestran que la toma y la primera parte de la carrera de aterrizaje se realizaron con toda normalidad, con el tren bloqueado abajo y que el incidente comenzó con la desviación de la trayectoria de la aeronave hacia la izquierda. La indicación de un testigo sobre que la toma le pareció más fuerte de lo normal se considera sólo una estimación personal, dado que no hay señales en la pista ni se han observado otros daños en el tren, neumáticos incluidos, fuera de las roturas descritas, que confirmen un contacto fuerte en la toma de tierra.

La inspección después del incidente indica que la pata izquierda colapsó y comenzó una retracción suave, continuada y no comandada. Las múltiples señales de hélice en la pista, primero las trazas de las palas y, después, señales continuas de partes metálicas, indican que el proceso no fue instantáneo sino que se realizó de una forma paulatina y terminó, según las marcas en la pista posteriores a las indicadas y la inspección de los restos, con la pata, prácticamente, retraída.

2.2. Análisis del proceso de retracción no comandada

La configuración geométrica del tren principal hace que, cuando el tren está en la posición correcta de «extendido y bloqueado abajo», las cargas verticales y laterales, que actúen sobre él, están soportadas, respectivamente, por la columna de la propia pata y el conjunto tornapunta y que, por tanto, no existe transmisión práctica de carga a través del mecanismo de accionamiento y sus piezas no soportarán, prácticamente, ninguna carga.

Sin embargo, todas las roturas encontradas en el incidente han ocurrido en piezas de este mecanismo y, además, según ha concluido el estudio realizado en laboratorio, todas ellas han sido debidas a cargas que han superado las características mecánicas de sus materiales.

Por tanto, ha debido existir una situación anormal en el mecanismo de extensión y bloqueo del tren principal izquierdo que ha provocado la presencia de esas cargas en las piezas del mecanismo.

2.3. Secuencia de las roturas

El bulón pivote roto a cortadura, tanto en este caso como en todos los demás examinados por esta comisión, parece el elemento inicial en la cadena de roturas que lleva al plegado de la pata del tren principal. Este eje sobre el que pivota la palanca acodada ha sido el único elemento roto común en los cuatro casos.

La dirección de la fuerza causante de la rotura del bulón pivote, conocida por la posición inmóvil del eje después de su seccionamiento en algunos de los casos, coincide con el nervio de refuerzo de la palanca acodada y esta aproximadamente en la mitad del ángulo formado por los dos brazos de éste. Sin embargo ambos sentidos de la fuerza aparecían en cada uno de los casos.

Las otras roturas de elementos del mecanismo, orejeta del cilindro estructural y brazo inferior de la palanca acodada, parecen causadas por fuerzas y pares de fuerzas perpendiculares al plano definido por el movimiento de la propia palanca acodada en la extensión-retracción, ya que los tipos de rotura así lo indican con una gran componente de flexión lateral.

Por todas estas evidencias encontradas sobre los elementos rotos y sus modos de rotura, la secuencia de roturas y plegado del tren principal parece la siguiente:

1. Se inician los daños con la rotura por cizalladura del bulón pivote en una sección (parece que en todos los casos por la sección entre la orejeta trasera del cilindro estructural y la palanca acodada).
2. El mecanismo mantiene aún la forma y permite el bloqueo de la pata, ya que el bulón pivote aún hace su trabajo, aunque carga sobre una sola orejeta del cilindro estructural.
3. Aparecen fuerzas laterales sobre la palanca acodada como consecuencia de la asimetría del apoyo del eje (bulón pivote), sobre la orejeta delantera solamente.
4. Se produce una apreciable deformación, bien del tornillo de reglaje, bien de las orejetas del brazo inferior de la palanca acodada.
5. Por último en la secuencia, aunque puede coincidir en el tiempo con el punto 4, se produce bien la rotura de la orejeta delantera del cilindro estructural, bien una

- rotura en el brazo inferior de la palanca acodada, y en este punto (pasos 4 ó 5) se pierde la continuidad del mecanismo de bloqueo de la pata.
6. Se produce el plegado suave de la pata del tren principal, sin que necesariamente haya coincidencia con una carga fuerte en el apoyo de esta pata.
 7. En el plegado se puede producir interferencia mecánica entre las varillas ó elementos de la pata y se produce la segunda de las roturas mencionadas en el punto 5 y/o nuevos daños en las piezas del mecanismo.

Algunos otros indicios, como la ausencia de daños en la orejeta trasera del cilindro estructural (que ya no trabaja a partir de la primera rotura del bulón pivote), el proceso suave del plegado del tren a partir de su desbloqueo, la ausencia de fuerzas perpendiculares al plano de movimiento del mecanismo cuando éste se encuentra en buenas condiciones y la ausencia de marcas en la lengüeta del tope del sobrecentro, avalan la secuencia de roturas descrita.

2.4. Origen de los sobre-esfuerzos en el mecanismo

Como ya se ha indicado, la rotura del mecanismo de extensión-retracción ha sido debido a la presencia de unas cargas de magnitud no prevista en su diseño y que por tanto es de esperar que no aparezcan excepto que su ajuste este desviado de modo que permita la introducción de estas cargas durante el proceso de bloqueo abajo del tren y/o una redistribución de las cargas durante la toma de tierra, que en buena condición del

mecanismo son absorbidas por el cilindro estructural (las verticales) y por el tornapunta o sobrecentro (las laterales).

El conjunto de extensión del tren de aterrizaje, incluyendo el motor eléctrico que lo actúa, dispone de tres ajustes o calibraciones del movimiento y su indicación en cabina, además de los ajustes mecánicos genéricos de todas las uniones mecánicas.

- a) El primero es el posicionamiento de los interruptores del motor eléctrico para detener el movimiento de éste y de las barras de transmisión hasta la barra de accionamiento,

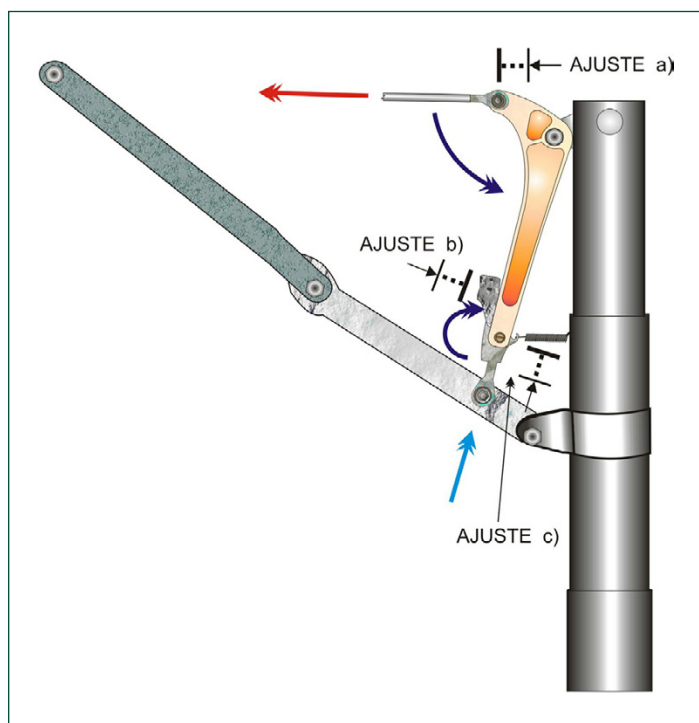


Figura 2. Esquema de ajustes

donde se une al mecanismo del tren propiamente dicho, en las posiciones finales de tren arriba y bloqueado y tren abajo y bloqueado.

- b) Hay otro ajuste localizado sobre el interruptor indicador de la posición de tren abajo bloqueado, que se realiza sobre la posición final del mecanismo, es fácil de obtener ya que el propio interruptor permite un cierto ajuste y no afecta a otros elementos del mecanismo. Asimismo hay otro interruptor indicador de la posición arriba bloqueado, que no afecta a esta investigación.
- c) El proceso de ajuste final del mecanismo se realiza actuando sobre la longitud del brazo inferior de la palanca acodada a través del tornillo de reglaje, proceso en apariencia sencillo y que no debería introducir precarga sobre la palanca acodada.

El análisis del movimiento del mecanismo en las proximidades de su posición final (abajo y bloqueado) y las pruebas realizadas variando los ajustes mencionados conducen a identificar dos modos en los que la palanca acodada queda en condiciones de carga y fuera de su condición prevista de trabajo.

- I Con el ajuste a), el interruptor de parada del motor para su extensión más allá de una posición apropiada, deja precargada a la barra de accionamiento a tracción y por tanto el brazo superior de la palanca acodada. Si a ello se une una posición de ajuste c) con exceso de longitud del brazo inferior de la palanca acodada, deja precargado a compresión el brazo inferior de la palanca acodada. Como consecuencia de una de estas o ambas cargas queda precargado el bulón pivote a cortadura con una resultante en el ángulo intermedio entre ambos brazos de la palanca acodada.
- II Con el ajuste opuesto al mencionado en el párrafo anterior en la calibración c) queda el tornapunta o sobrecentro con una holgura en su tope mecánico que permite la aparición de un movimiento oscilatorio alrededor del eje neutro como consecuencia de las cargas laterales sobre la pata. Esta holgura puede ser favorecida con un ajuste en a) como el mencionado en el párrafo anterior, ya que ello llevaría al interruptor de tren abajo (ajuste b)) al tope y no daría indicación de fallo. Este movimiento oscilatorio del sobrecentro produce cargas sobre la palanca acodada y por

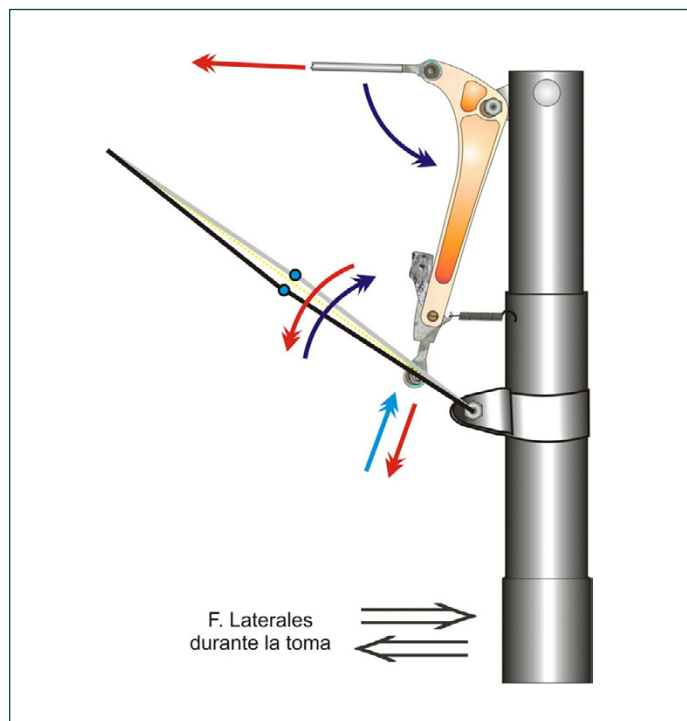


Figura 3. Esquema de fuerzas sobre el mecanismo

tanto sobre el bulón pivote con una resultante similar al caso anterior, y que son de mayor valor absoluto por la propia geometría del mecanismo.

El reglaje o calibración del mecanismo es muy importante para que éste mantenga una geometría apropiada en todas sus articulaciones, de modo que la distribución de fuerzas sobre sus elementos sea la de diseño y no se distorsione apareciendo sobrecargas en elementos relativamente débiles, ya que se diseñaron para mover el mecanismo pero no para absorber cargas derivadas de la toma de tierra.

También las holguras en los ajustes mecánicos y/o de desgaste introducen ligeros incrementos en los ángulos y variación de la geometría, que permite la aparición de sobrecargas de tipo oscilatorio o alternativo sobre estos elementos relativamente débiles. Esta posibilidad de fallo ya ha sido identificada por el fabricante ya que tiene emitidos los «Supplemental Inspection Document» (SID), n.º 32-10-03 y n.º 32-30-05, como ya se indicó en el punto 1.5., para inspección por excesivas holguras y desgaste en el sistema de retracción del tren de aterrizaje (SID n.º 32-10-05), y para inspección específica del bulón pivote por inicio de deformación a cortadura (SID n.º 32-10-03).

Como los casos ocurridos y enumerados en el punto 1.11 eran de operadores diferentes e incluso de aeronaves de distinto tipo que comparten este mismo modelo de tren de aterrizaje, ello es indicación que los ajustes que precisa el mecanismo de retracción del tren de aterrizaje, a pesar de parecer sencillos de comprender y fáciles de llevar a la práctica, no son fácilmente aplicables y pueden producir variaciones geométricas que redistribuyen las cargas sobre el bulón pivote, dando lugar al plegado inadvertido de una pata del tren principal. Asimismo el ajuste del sobrecentro no debe entenderse como una operación aislada, sino como una parte del ajuste completo del mecanismo de extensión retracción.

Por ello parece necesario emitir una recomendación de seguridad para mejorar la descripción del ajuste del mecanismo de extensión-retracción del tren de aterrizaje principal y su divulgación y aplicación entre los operadores y mantenedores de los tipos de aeronaves Cessna afectadas.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- Se descarta la posibilidad de fallo de material en las piezas que resultaron rotas en el incidente dado que, primero, la composición de los materiales de estas piezas ha resultado correcta, y conforme a las especificaciones requeridas en su diseño; segundo, que los ensayos metalográficos sobre estas piezas han demostrado que cada rotura se ha producido al sobrepasar la carga de rotura de su material y; tercero, que no han existido indicios de anomalías o defectos de carácter metalúrgico anteriores al incidente que hayan podido favorecer o producir las roturas.

- Se ha comprobado que el mantenimiento de estos elementos en la aeronave se había realizado de acuerdo con las instrucciones del fabricante de la misma y, en particular, se habían cumplimentado los boletines SID 32-10-03 y SID 32-30-05, que afectan al tren de aterrizaje disponiendo, en la fecha del incidente, de potencial de tiempo suficiente hasta la repetición de las inspecciones requeridas en los mismos.
- Se ha descartado, también, la posibilidad de un mal montaje o ajuste común a ambas patas ya que la derecha funcionó normalmente, tenía un aspecto normal y el bulón pivote de ésta no tenía indicios de deformación o cortadura.
- Se produjo una retracción no comandada de la pata izquierda del tren de aterrizaje ocurrida durante la primera carrera de aterrizaje que la aeronave hacía ese día y provocada directamente por el fallo del bloqueo de sobrecentro del tornapunta.
- El aterrizaje de la aeronave fue normal así como las fuerzas involucradas en la toma y por tanto no hubo condiciones especiales que afectasen al fallo de la pata izquierda.
- El desbloqueo de la posición de tren bajo fue debido a la rotura por sobrecarga del bulón pivote y de la orejeta delantera de cilindro estructural que permiten la no continuidad del mecanismo de bloqueo en el eje de giro de la palanca acodada.
- Todas las deformaciones y roturas encontradas permitieron identificar el inicio del proceso de fallo en la sobrecarga y posterior rotura o cortadura del bulón pivote.
- La sobrecarga en el mecanismo de bloqueo se debe bien a la precarga del mecanismo producida en su proceso de ajuste, bien a un movimiento oscilatorio por un ajuste incorrecto y holguras que amplifica los esfuerzos sobre la palanca acodada por la geometría del mecanismo.

3.2. Causas

El plegado de la pata izquierda del tren de aterrizaje se produjo por la discontinuidad del mecanismo de bloqueo de ésta. Las roturas en este mecanismo se debieron a sobrecarga sobre los elementos afectados. La sobrecarga en el mecanismo aparece por una redistribución de esfuerzos en el aterrizaje debidos probablemente a variación de los ajustes por holguras que son amplificadas por la geometría del propio mecanismo de bloqueo y que hacen que la configuración geométrica del conjunto de tren difiera de la prevista en el diseño.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 11/08. Como consecuencia de la repetición de eventos similares que han afectado a distintos modelos de aeronaves Cessna que comparten el mismo diseño del tren principal y la variedad de operadores que se han visto involucrados en estos casos, se recomienda al fabricante Cessna que mejore la descripción del ajuste del sistema de retracción-extensión del tren principal de aterrizaje y su divulgación y aplicación práctica entre los operadores y mantenedores de estos tipos de aeronaves Cessna.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 27 de junio de 2007; 19:55 h local
Lugar	Los Yébenes (Toledo)

AERONAVE

Matrícula	EC-EJY
Tipo y modelo	PIPER PA-36-375
Explotador	Tratamientos Aéreos Lillo, S. A.

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-720-D1CD
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	40 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	1.602 h
Horas de vuelo en el tipo	286 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Dos árboles arrancados y varios seriamente dañados

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Aplicaciones aéreas
Fase del vuelo	Maniobrando – Descenso de emergencia

INFORME

Fecha de aprobación	28 de mayo de 2008
---------------------	---------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El accidente sobrevino durante un vuelo de fumigación aérea que la aeronave Piper PA-36-375, matrícula EC-EJY, realizaba en la tarde del día 27 de junio del 2007 en una finca del término municipal de Los Yébenes (Toledo). La aeronave tenía su base de operaciones en la pista eventual «El Raso», situada en dicho término.

Según la declaración del piloto, el suceso ocurrió aproximadamente a las 19:55 hora local, cuando a la finalización de una pasada a baja altura (10 m aproximadamente), requirió más potencia al motor para elevarse y continuar con una nueva pasada. En ese instante notó que el motor no respondía y que perdía potencia al mismo tiempo que altura. En esta circunstancia, y considerando la presencia de la elevación de un cerro en su trayectoria, decidió realizar un aterrizaje de emergencia, por lo que efectuó un giro a la izquierda intentando centrar la trayectoria entre los árboles que tenía delante y evitar el choque frontal. Prácticamente sobre el suelo, y tras realizar el procedimiento de aterrizaje sin potencia, impactó con el ala derecha contra un árbol que le hizo virar hacia ese mismo lado quedando detenido en tierra.

El tripulante de la aeronave, que iba sujeto por el arnés de seguridad, resultó ileso.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

Los principales daños sobre la aeronave se produjeron al impactar con el ala derecha contra un árbol y generarse un par de giro.



Como muestra la figura, se produjeron daños en la estructura de la cola, con la pérdida del patín, y la bancada del motor cedió lanzando a éste hacia la izquierda de la aeronave, produciéndose simultáneamente la separación de algunos accesorios entre los que se encontraban las magnetos y la bomba de combustible. El impacto del motor contra el suelo deformó principalmente dos palas de la hélice y el mecanismo de paso.

1.3. Otros daños

En su recorrido en tierra la aeronave arrancó dos árboles y dañó en sus ramas a otros.

1.4. Información sobre la tripulación

Adicionalmente a los datos sobre el piloto incluidos en la hoja «Resumen de datos», como primera página de este informe, se indica que la licencia de piloto comercial de éste fue emitida con fecha 19-01-2002, con validez hasta el 22-04-2009 e incluía las siguientes habilitaciones:

- Avión mono y polimotor terrestre: validez hasta 29-01-2008.
- Habilitación agroforestal: validez hasta 22-04-2009.
- Vuelo instrumental: validez hasta 29-01-2008.
- Instructor de vuelo: validez hasta 10-07-2008.
- Instructor de vuelo agroforestal (validez hasta 14-10-2007).

La fecha del último reconocimiento médico antes del accidente era 14-02-2007 y tenía validez hasta el 14-02-2008.

Era el piloto habitual de la aeronave accidentada desde el 18-07-2006, casi un año antes del accidente y, en ese tiempo, había realizado un total de 192:30 h, todas ellas con la aeronave basada en Toledo. En los 30 días anteriores al accidente había realizado 33:35 h, siendo el último vuelo en el mismo día del accidente y con una duración de 4:15 h.

1.5. Información de la aeronave

1.5.1. Características técnicas de la aeronave

Peso en vacío:	1.185 kg
Peso máximo de despegue:	2.175 kg
Capacidad de carga:	1.076 m ³ /976 kg
Capacidad de combustible:	336,86 litros
Tripulación mínima:	1 piloto

1.5.2. Certificado de aeronavegabilidad

La aeronave tenía el certificado de aeronavegabilidad n.º 2749, de categoría «restringido», en el que se indica que serán aplicables las restricciones correspondientes a aeronaves «sólo para tratamientos agrícolas aéreos y extinción de incendios».

El certificado fue emitido con fecha 04-04-2005 y era válido hasta el 16-03-2008.

1.5.3. *Registro de mantenimiento de la aeronave*

La última anotación en el «Cuaderno de la aeronave» corresponde a un vuelo de 4:15 h el día del accidente y totalizando 3.431:20 h de vuelo de la aeronave. Las horas correspondientes del motor son 2.267:15, según figura en la correspondiente «Cartilla del motor».

El programa de mantenimiento, aprobado para la aeronave con fecha 28-01-2004, incluye revisiones de línea (tipo A, cada 50 h), básica (tipo B, cada 100 h), complementaria (tipo C, cada 500 h) y general (tipo D, cada 1.000 h). Las dos primeras se realizan por un técnico de mantenimiento autorizado y las dos últimas en un centro autorizado de mantenimiento. Sólo las dos últimas se anotan en el «Cuaderno de la aeronave».

La información sobre el mantenimiento disponible indica que la aeronave tuvo una revisión de 500 h, con fecha 29-03-2005, a las 3.155:50 h, y que corresponden a 2.001:05 h de motor; y dos revisiones básicas de 100 h, realizadas el 23-03-2006 y 19-04-2007 correspondientes, respectivamente, a las 3.248:50 y 3.334:40 h de aeronave. Estas revisiones incluían también las correspondientes al motor y en los mismos intervalos de tiempo. En ninguna de ellas figura ninguna anotación de anomalías.

Como se puede ver por estos datos, el intervalo entre revisiones fue inferior a las 100 horas requeridas y, en el momento del accidente, la aeronave tenía un potencial de 2:20 horas, antes de alcanzar las 100 h para la nueva revisión.

Asimismo, el motor que equipaba la aeronave fue instalado el 16-03-2004 procedente de revisión general (overhaul), realizado por un centro de mantenimiento autorizado, con 1.907:40 h, junto a una bomba de combustible Lear Romec, modelo RG9080J6A, igualmente proveniente de overhaul.

1.5.4. *Información sobre la Service Instruction N° 1009 AS de Lycoming*

El fabricante del motor que montaba la aeronave publicó en mayo de 2006 una instrucción para los operadores (Service Instruction con el n.º 1009AS), que afecta a todos los modelos de motor, en la que recomienda modificaciones del intervalo entre revisiones generales (TBO) del motor dependiendo de la forma en las que los motores son operados y mantenidos.

Las instrucciones referidas están motivadas por el deterioro que sufren los motores en forma de corrosión, endurecimiento y resecamiento de los materiales como las juntas,

sellos y diafragma de la bomba de combustible, a consecuencia de la pérdida de la película de protección que produce los líquidos en que están sumergidos.

Asimismo, se hace referencia en la citada instrucción a una información difundida a los operadores (Service Letter N° L180) sobre preservación de motores Lycoming, para aquellas aeronaves que están fuera de servicio en periodos superiores a treinta días y donde se instruye un procedimiento y materiales a emplear

1.6. Información meteorológica

Las condiciones meteorológicas eran adecuadas para la realización de vuelos de fumigación que requieren pasadas a muy poca altura. El viento estaba en calma y no había restricciones para la visibilidad.

1.7. Supervivencia

El correcto estado del arnés de seguridad y del sistema de retención contribuyó a que el piloto resultara ileso.

1.8. Ensayos e investigaciones

1.8.1. *Declaración adicional del piloto*

En declaración posterior el piloto indicó que el motor arrancó con dificultad cuando iba a hacer el vuelo, que no llevaba conectada la bomba eléctrica y sólo la conectó por un instante cuando vio que perdía altura e, inmediatamente, desconectó esta bomba y el «master» eléctrico. El motor no «tosió» en ningún momento.

Para el vuelo, la aeronave despegó con 70 galones (255 litros, aprox.) de combustible y unos 100 kg de carga del producto de fumigación. La duración estimada del vuelo fue de 55 minutos.

1.8.2. *Inspección de la bomba de combustible de motor*

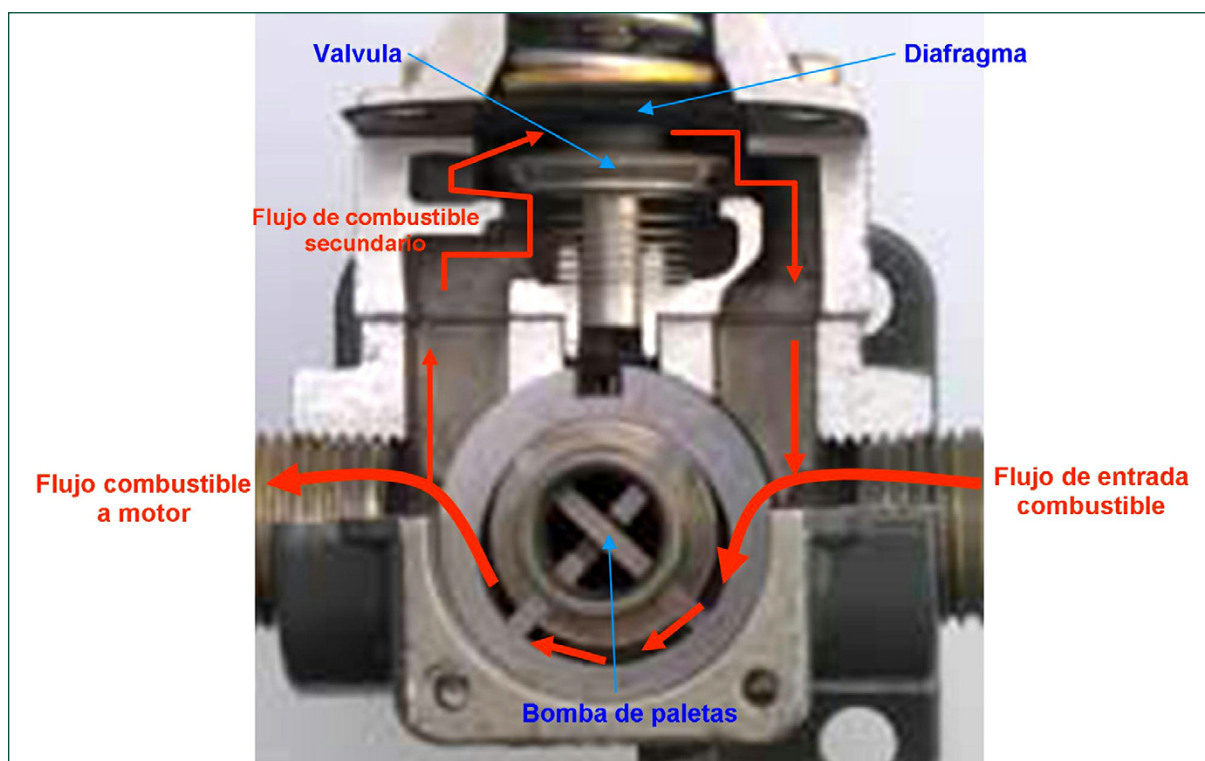
A la vista de las incidencias indicadas por el piloto, se procedió a la revisión en el mismo lugar del accidente del sistema eléctrico y de alimentación de combustible. Se comprobó que el diafragma de la bomba de combustible se encontraba perforado y con depósito de suciedad en la zona anexa a la rotura, como muestran las siguientes figuras.



1.8.2.1. Descripción y funcionamiento de la bomba de combustible del motor

La función de esta bomba es suministrar combustible al motor a un flujo y presión superiores a su demanda en cada una de las condiciones de vuelo.

Básicamente, como muestra la siguiente figura, el cuerpo de la bomba contiene un mecanismo giratorio de paletas deslizantes, que es arrastrado por un engranaje de la



caja de accesorios del motor, cuya función es aumentar la presión del combustible proveniente del depósito, y una válvula de diafragma que modula el flujo «by-pass» o secundario, que se sangra del flujo de salida de la bomba de paletas en la cantidad correspondiente para mantener constante la presión de este flujo al motor. El sangrado se regula por la presión sobre el diafragma, que será la de un muelle que se puede regular desde el exterior.

En los motores de inyección atmosférica, como el de la aeronave, el habitáculo del diafragma tiene un drenaje al exterior y en los turboalimentados a la presión del turbo.

No se habían reportado problemas previos achacables a la presencia de restos y nivel de contaminación observados en la cara superior del diafragma.. No obstante, la acumulación de restos materiales en la parte interna de la bomba, en la zona en la que el asiento de la válvula está unida al diafragma ocasionaría pérdida de presión en el flujo de combustible.

1.8.2.2. Historial de la bomba del motor

La bomba era el modelo RG9080J6A de LEAR ROMEC, número de serie C-1576, fue revisada completamente («overhauled») con fecha 12-10-2003, según consta en su certificado de aptitud para el servicio (Forma FAA 8130-3). En dicha revisión, se cumplieron los boletines de servicio 101SB019 y 101SB020 y la directiva de aeronavegabilidad AD91-08-07.

El primer boletín de servicio trata sobre la necesidad de reemplazar los diafragmas fabricados entre octubre de 1986 y diciembre de 1989 por haberse utilizado en su fabricación un elastómero con especificaciones distintas de las requeridas. Los fallos declarados en servicio no pudieron ser reproducidos en laboratorio pero el boletín requería la sustitución del diafragma y añadir la identificación 019 al número de serie del elemento. Asimismo, el boletín era aplicable a los números de serie comprendidos entre el D6689 y el D7403 y, por tanto, no aplicable a la bomba montada en la aeronave de este caso.

El segundo boletín, en su revisión de 3 de marzo de 2003, requiere tomar acciones para asegurar que los tornillos de la tapa de la válvula están apretados al par correcto. Esta comprobación y apriete evitaría las pérdidas de combustible por la junta de dicha tapa que ya habían ocurrido en servicio en diversas ocasiones, y que habían producido peligro de incendio, fluctuaciones de combustible e, incluso, la parada de motor. El boletín requiere realizar inspecciones periódicas del par de apriete de los tornillos cada 45 horas.

La directiva de aeronavegabilidad es aplicable si la bomba se utiliza en modelo de motores distintos al de la aeronave.

Según los registros de mantenimiento el motor se instaló en la aeronave el 16-03-2004, tras el «overhaul» de motor y bomba, y después se habían realizado las inspecciones de 500 h y dos de 100 h en las fechas de 29-03-2005, 23-03-2006 y 19-04-2007, respectivamente.

El centro de mantenimiento, en la revisión de 100 horas de 23-03-2006, cumplimentó la revisión del par de apriete de los tornillos de la tapa de la válvula, requerida en el Boletín de Servicio 529B que, a su vez, reemplazaba al boletín de servicio 101SB020. No se volvió a revisar el par en la visita anual del 19-4-2007.

Según la «lista de elementos rotables» de la aeronave, la bomba de combustible disponía de suficiente potencial de uso antes de la próxima revisión mayor («overhaul»), ya que las horas transcurridas desde el overhaul habían sido 367:50.

1.8.2.3. Diafragma de la bomba de combustible

El diafragma que montaba la bomba de combustible (P/N RA5326) estaba fabricado por Consolidated Fuel System, Inc, bajo una aprobación de fabricante de piezas (Parts Manufacturer Approval (PMA)). Este fabricante pertenece al grupo de Kelly Aerospace, en cuyas instalaciones se realizó la revisión general de la bomba que montaba la aeronave del suceso.

1.8.3. Información sobre los periodos de actividad de la aeronave y motor

El libro de la aeronave presenta durante los últimos tres años los siguientes periodos de inactividad:

De	A
11-11-2004	15-03-2005
07-11-2005	18-07-2006
12-11-2006	14-02-2007

No existe evidencia de cuales fueron las labores de preservación llevadas a cabo en los periodos señalados en el cuadro anterior.

1.9. Información adicional

1.9.1. Procedimiento de la Dirección General de Aviación Civil sobre autorización para ejercer actividades de trabajos aéreos

La Dirección General de Aviación Civil tiene establecido que para la obtención de la autorización para ejercer actividades de trabajos aéreos debe presentarse una

«Propuesta de Manual de Mantenimiento», en el que se reflejará la relación de tareas de mantenimiento que serán realizadas por la empresa y las que serán contratadas con terceros.

1.9.2. *Consumo medio de combustible*

Según datos de Manual de Operaciones del Piloto para la aeronave, el consumo medio horario aproximado de la aeronave es de unos 60 kg (75 litros). Según lo indicado por el piloto, la aeronave se repostó con 255 litros antes del vuelo y, por tanto, tenía combustible suficiente para unas dos horas y media.

1.9.3. *Características del producto de fumigación*

El tratamiento aéreo se realizaba con un producto de baja densidad con lo que la operación debía ejecutarse a baja altura para ser efectiva.

2. ANÁLISIS

2.1. General

La investigación realizada confirma que el accidente ocurrió, aproximadamente, a las 17:55 h del 27 de junio de 2007, cuando la aeronave realizaba la salida de una pasada a baja altura en un vuelo de fumigación aérea. El tiempo de vuelo había sido de 55 minutos aproximadamente. La aeronave disponía de autonomía para dos horas y media de vuelo y las condiciones de carga estaban dentro de la envolvente aprobada de la aeronave.

El tiempo era el normal en verano en la zona, con viento en calma y sin limitaciones de visibilidad.

La orografía del terreno a la salida de la pasada era ascendente y el piloto notó pérdida de potencia en la aeronave al accionar la palanca de gases. El motor no «tosió» ni hizo ningún ruido anómalo.

Ante estas circunstancias, el piloto giró a la izquierda tratando de encontrar una salida y, cuando notó que perdía altura, intentó un aterrizaje de emergencia dirigiéndose entre una fila de árboles, tratando de evitar el golpe frontal directo con ellos. La aeronave arrancó dos encinas y terminó impactando con la semiala derecha en un árbol más grande. El impacto produjo importantes desperfectos en la célula y el grupo motopropulsor se desprendió de la bancada de la aeronave.

El piloto resultó ileso en el accidente y abandonó la aeronave por sus propios medios. La utilización del arnés de seguridad y el correcto estado del mismo contribuyeron a minimizar las lesiones sobre el piloto.

Ante los indicios encontrados en la investigación de campo se diagnosticó, un posible fallo de la bomba de combustible, en concreto la perforación del diafragma que regula el caudal de combustible. La rotura del diafragma produjo la disfuncionalidad de la bomba de combustible y la pérdida de presión de alimentación al motor.

2.2. Consideraciones sobre el mantenimiento y paradas prolongadas

El examen de la documentación de la bomba de combustible reveló que se había cumplimentado un boletín de servicio del fabricante orientado a evitar fugas de combustible que se habían producido en otros aviones y que, además del peligro de incendio que eso suponía, podían llegar a provocar la parada del motor. El boletín requería comprobar el par de apriete de los tornillos de la tapa de la válvula cada 45 horas de vuelo y comprobar el valor nominal del par. Aunque esta operación no aparece realizada en la última intervención sobre la aeronave, la inspección que se hizo de la bomba y su diafragma no manifestaba signos de fugas de combustible.

No obstante, existe un condicionante que pudo afectar a la degradación del diafragma de la bomba y es los periodos de inactividad de la aeronave, como se reflejan en el apartado 1.8.3, cuando finalizaba la temporada de fumigación.

Entre la documentación consultada sobre preservación de la aeronave, únicamente se han encontrado instrucciones específicas al respecto, en las instrucciones del fabricante del motor, cuando la aeronave queda inactiva por más de treinta días.

El procedimiento para la obtención de autorización para ejercer actividades de trabajos aéreos que la DGAC tiene establecido, requiere la presentación de una propuesta de Manual de Mantenimiento. Este manual incluye la relación de tareas de mantenimiento que serán realizadas por la empresa y las que serán contratadas con terceros. Se entiende que dentro de estas tareas deben estar incluidas las tareas de preservación.

3. CONCLUSIONES

El accidente tuvo su origen en la rotura del diafragma de la bomba de combustible, que ocasionó la falta de alimentación al motor cuando el piloto requirió potencia del mismo, durante una maniobra de ascenso cuando efectuaba labores de fumigación.

Las circunstancias analizadas durante la investigación indican que la causa más probable de la rotura del diafragma de la bomba de combustible fue la incorrecta preservación

de la misma, conforme a las indicaciones del fabricante del motor, durante los periodos de inactividad de la aeronave.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Como resultado de la investigación y considerando que la principal actividad del operador está constituida por operaciones sujetas a la temporalidad, se realiza la siguiente recomendación.

REC 12/08. Se recomienda a Tratamientos Aéreos Lillo, S. A., establezca los procedimientos adecuados dentro de su organización, y conforme a las instrucciones del fabricante del motor, adopte las acciones oportunas encaminadas a la preservación del mismo y, por extensión, del resto de los elementos y sistemas que conforman la aeronave, durante los periodos de inactividad.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 19 de diciembre de 2007; 09:17 h local
Lugar	Aeropuerto de Burgos (LEBG)

AERONAVE

Matrícula	EC-INJ
Tipo y modelo	CESSNA CITATION C501
Explotador	Clipper National Air

Motores

Tipo y modelo	PRAT & WHITNEY JT15D-1A
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	44 años	26 años
Licencia	CPL(A)	CPL(A)
Total horas de vuelo	4.500 h	720 h
Horas de vuelo en el tipo	2.000 h	420 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			7
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – No regular – Interior – De pasajeros
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	28 de mayo de 2008
---------------------	---------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El avión CESSNA CITATION C501 perteneciente a la compañía Clipper National Air, con matrícula EC-INJ, despegó del Aeropuerto de Valencia (LEVC) a las 8:30 h local con destino al Aeropuerto de Burgos (LEBG), con dos tripulantes y siete pasajeros a bordo.

Según información facilitada por la tripulación, después de despegar, y una vez alcanzado el nivel de vuelo 280, pusieron rumbo directo desde Valencia a Burgos llevando velocidad de crucero y llegaron en cuarenta y cinco minutos aproximadamente. El descenso se inició cuando se encontraban a una distancia de 70 NM del aeródromo de destino y el plan de vuelo IFR se canceló al atravesar el nivel de vuelo 140. Una vez que habían sintonizado la frecuencia del aeródromo (122,40 MHz) se pusieron de acuerdo con otros dos tráficos que se hallaban a más distancia del punto de destino y acordaron entrar en primera posición. Avistaron la pista 24 cuando estaban a una distancia de entre 10 y 12 NM del campo y a una altitud de 5.000 ft, y realizaron una aproximación directa con corrección de deriva a la izquierda que se desarrolló con normalidad, para lo cual se situaron previamente en base izquierda de la pista ayudados por el GPS que llevaban a bordo. El piloto comentó que obtuvieron la información sobre qué pista estaba en servicio basándose en la configuración del viento que reflejaba el último METAR que llevaban a bordo.

Finalmente el aterrizaje no se efectuó por la pista 24, sino por una pista en construcción que estaba recién asfaltada, que está previsto que sea designada como 22 y que todavía no había entrado en servicio, la cual tenía una señalización para indicar que la pista estaba cerrada al tráfico compuesta por tres aspas de plástico de color blanco sujetas al suelo por varios bloques de hormigón puestos encima de ellas (figura 1). Estas tres aspas se encontraban situadas al principio, a mitad y al final de la superficie asfaltada.

Al comienzo de la carrera de aterrizaje, armaron las reversas y desplegaron los frenos aerodinámicos, y durante el recorrido en el suelo pasaron por encima de una de las tres señales, concretamente la que estaba situada en la mitad de la pista y golpearon contra los bloques de hormigón que sujetaban la señalización con el tren de morro primero y con el tren principal después, ocasionando el reventón de la rueda izquierda del tren principal y el desprendimiento de la rueda de morro.

La tripulación desarmó las reversas, paró los motores y cortó la alimentación eléctrica. Mientras, el avión continuó deslizando por la pista arrastrando el tren de morro, pero controlado en todo momento por el piloto que aplicó una frenada diferencial según su propio testimonio. Al final quedó detenido en el margen izquierdo de la pista, a una distancia de 1.460 m desde el inicio de la zona asfaltada como se puede ver en la imagen de la foto 2.



Figura 1. Fotografía de la señalización contra la que golpeó la aeronave

Todos los ocupantes de la aeronave resultaron ilesos y la abandonaron por su propio pie.

La tripulación relató que no fueron conscientes de que habían aterrizado por una pista cerrada al tráfico distinta de la pista del aeropuerto designada como 24 hasta que acudieron al lugar donde se había detenido el avión los servicios de emergencia aeroportuarios, los cuales les informaron de tal circunstancia.



Figura 2. Fotografía de la aeronave

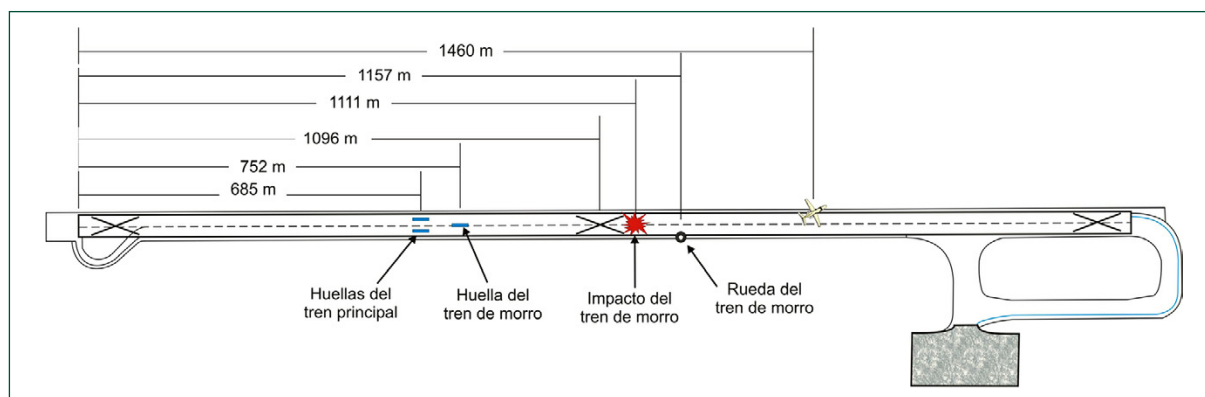


Figura 3. Croquis del incidente

1.2. Información sobre la tripulación

El piloto de 44 años de edad, estaba en posesión de las licencias de piloto comercial de avión (CPLA) y piloto privado de avión (PPLA) ambas en vigor. Tenía habilitaciones de tipo C501/551, de vuelo instrumental IR(A) y de instructor de vuelo comercial para el tipo (CRI-SPA C501/551) todas en vigor. Acumulaba una experiencia total de 4.500 h de las cuales 2.000 h habían sido realizadas en el tipo.

El copiloto de 26 años de edad, tenía licencia de piloto comercial de avión (CPLA) en vigor, y contaba con habilitaciones de vuelo multimotor (ME piston land), de tipo C501/551 y de vuelo instrumental IR(A) hallándose también todas en vigor. Su experiencia era de 700 h en total, de las cuales 420 h las había realizado en el tipo.

Los dos tripulantes tenían sus respectivos certificados médicos en vigor.

1.3. Información sobre la aeronave

La aeronave CESSNA Citation C 501 estaba fabricada en 1977 con número de serie 501-0086 y tenía certificado de aeronavegabilidad en vigor.

Sus dimensiones eran 14,25 m de envergadura, 13,26 m de longitud y 4,36 m de altura, y su peso máximo al despegue era de 5375 kg. Podía transportar como máximo siete pasajeros distribuidos como se ve en la figura 2.

Estaba dotada con dos motores Pratt & Whitney JT15D-1A.

La distancia requerida de aterrizaje (distancia desde que el avión está a 50 ft por encima del umbral hasta que se detiene) para las condiciones de peso de la aeronave, las condiciones meteorológicas del día del suceso y las características físicas del Aeropuerto de Burgos era de 850 m.



Figura 4. Distribución del pasaje

La aeronave no llevaba a bordo registrador de voz de cabina de vuelo (CVR) ni registrador de datos de vuelo (FDR). No era preceptivo según JAR-OPS 1 por ser su masa máxima al despegue no superior a 5.700 kg y tener una configuración máxima aprobada de nueve asientos para pasajeros.

1.4. Información sobre el aeródromo

El Aeropuerto de Burgos está situado a 4 km al oeste de la ciudad, su punto de referencia tiene como coordenadas 42° 21' 27" N y 3° 37' 14" W, y tiene una elevación de 897,5 m (2.945 ft).

La pista de aterrizaje tiene como designación 06-24 y su longitud es 1.339 m, la cabecera 06 tiene una elevación de 886,1 m, y la cabecera 24 de 897,5 m, por lo que tiene una pendiente media del 0,85%. La orientación exacta de la pista 24 es 238°.

El aeropuerto informó de que la media diaria de operaciones de vuelos de transporte de pasajeros es de cuatro.

Según la Publicación de Información Aeronáutica (AIP España), el Aeropuerto de Burgos no ofrece servicio de control, por lo que los tráficos que operen en él deben ajustarse al lo descrito en la carta de aproximación visual del aeropuerto (figura 5).

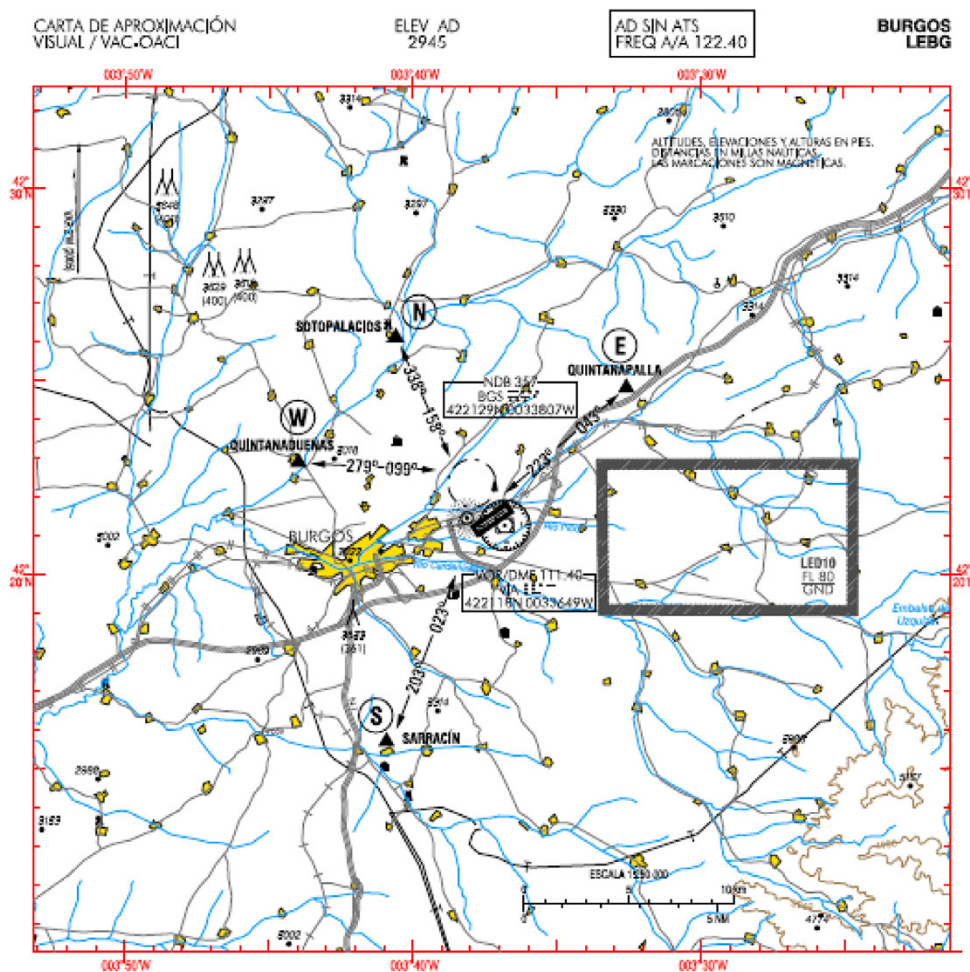


Figura 5. Carta de aproximación visual de OACI del Aeropuerto de Burgos

Se indica en el AIP que en las llegadas y salidas las aeronaves procederán por los puntos de notificación VFR que son N (Sotopalacios), W (Quintanapalla), S (Sarracín) y E (Quintanadueñas).

En el aeropuerto había en ejecución una obra para la construcción de otra pista de 2.100 m de longitud, y orientación exacta $43^{\circ} 31' 55''$ - $223^{\circ} 31' 55''$, cuya designación en un futuro será la 04-22. Esa pista había sido asfaltada recientemente, en el mes de noviembre, y tenía pintadas las señales de faja lateral y eje de pista, pero no las de umbral ni las de designación de pista.

La pista contaba con una señalización para indicar que no se podía utilizar porque todavía no había sido abierta al tráfico. Dicha señalización se componía de tres aspas de 36 m de largo y 15 m de anchura, de material plástico de color blanco, que estaban sujetas al suelo por varios bloques de hormigón puestos encima de los plásticos. Las tres aspas se encontraban situadas al principio y al final de la pista (ambas a muy poca distancia del comienzo de la zona asfaltada), y en el medio de la pista, concretamente a 1.096 m del comienzo de la zona asfaltada de la cabecera 22.

En el proyecto de obra no se contemplaba establecer ningún tipo de señalización para indicar que la pista no se podía utilizar.

Durante la investigación se constató que no había publicado ningún NOTAM que recogiera la existencia de obras en el Aeropuerto de Burgos.



Figura 6. Aproximación a la pista 24 del Aeropuerto de Burgos

1.5. Información sobre normativa relativa a la señalización

En España no existe normativa específica que haga referencia a la señalización en los aeropuertos.

En las normas y métodos recomendados contenidos en el **Anexo 14 de OACI**, se indica con respecto a la señalización de pistas cerradas al tráfico lo siguiente:

«Capítulo 7 “Ayudas visuales indicadoras de zonas de uso restringido”

7.1 Pistas y calles de rodaje cerradas en su totalidad o en parte

Aplicación

7.1.1 Se dispondrá una señal de zona cerrada en una pista o calle de rodaje, o en una parte de la pista o calle de rodaje que esté cerrada permanentemente para todas la aeronaves.

Emplazamiento

7.1.3. Se dispondrá una señal de zona cerrada en cada extremo de la pista o parte de la pista declarada cerrada y se dispondrán señales complementarias de tal modo que el intervalo máximo entre dos señales sucesivas no exceda de 300 m.

Características

7.1.4. La señal de zona cerrada tendrá la forma y las proporciones especificadas en la ilustración... La señal será blanca en la pista.

Por su parte AENA tiene editado un manual titulado «Manual Normativo de Señalización en el Área de Movimiento», en el cual, en el «Capítulo 1. Señales en pista y accesos a pista», y concretamente en el punto «1.7 Señal de pista cerrada», reproduce lo dispuesto por OACI, y dice textualmente lo siguiente:

«Debería disponerse una señal de pista cerrada en una pista o en una parte pista que esté temporalmente o permanentemente cerrada.

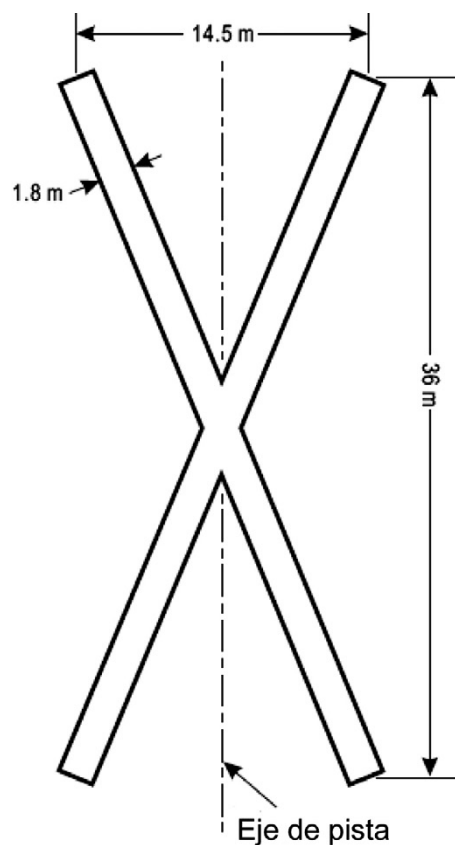


Figura 7. Forma y proporciones de la señal de pista cerrada

Se dispondrá una señal de pista cerrada cada extremo de la pista o parte de declarada cerrada, y se dispondrán complementarias repartidas a lo largo la pista cerrada de tal modo que el intervalo máximo entre dos señales sucesivas no exceda de 300 m.»

Este texto acompaña a un gráfico explicativo, que se reproduce en la figura 8.

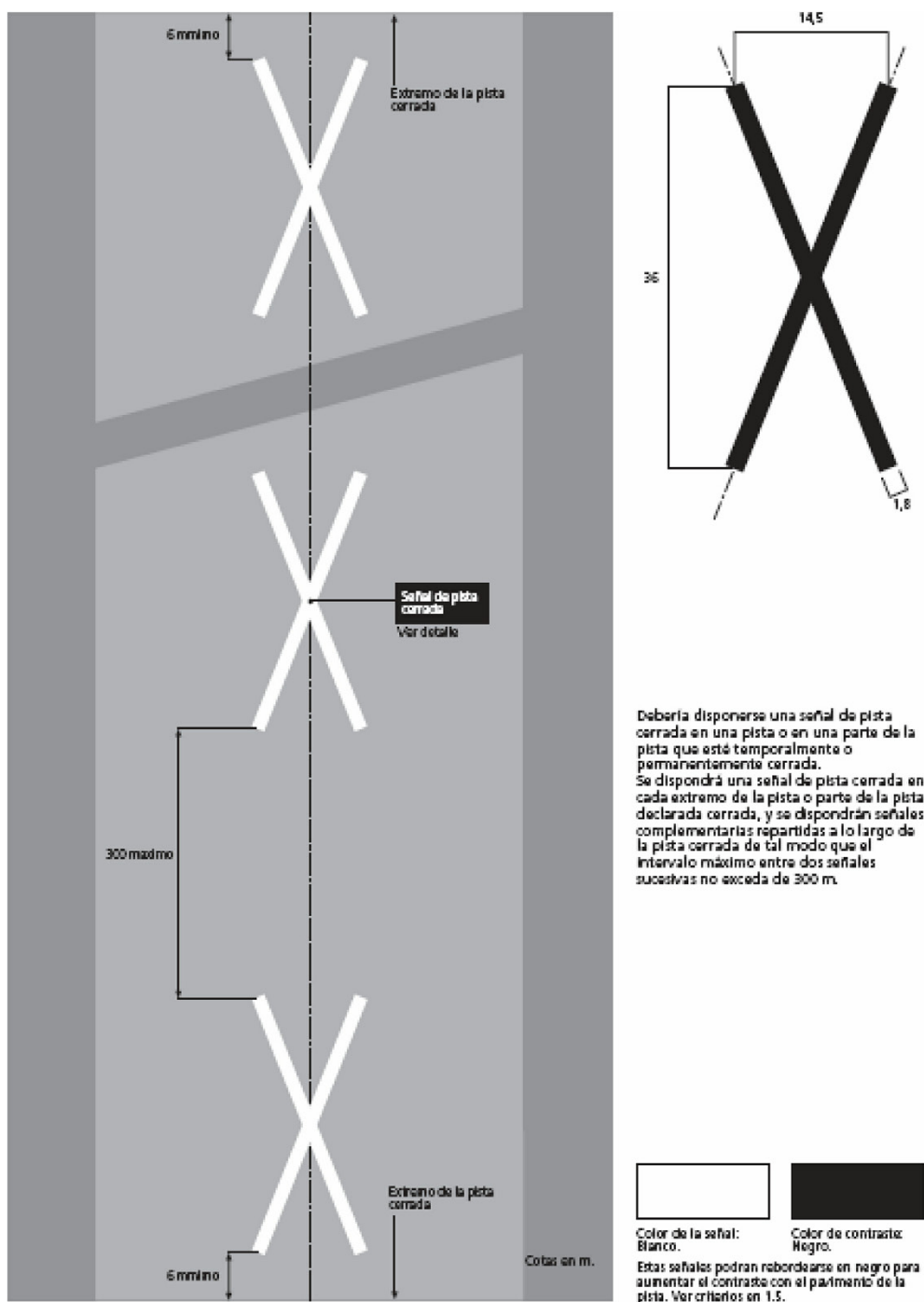


Figura 8. Gráfico de señalización de pista cerrada del Manual de AENA

1.6. Medidas adoptadas por AENA

El aeropuerto informó de que al día siguiente del incidente se pintaron sobre la pista siete aspas con las correspondientes medidas y separación entre ellas definidas en el Anexo 14.

Durante la investigación se tuvo constancia de que se habían producido otros dos aterrizajes por la misma pista en construcción sin que se hubieran producido daños. El primero el 6 de noviembre de 2007 a las 10:30 h local, anterior a la fecha del incidente y el segundo el 18 de febrero de 2008 a las 15:30 h local, posterior a la fecha del incidente y después de que se hubiera pintado la nueva señalización. Ambos casos correspondían a vuelos comerciales de transporte de pasajeros.

Recientemente se ha publicado el AIP AMDT 169/08 con validez desde el 10 de abril de 2008, en el que se recoge la existencia de la pista de designación 22-04, haciendo la salvedad de que no está utilizable para aterrizajes ni despegues.

1.7. Información sobre organización y gestión

La actividad del operador era el transporte no regular de pasajeros entre destinos de la Unión Europea y el norte de África. Para ello contaba con una flota compuesta por dos aviones Cessna CITATION I y Cessna CITATION II con capacidad respectiva para siete y nueve pasajeros.

Según se pudo saber durante la investigación analizando los documentos facilitados por el propio operador, la tripulación contó para la preparación del vuelo con información acerca de los NOTAM que estaban operativos, información de las características y peculiaridades del aeródromo de destino obtenida del AIP España y también de la predicción meteorológica que tenía a disposición de los distintos usuarios aeronáuticos el Instituto Nacional de Meteorología (INM).

El Manual de Operaciones de la compañía en su parte A define en el capítulo 4 la composición de las tripulaciones. En él dice textualmente que «La tripulación de vuelo mínima para operar los aviones de la Compañía en cualquier condición es de dos pilotos debidamente calificados como estipula el Certificado de Aeronavegabilidad del avión y el manual de vuelo del avión (punto 4.1 A)».

A lo anterior se añade el requerimiento: «En todas las fases de vuelo deberá haber dos tripulantes en cabina debidamente cualificados (punto 4.1 C)».

En la parte B del manual, dentro del capítulo II (Procedimientos normales), establece el reparto de tareas entre los miembros de la tripulación, distinguiendo entre piloto a los

mandos (PF) y piloto que no está a los mandos (PNF) de la siguiente manera: «El PF mantiene toda su atención en volar el avión y coordinar con ATC. El PNF aplica los procedimientos y realiza las listas cuando la situación lo permita».

En el punto 2.1 G se establece para la fase final del vuelo que en la «Aproximación, preparación para aterrizaje y briefing» hay que «referirse al AFM y listas de chequeo».

También establece que «el briefing de aproximación será dado por el PF y debe incluir

1. Información meteorológica y tipo de aproximación a la pista seleccionada,
2. Elevación del campo y MSA,
3. Trayectorias y altitudes iniciales, intermedias y sobre el fijo. Calajes de flap y velocidades,
4. Mínimos de la aproximación y procedimiento de frustrada y 5. Alternativo y combustible disponible.»

2. ANÁLISIS

2.1. Aspectos relacionados con la señalización

El proyecto de construcción de la pista nueva del aeropuerto de Burgos no recogía ninguna instrucción acerca de cómo debía realizarse la señalización de la pista cuando estuviera asfaltada y antes de que entrara en servicio. Tampoco existe en la legislación española normativa que regule la señalización en los aeródromos. En la práctica se siguen las directrices de la OACI. Tanto en el Anexo 14 de la OACI como en el Manual Normativo de Señalización en el Área de Movimiento editado por AENA se definen las dimensiones de las señales que se deben de poner y las distancias entre ellas para señalar las pistas cerradas al tráfico, pero no se especifica cómo deben fijarse esas señales a la superficie. No obstante, parece que lo razonable hubiera sido pintar las aspas sobre la pista en lugar de situar unas aspas de plástico sujetas por unos ladrillos de cemento, que, aunque cumplían con las dimensiones que fija el Anexo 14 no aseguraban que las aspas mantuvieran el dibujo de su contorno en todo momento y suponían un obstáculo en la pista que añadía un riesgo en el caso de un aterrizaje equivocado. Esta solución pareció adoptarse basada en la hipótesis errónea, como se comprobó posteriormente, de que no existía ninguna posibilidad de que alguna aeronave aterrizase por la pista que todavía no se había puesto en servicio.

Además, no se cumplían las especificaciones definidas en el Anexo 14 en cuanto a la distancia de separación que debían mantener las aspas entre si. Las tres aspas situadas al principio, en el medio y al final de la pista no cumplían con la distancia máxima entre ellas de 300 m y tampoco con la separación mínima de 6 m. entre el comienzo de la zona asfaltada y la primera señal. Siguiendo las instrucciones del Anexo 14, debería

haberse situado siete aspas distribuidas a lo largo de la pista. Ello hubiera minimizado las probabilidades de aterrizajes en esa pista.

2.2. Preparación del vuelo e información sobre las condiciones del aeropuerto

La información que tenía la tripulación para la preparación del vuelo era adecuada a tenor de los documentos aportados por el operador en el transcurso de la investigación. Entre esa información había datos obtenidos del AIP acerca de la configuración de la pista, de los servicios disponibles en el aeropuerto y de la manera de realizar la aproximación.

Por otro lado, las previsiones meteorológicas de las que disponía la tripulación coincidían plenamente con las que había realmente en la zona.

En la información recogida en los distintos NOTAM que había obtenido la tripulación era esperable que no apareciera información referente a una pista que todavía no había entrado en servicio porque estaba en construcción. Puede entenderse que en la decisión de no publicar un NOTAM al respecto se había valorado que las obras no afectarían a la operación del aeropuerto. No obstante, parece muy razonable pensar que si hubiera existido publicado un NOTAM que informara de la situación habría disminuido la probabilidad de que se produjera algún aterrizaje por la citada pista, teniendo en cuenta además que ya había habido algún antecedente previo al incidente. Con independencia de la discusión sobre la idoneidad de la emisión o no de un NOTAM, la medida tomada por AENA tras el incidente de enmendar el AIP incorporando información sobre la nueva pista se considera una alternativa que va encaminada a lograr un efecto similar, y por tanto hay que valorarla como apropiada.

2.3. Desarrollo de la operación

En la información que figura en el Manual de Operaciones del operador estaba definido el reparto de tareas entre los miembros de la tripulación, distinguiendo entre el piloto que lleva los mandos durante la operación, al cual correspondía volar el avión, y el que no, cuya misión era la aplicación de los procedimientos.

Durante la aproximación, el piloto a los mandos era el responsable de realizar un «briefing» que debía incluir las trayectorias y las altitudes iniciales, intermedias y sobre el punto fijo.

No fue factible durante la investigación estudiar con detalle las actuaciones desempeñadas por la tripulación durante la aproximación al carecer, entre otros datos, de las conversaciones mantenidas por la tripulación por no estar dotada la aeronave con registrador de voces en cabina (CVR).

No obstante, es razonable pensar que si se hubiera llevado a cabo la operación de aproximación y preparación para el aterrizaje de acuerdo a como se establece en el manual de operaciones se hubiera detectado la ubicación y la orientación de la pista del aeropuerto correctamente. El error pudo deberse a que no se realizó el briefing adecuadamente o, en general a que la aplicación de los procedimientos de operación fue defectuosa.

Si se pretendía aterrizar por una pista con designación 24, el rumbo indicado durante la aproximación debería haber sido 238° (teniendo en cuenta la orientación real), menos la corrección de deriva a la izquierda. Si se aterrizó finalmente por una pista orientada a 223° (orientación real de la futura pista designada por 22) y se mantuvo la corrección de deriva a la izquierda, la desviación del avión respecto al rumbo que debería llevar fue de 15° . Una desviación así debería haberse apreciado teniendo en cuenta que la tripulación la componían dos pilotos y el grado de precisión de los instrumentos a bordo lo permitía. Quizás, por tratarse de un vuelo VFR, la tendencia natural de ambos pilotos a mirar fuera una vez que se tuvo la pista a la vista impidió que se realizara una correcta vigilancia de las indicaciones de rumbo, apartándose de una ejecución adecuada de los procedimientos.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La tripulación no se ajustó a lo dispuesto en la carta de aproximación visual del aeropuerto recogida en el AIP porque no llegó hasta el punto «E» ni notificó en ese lugar.
- La tripulación realizó el tramo final de la aproximación sin la vigilancia apropiada de las indicaciones de rumbo a través de los instrumentos de abordo.
- Se realizó el aterrizaje por una pista que no tenía pintadas las señales de umbral ni de designación de pista.
- La señalización que indicaba que la pista en construcción estaba cerrada se ajustaba a lo dispuesto en el Anexo 14 de OACI y en el Manual Normativo de Señalización de AENA en cuanto al tipo de señal que se utilizó y a sus dimensiones, pero no en lo referente a la distancia que debían tener las distintas señales entre sí, lo que se tradujo en que había menos señales en la pista de lo recomendado.

3.2. Causas

Se considera que la causa del incidente fue la realización de una aproximación que no se ajustó a lo dispuesto en los procedimientos publicados en el AIP ni a los procedimientos del operador.

El hecho de que la señalización utilizada para indicar que la pista en construcción estaba cerrada al tráfico estuviera por debajo de los estándares definidos en el Anexo 14, pudo contribuir a que la tripulación no advirtiera que la pista no estaba todavía operativa.

4. RECOMENDACIONES

Ninguna.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
IN-017/2006	06-04-2006	EC-IPO	Cessna 421-B	Girona Airport	67

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 accident 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
00 °C	Degrees centigrade
ATC	Air Traffic Control
CIAIAC	Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission (Spain)
CPL(A)	Commercial pilot (aeroplane)
CSN	Cycles since new
CRM	Crew resource management
CVR	Cockpit voice recorder
DC	Douglas Corporation
DFDR	Digital flight data recorder
EGT	Exhaust gas temperature
EPR	Engine pressure ratio
FCU	Fuel control unit
FF	Fuel flow
FL	Flight level
ft	Feet
FOD	Foreign object damage
h	Hour(s)
HPC	High pressure compressor
HPT	High pressure turbine
ILS	Instrument landing system
kg	Kilogram(s)
kt	Knot(s)
lb	Pound(s)
LEGE	Locator indicator of Girona Airport
LH	Left hand
LPC	Low pressure compressor
LPT	Low pressure turbine
m	Meter(s)
MD	McDonnell Douglas
ME CRI	Multiengine instructor rating
mm	Milimeter(s)
MTOW	Maximum takeoff weight
N1	Engine fan speed
N2	Engine compressor speed
NTSB	National Transportation Safety Board
PAPI	Precision Approach Path Indicator
QNH	Altimeter setting to obtain altitude above sea level
RH	Right hand
S/N	Serial number
SB	Service bulletin
SID	Supplemental inspection document
TACC	Terminal Area Control Center
TSN	Time since new
UTC	Coordinated universal time
VOR	VHF omnidirectional range

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Thursday, 6 April 2006; 09:37 UTC (11:37 local time)
Site	Girona Airport (LEGE)

AIRCRAFT

Registration	EC-IPO
Type and model	CESSNA 421-B
Operator	Private

Engines

Type and model	TELEDYNE CONTINENTAL GTSIO-520-H
Number	2

CREW

	Pilot in command	Student pilot
Age	33 years old	38 years old
Licence	CPL(A). ME CRI	CPL(A)
Total flight hours	2,700 h	2,075 h
Flight hours on the type	56 h	140 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			2
Passengers			
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Minor
Third parties	Minor damage to the runway

FLIGHT DATA

Operation	General aviation – Flight training – Dual
Phase of flight	Landing run

REPORT

Date of approval	28 May 2008
------------------	-------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. Description of the event

On the day of the incident, 6 April 2006, the aircraft, a CESSNA 421-B, registration EC-IPO, had scheduled a local instruction flight with several takeoffs and landings into the course for the multi-engine instructor rating (ME CRI) of a student who already had his commercial pilot license. The aircraft took off from Girona airport at 08:25 UTC (10:25 local time) with two occupants aboard, the instructor and the student. The incident took place during the first landing run, which proceeded normally at first but which gradually saw the aircraft deviate to the left before departing the runway to come to a stop after a few meters on the grass (Fig. 1), resting on the outer part of the left wing and the other two wheels.

There were no fires or fuel leaks.



Figure 1. Aircraft following the incident

1.2. Injuries to persons

Neither occupant was injured. Both exited the aircraft under their own power.

1.3. Damage to aircraft

During a visual inspection of the aircraft performed at the incident site, it was noted that the left main landing gear leg was almost completely retracted inside the wheel

well, and that some pieces had broken off its actuating mechanism. Consequently, the aircraft had fallen toward that side, resulting in scratches along the bottom of the fuselage and left wing, especially the left flap, as well as in a bent left wingtip.

It was also noted that the tips of the left propeller blades were bent and worn by abrasion, indicative of having struck the runway several times. The trailing edge of the left-side flap and some components from the left wingtip were also scraped.

1.4. Personnel information

The crew consisted of an instructor as pilot in command and a student pilot who was the pilot flying throughout the operation.

The information available on this pilot is as follows:

Age:	38
Nationality:	Spanish
License:	Commercial Pilot - Aeroplane
Experience:	Total: 2,074:52 h
	On the type: 140:23 h
	In the last 30 days: 26:25 h
	In the last 24 hours: 1:55 h

The information available on the instructor is as follows:

Age:	33
Nationality:	Spanish
License:	Commercial Pilot - Aeroplane
Ratings:	Multi-engine and multi-engine rate instructor (ME CRI)
Experience:	Total: 2,700 h
	On the type: 56 h

1.5. Aircraft information

1.5.1. General

Registration:	EC-IPO
Manufacturer:	Cessna Aircraft Company

Model: 421-B
Serial number: 421-B0509
Year of manufacture: 1974
MTOW: 3,380 kg (7,450 lb)

1.5.2. *Airworthiness certificate*

Class: Normal
Issue date: 14 Dec 2004
Renewal date: 22 Dec 2005
Valid until: 20 Nov 2006

1.5.3. *Maintenance record*

Total hours: 7,033 h, 40 minutes
Flying hours in previous
five months: 129 (from 21 Nov 2005 to 06 Apr 2006)

Aircraft records show that all the inspections prescribed by the approved Maintenance Program had been performed. According to said documentation, the last inspections made had been:

- Annual/200-hour inspection, on 08 Nov 2004 with 6,933:37 h on the aircraft
- 50-hour inspection, on 29 Jun 2005 with 6,978 h on the aircraft, and
- Annual/200-hour inspection, on 15 Dec 2005 with 6,994:30 h on the aircraft.

The manufacturer, Cessna, had issued SID nos. 32-10-03 and 32-30-05 on 3 Mar 2003 as part of its Supplemental Inspection Document (SID), affecting the landing gear for this type of aircraft and applicable to the serial number of the incident aircraft.

- Bulletin SID no. 32-10-03 specifically requires an inspection of the pivot bolt for each main gear, to be made on the disassembled bolt to ensure its integrity against any evidence of shearing. The document states that the bolt is to be replaced if any evidence is found and that the initial verification must be made after 1000 landings or 3 years, and be repeated every 500 landings or 3 years thereafter.
- Bulletin SID no. 32-30-05, titled "Main/Nose Gear Retraction Systems Tear Down and Inspection" indicates as its purpose that of "inspecting for fatigue cracks and excessive wear in mechanisms, bushings, bearings, attachment holes in structure and attaching hardware which could hinder proper rigging and cause gear down position

failures or structural failures.” The bulletin requires the tear down and inspection of all the landing gear components and assemblies for cracks, corrosion, orifice ovalization and excessive wear, and to replace components as required (detectable crack size: 0.25 inches). The document calls for an initial check after 7,500 landings or 15 years, to be repeated every 5,000 landings or 10 years.

The aircraft documentation states that these two bulletins, SID 32-10-03 and SID 32-30-05, were implemented during the aforementioned annual/200-hour inspection done on 08 Nov 2004, during which the relevant required inspections were made.

These checks, therefore, were made with a total of 6,933:37 flying hours on the aircraft. From then until the time of the accident, the aircraft logged an additional 100:03 h and 90 landings. This information shows that the aircraft was within the time margin before the next inspection required in both bulletins.

1.5.4. *Description of landing gear system*

The Cessna 401, 402, 411, 421 and 425 aircraft share the type certificate and also the same landing gear mechanism and model. The Cessna 310, 320, 335 and 340 models likewise share the same landing gear.

Figure 2 shows a diagram of the left landing gear leg in its extended position. Also shown in the figure is a detailed view of the leg’s mechanism with the names of those components most relevant to this incident and, in red, the breaks discovered, to be addressed later.

The gear is actuated via an electric motor and reduction gear, located in the central fuselage under the deck (not shown in the figure). The rotation of this motor is transmitted to the three legs, left, right and nose, through a set of levers and a torque tube which moves the push-pull tube to directly activate each leg’s mechanism.

Looking at the left leg only (Fig. 2), the operation of the system to retract the gear would be as follows: the electric motor would be powered to turn such that the push-pull tube would move toward the leg, pushing the bellcrank, to which it is attached. The push and motion of the push-pull tube make the bellcrank rotate and push on the pivot bolt, which is located in the truss assembly.

This push generates torque in the pivot bolt and acts to retract the gear assembly (leg rotates toward the fuselage). Simultaneously, the rotation of the bellcrank causes its lower arm, the longer of the two, to move the hinged bar located at the end of the arm. This motion has two effects: it overcomes spring pressure to separate the limit switch from the leg, which extinguishes the “gear locked” light; and, it makes the other end of the bar pull on the overcenter of the lower side link, to which it is attached. This connection is also hinged and goes through the adjusting screw, whose function is

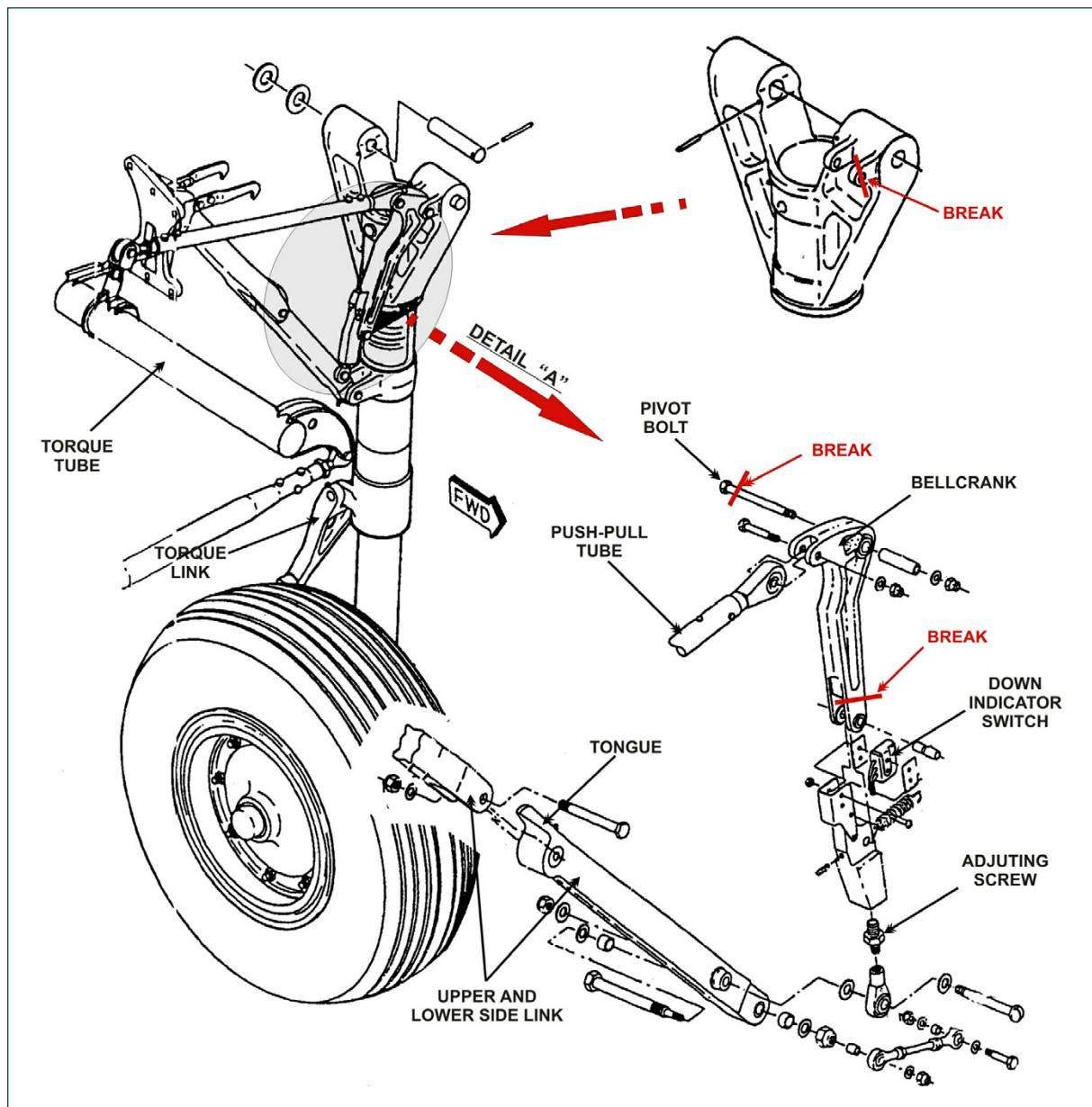


Figure 2. Diagram of the left gear leg

explained later, which is attached to the end fitting and the side brace lock link. As shown in Figure 2, pulling on this link causes the lower side link to fold upward, allowing the leg to rotate toward the fuselage.

The side link assembly consists of two arms, upper and lower, hinged at the center, which serves not only to position the leg in its down position, but also to absorb any lateral loads that may be imparted on the gear during takeoffs and landings. The geometric arrangement is such that when the gear is lowered, the side link extends and is locked in place by the bellcrank, which forces its hinge to extend past the imaginary line that would join the ends of its arms. This lock, known as the overcenter, is

completed by means of a tab at the hinged end of the lower side link of the assembly, shown in Figure 2, which limits the maximum possible value of the overcenter (the side link assembly is sometimes called the overcenter) and doubles as a mechanical stop which keeps the assembly from bending downward.

The position of the overcenter is regulated by adjusting the length of the hinged lower bellcrank arm, which is joined to the side link assembly via the adjusting screw, which is threaded at both ends. If the assembly is properly adjusted, when the sidelink assembly reaches the overcenter, the lower hinged bellcrank arm is straight and in its maximum length position (Fig. 2).

With the gear in a down and locked position, the geometric configuration of the leg distributes the vertical and lateral loads along the leg's own column or along the side link assembly, respectively. The actuating mechanism is not designed to withstand large loads, its function being to maintain the overcenter position.

1.6. Meteorological information

Local information gathered onsite the day of the incident indicated the presence of scattered clouds not affecting visibility and the absence of wind gusts and any other weather phenomena which may have played a role in the incident.

The weather data at the time of the incident was 15 °C, 72% humidity, light breeze at 3 kt from the east-northeast and visibility of 10 km.

1.7. Aerodrome information

At the time of the incident, the aircraft was landing on runway 02, which was the runway in use.

Runway 02-20 at Girona airport is paved and measures 2,400 m long by 40 m wide. Runway 20 features an ILS for approach, while runway 02 has a visual approach system with a PAPI (Precision Approach Path Indicator), which uses lights to indicate the glide path. There are also runway centerline lights about every 50 m, the first one being in the runway 02 threshold.

1.8. Wreckage and impact information

An onsite investigation done on the runway following the incident revealed significant marks left by the aircraft, resulting in minor damage. Marks from the left propeller blades were identified starting 650 m from the runway 02 threshold, and continuing

for some 300 m along a line that gradually deviated to the left with respect to the runway centerline. A total of 162 marks some 30 cm long were counted perpendicular to the runway, their separation increasing from 0.6 m to 2.10 m. Other scratch marks were found on the runway surface, undoubtedly left by the left wheel and torque scissor components as they scraped along the runway. Also noticeable were tread marks, both for the left gear, which discontinued after some distance, and the right, with hard braking indicated by a 7.9 m segment of higher intensity.

The aircraft ended up departing the runway to the left and onto a grassy area, with the nose wheel 32.7 m away from centerline light no. 18 and 7.4 m away from the edge of the runway.

1.9. Tests and research

1.9.1. *Eyewitness statements*

Both pilots onboard, the instructor and the student, who was the pilot flying during the flight, agreed in their statements and indicated that they checked during the pre-landing that the gear indicating lights were green (gear down and locked) and that there was no audio warning upon throttling down. They likewise agreed that the landing took place in low-wind conditions and proceeded normally until, once on the ground, they felt the aircraft veer left. Both applied right pedal to correct the heading and, feeling increased demand, moved the stick to the right when the wing started to settle. The aircraft continued its turn to the left until it came to a stop off the runway.

In a subsequent conversation, the pilots stated that they remembered hearing the landing gear audible warning just as they started sensing the need for more pedal to keep the aircraft aligned with the runway.

Also available were statements from the ATC controller during the incident and from an airport scheduling and operations specialist. Both virtually agreed that the landing run proceeded normally until the aircraft started to veer to the left (with the former specifying a point at the runway C1-1 exit, which is between lights 13 and 14, at about 650 m, and the latter 200/300 m away from the landing point). Only the scheduling and operations specialist included in his statement that, in his opinion, the landing had seemed harder than usual.

1.9.2. *Detailed inspection of the left landing gear*

Following the incident, the following were noted during a hangar inspection of the left gear:

- The right lug fitting as seen from the wing root (that is, the one in the front) which supports the pivot bolt in the truss assembly was broken at the hole for the pivot bolt. The detached piece from the lug was later found. The break is shown in Figure 2, and Figure 3 shows the lug piece superimposed on the bellcrank. This superposition revealed that the pivot bolt hole was slightly ovalized.
- The pivot bolt (NAS 464P4-26) also broke between the left lug of the aforementioned fitting, which was intact, and the bellcrank, as shown in Figure 2.
- The lower right lug on the bellcrank was fractured in the section where the thickness begins to increase and which corresponds with the limit switch for the leg. As shown in Figure 4, this break involved a bending component toward the outside of the bellcrank (front of the aircraft) and also affected the lug bushing.
- Slight play was noted in the LH torque link. This was the result, and not the cause, of the incident. The lower front part of the torque link was also fretted from making contact with the ground. Friction marks from the ground were also noted on the outer wheel rim.
- There were no signs of lateral slippage on the left gear tire. Such signs were noted on the right.
- Lastly, there were no deformations or stress marks on the hinge tab between the two parts of the side link assembly (Fig. 5).

No fractures or defects were noted in the right gear.



Figure 3. Break of the bellcrank lug

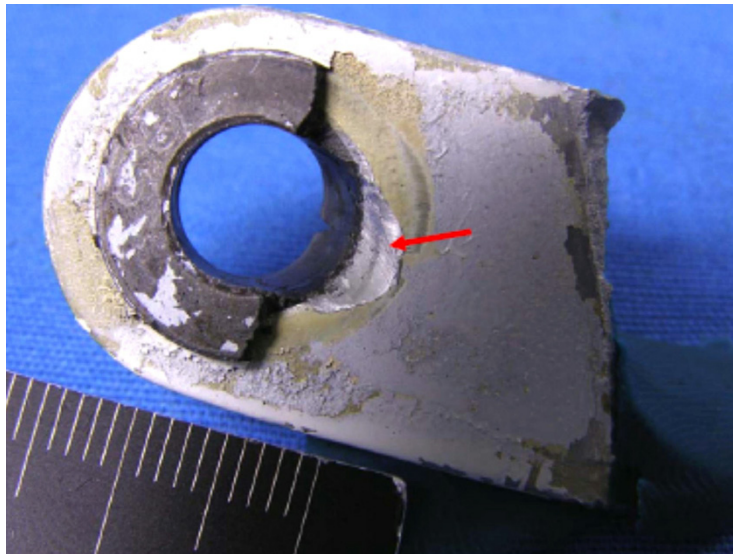


Figure 4. Break of the lower bellcrank lug



Figure 5. Condition of the lower side link following the accident

exceeding the mechanical limits of the materials involved. An existing plastic deformation was found in the break of the lower bellcrank lug, while the bushing had suffered a brittle fracture.

There were no defects of a metallurgical nature which could have aided the fracture process in any of the components. It is logical to conclude that the breaks were caused by overstrain.

Specifically, for the pivot bolt (NAS 464P4-26), an analysis was performed to compare the pivot bolt sheared in the incident and the undamaged pivot bolt from the right gear. This analysis showed that though both bolts were of the same type, their chemical compositions were slightly different, resulting in different breaking loads, the one for the sheared bolt being greater (129.78 kg/mm^2 , versus 123 kg/mm^2). Both were near or above

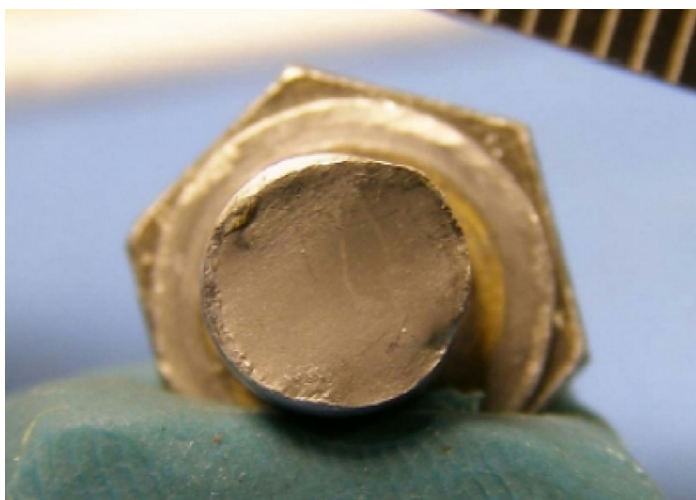


Figure 6. Fracture of pivot bolt NAS 464P4-26

1.9.3. *Analysis of the breaks in the pivot bolt and lugs*

The components that fractured in the incident, the pivot bolt, the lug in the truss assembly, the lower lug in the bellcrank and its bushing were all sent to a specialized laboratory for an analysis of the cause of the fractures.

The analyses indicated that all the fractures, save for the lug bushing, had resulted from

exceeding the mechanical limits of the materials involved. An existing plastic deformation was found in the break of the lower bellcrank lug, while the bushing had suffered a brittle fracture.

The analyses indicated that all the fractures, save for the lug bushing, had resulted from exceeding the mechanical limits of the materials involved. An existing plastic deformation was found in the break of the lower bellcrank lug, while the bushing had suffered a brittle fracture.

the specification required for the bolt type ($112/126 \text{ Kg/mm}^2$). It should be noted that these results were obtained through a hardness test, and are thus for information purposes only.

A fractographic analysis of the fracture surface on the pivot revealed a smooth appearance (Figure 6) and a certain degree of plastic deformation. The break is of a ductile nature, there being no signs of a pre-existing flaw or crack.

1.10. Additional research

During the investigation, the maintenance process involving the check of the landing gear was observed for a Cessna A-310 aircraft, similar to the model in the incident and with which it even shares components. Particular attention was paid to wear and clearance conditions, and to the procedure used to adjust the overcenter. The following conclusions were drawn:

- Some clearance and slight wear were noted in the actuating mechanism components for the main gear legs, especially in a plane perpendicular to the mechanism. It is considered unlikely that these could have led to the unlocking of the overcenter linkage.
- The procedure used to adjust the overcenter linkage seems simple and easy to follow. First the lower side link is released until it is resting on the tab. The length of the hinged link is then adjusted to that of the lower link. The adjustment is considered complete when the mechanism returns to the locked position solely under its own weight, even without the wheel, after being taken out of said position by pushing toward the fuselage on the hinge of the lower bellcrank arm and on the link on which the adjusting screw is located.
- The unlocking procedure mentioned previously allows the leg to turn and move 6 inches toward the fuselage without any motion of the push-pull tube.
- The lower hinged arm of the bellcrank on which the adjustments are made can be subjected to a compressive pre-load if the arm is lengthened excessively. If its length is unduly reduced, too much slack may be introduced in the lower side link assembly, thus allowing it to move in an oscillatory fashion.

1.11. Similar occurrences

In the CIAIAC database, there are two previous accidents (see reports A-71/2002 and A-41/2004) and one subsequent incident IN-36/2006) to this one, involving breaks in the main landing gear extending-retracting mechanism on Cessna aircraft sharing the same landing gear design as the EC-IPO.

A-71/2002 Cessna 402-B, dated 25 September 2002, right main gear: shear fracture of a section of the bellcrank pivot bolt; fracture of one of the lugs on the front trunnion bolt supporting the pivot bolt; fracture of the bellcrank lower arm adjusting screw; and, fracture of the push-pull tube where it joins the bellcrank.

No material defects were found. It was determined that the breaks were caused by an improperly adjusted extending-retracting and locking mechanism for the RH main landing gear leg.

- A-41/2004 Cessna 402-B, dated 10 July 2004, left main gear: shear fracture of a section of the bellcrank pivot bolt; fracture of one of the lugs on the front trunnion bolt supporting the pivot bolt; lateral bending failure of the lower bellcrank arm and bending of the adjusting screw. A deficiency was found in the pivot bolt material, which had a strength below specification.
- IN-36/2006 Cessna 402-B, dated 03 July 2006, right main gear: shear fracture in two parts of the bellcrank pivot bolt; lateral bending failure of the lower bellcrank arm. No material deficiencies were found.

Several cases were also found in the NTSB database matching the events described in this incident:

- MKC82FA174 Cessna 421A, dated 24 September 1982: the bellcrank pivot bolt sheared, as did the clevis at the lower end of the bellcrank. Both fractures were associated with overload conditions induced when the gear collapsed. There was no evidence of previous damage.
- CHI89LA080 Cessna 411, dated 25 April 1989, LH main gear: the bellcrank pivot bolt broke while taxiing and turning right. The likely cause was the failure of the pivot bolt in the LH main gear assembly.
- LAX92LA138 Cessna 340A, dated 11 March 1992, LH main gear: the bellcrank pivot bolt and the adjustment screw were found fractured, which led to the break of the rod end fitting. The pivot bolt exhibited clear beach markings on the fracture face. The probable cause was listed as the fatigue failure of the bellcrank pivot bolt.
- CHI00LA038 Cessna 310Q, dated 26 November 1999, LH main gear: no green light indication; the bellcrank was broken and the pivot bolt bent. The landing gear locking mechanism was not properly locked.
- CHI02LA210 Cessna 402B, dated 23 July 2002, LH main gear: the pivot bolt and lower side brace bolts of the bellcrank were both sheared.
- LAX04LA149 Cessna 402A, dated 03 March 2004, RH main gear: shear fracture in two places of the bellcrank pivot bolt; break of the clevis ears at both ends of the bellcrank. No material defects were found. The probable cause was an improper flare by the pilot which imparted high side loadings on the RH main gear, leading to the overload failure of the bellcrank and the collapse of the landing gear.
- DFW06CA175 Cessna 340A, dated 05 July 2006, RH main gear: the bellcrank pivot bolt was found broken. No probable cause was established.

One case was found in the AAIB database whose description and failure mode analysis are similar to those described herein:

EW/G2003/03/26 Cessna 310R, dated 13 March 2003, LH main gear: While taxiing at an estimated speed of 10 kt, the left gear collapsed during a right turn to exit the runway. The adjusting screw broke and the pivot bolt securing the downlock link to the side brace bolts of the bellcrank were bent.

The report notes the complicated nature of the procedure for rigging the main gear, stating how it needs to be completed from start to finish. Making small adjustments to parts of the rigging can result in the gear collapsing, according to the manufacturer.

2. ANALYSIS

2.1. Incident progression

The facts compiled above, particularly on the condition of the damaged aircraft components, eyewitness accounts, especially those of the pilots, the tracks left on the runway and the aircraft trajectory show that the landing and the initial part of the landing run proceeded normally, with the gear down and locked, and that the incident commenced with the deviation of the aircraft to the left. The eyewitness statement concerning the harder than usual landing is considered a personal opinion, given that there are no signs on the runway or damage on the gear, including the tires, other than the fractures already described to confirm the hard landing.

The post-incident inspection indicates that the left leg collapsed and slowly started a continuous, uncommanded retraction. The multiple propeller marks on the runway, first of blade strikes and then of persistent metallic contact, indicate that the process was not instantaneous, but rather gradual and ended, as inferred by the runway strikes mentioned above and the inspection of the aircraft, with the leg essentially retracted.

2.2. Analysis of the uncommanded retraction process

The geometric layout of the main gear is such that when the gear is in the proper "down and locked position," any vertical and lateral loads acting on it are supported by the leg's own column and by the lower side brace assembly, respectively. As a consequence, there is essentially no load transmitted through the actuating mechanism, thus its components are relieved of practically all loading forces.

All the fractures found in the incident, however, took place on components of said mechanism. Moreover, the laboratory analysis concluded that all fractures resulted from loads that exceeded the mechanical properties of the materials involved.

An abnormal condition must have therefore existed in the extending and locking mechanism of the LH gear which resulted in the presence of such loads on the mechanism's components.

2.3. Failure sequence

The sheared bellcrank pivot bolt, both in this case and in the others considered by this Commission, appears to be the initial component in the sequence of failures leading to the collapse of the main gear leg. This axis about which the bellcrank swivels is the only common element that failed in all four cases.

The direction of the force causing the failure of the bellcrank pivot bolt, known due to the static position of the axis following its failure in some of the cases, matches that of the reinforcing stiffener for the bellcrank, and is at about the halfway point of the angle formed by its two arms. In each of the cases, however, the force was applied from opposing sides.

The other failures in the mechanism components, the trunnion clevis ear and the bellcrank lower arm, seemed to be caused by forces and torques perpendicular to the plane in which the bellcrank itself moves during extension-retraction, as indicated by the large lateral bending component.

All the evidence from the failed components and their failure modes indicate the following sequence for the failures and the collapse of the main gear:

1. The damage starts with a single shear of the bellcrank pivot bolt (in every case the failure takes place between the rear trunnion clevis ear and the bellcrank).
2. The mechanism maintains its shape and allows the leg to lock, since the pivot bolt is still performing its function, though load is placed on one sole trunnion clevis ear.
3. Lateral forces appear on the bellcrank as a consequence of the loading asymmetry from the bellcrank pivot bolt on the front clevis ear.
4. The adjusting screw or the lower bellcrank arm clevis ears bend considerably.
5. Last in the sequence, though it may occur simultaneously with point 4, is the failure of either the front trunnion clevis ear or of the lower bellcrank arm, at which point (4 or 5) continuity is lost in the leg locking mechanism.
6. The main landing gear leg collapses slowly, even if there is not a high load on that leg at the same time.
7. During the collapse, mechanical interference may occur between linkages or components in the leg, leading to the secondary failures mentioned in point 5 and/or new damage to the mechanism's components.

Other signs, such as the absence of damage to the rear clevis ear of the trunnion (which ceases to function once the pivot bolt fails), the gradual collapse of the train once it

unlocks, the absence of forces perpendicular to the plane in which the mechanism moves when operating properly and the lack of marks on the tab at the overcenter position on the lower side link support the failure sequence described.

2.4. Origin of the overload on the mechanism

As already mentioned, the failure of the extension-retraction mechanism was caused by the presence of loads in excess of design criteria. Such loads, therefore, should not appear unless the mechanism is improperly adjusted such that these loads are introduced during the gear locking process and/or are distributed during the landing in a way inconsistent with a properly functioning mechanism, when these loads are absorbed by the trunnion (vertical) or the lower side link or overcenter (lateral).

The movement of the assembly that lowers the landing gear, including the actuating electrical motor, and its cockpit indication, can be adjusted or calibrated in three ways. It also features the generic mechanical adjustments present in any mechanical joint.

- a) The first involves the positioning of the cutoff switches for the electric motor and for the transmission linkages to the push-pull tube, where it joins the actual mechanism of the gear mechanism in the final gear up and locked and gear down and locked positions.
- b) Another adjustment located above the gear down and locked switch involves the mechanism's final position. This adjustment is easy to make since the switch itself can be adjusted without affecting the mechanism's other components. Likewise, there is another indicating switch for the gear up and locked position, which is of no consequence to this investigation.
- c) The final adjustment for the mechanism involves changing the length of the lower bellcrank arm using the adjusting screw, an apparently simple process which should not pre-load the bellcrank.

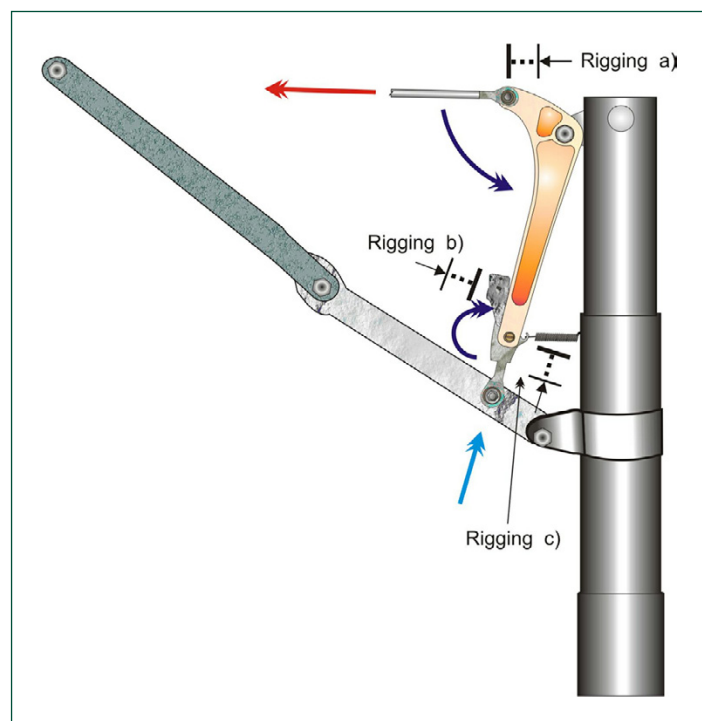


Figure 7. Possible adjustments

An analysis of the motion of the mechanism when close to its final

position (down and locked) and the tests performed by varying the above-mentioned adjustments led to the identification of the two ways in which the bellcrank can be subjected to excess loads and outside operating parameters.

- I With adjustment a), the cutoff switch for the motor when extending, beyond its appropriate position, tension is placed on the push-pull tube, and therefore on the upper bellcrank arm. If at the same time the length of the lower bellcrank arm is made excessive using adjustment c), this places a compressive load on the lower bellcrank arm. As a result of either or both loads, the pivot bolt is conditioned for a shear fracture at an intermediate angle between the two arms of the bellcrank.
- II A setting contrary to that mentioned above for adjustment c) leaves the lower side link or overcenter with enough clearance at its mechanical stop to allow for the appearance of an oscillatory motion around a neutral axis as a consequence of lateral loads on the leg. This clearance may result from an adjustment of a) as mentioned in the previous paragraph, which would take the gear down switch (adjustment b) to the stop without a fault indication. This oscillatory motion of the overcenter induces loads on the bellcrank, and therefore on the pivot bolt, with results similar to those above and with larger absolute values due to the geometry of the mechanism.

The mechanism must be properly adjusted or calibrated if it is to maintain a suitable geometry in all its configurations and an adequate load distribution within design criteria, without bending and imparting loads on relatively weak components which were designed

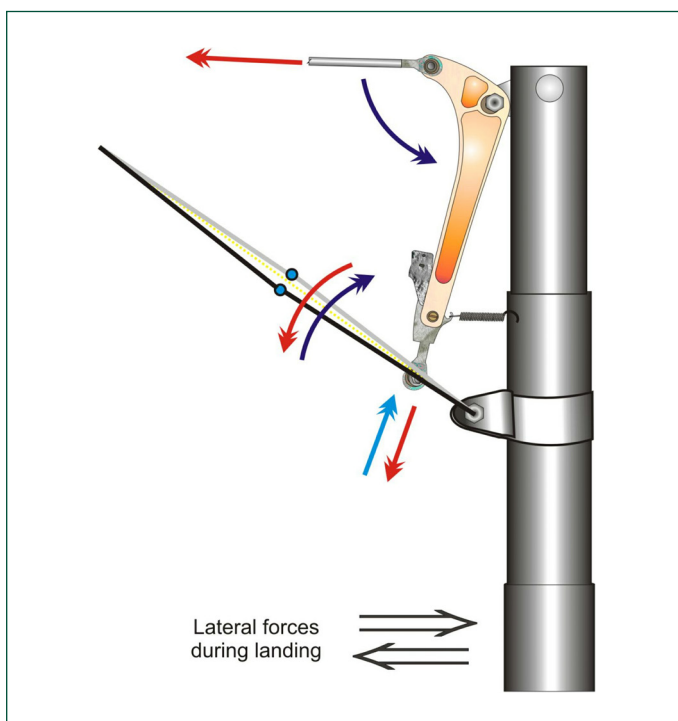


Figure 8. Diagram showing forces on the mechanism

to move the mechanism and not to absorb landing forces.

Slack and/or wear in the mechanical adjustments also serve to introduce slight increases in the geometry's angles and configurations, which then allow oscillatory or alternating loads to be imparted on these relatively fragile components. This failure possibility has already been identified by the manufacturer, as evidenced by Supplemental Inspection Documents (SID) 32-10-03 and 32-30-05, as mentioned in Section 1.5, concerning the inspection for excessive slack and wear in the landing gear retraction system (SID 32-10-05), and the inspection of the bellcrank pivot bolt for signs of shear failure (SID 32-10-03).

As in those cases listed in Section 1.11, the incidents involved different operators and even different aircraft share this same gear design, this is an indication that adjustments made to the retraction mechanism, though seemingly simple to understand and effect, are not easy to implement and could result in geometric variations which redistribute loads on the pivot bolt, leading to the collapse of a main gear leg. Likewise the over-center adjustment must not be undertaken as an independent operation, but it must be taken like a part of the complete rigging process of the extension-retraction landing gear mechanism.

A safety recommendation is issued in this regard to improve the description for adjusting and rigging the main landing gear retraction-extension system and its spreading and practical application amongst the operators and maintenance centers of Cessna aircrafts affected.

3. CONCLUSION

3.1. Findings

- The possibility of a material failure in the components that fractured in the incident has been ruled out given: 1) the proper material composition of these pieces within design criteria; 2) the metallographic tests performed on these components showing that they failed due to loads in excess of breaking loads; and 3) the absence of pre-existing metallurgical anomalies or defects which may have contributed to or produced the failures.
- The maintenance of these aircraft components was verified to be in accordance with the manufacturer's instructions and, in particular, that SIDs 32-10-03 and 32-30-05 involving the landing gear had been implemented, and that, at the date of the incident, sufficient time remained before the inspections required therein had to be repeated.
- The possibility of an improper assembly or adjustment common to both legs has also been ruled out given the proper operation of the right leg, which presented a normal appearance and whose pivot bolt showed no signs of shear deformation.
- An uncommanded retraction of the LH landing gear leg took place during the aircraft's first landing run for that day, the direct result of the failure of the overcenter lock on the lower side link.
- The landing and the forces resulting from it were normal and did not lead to any special circumstances which may have caused the failure of the left leg.
- The unlocking of the gear from the down position was due to the overload failure of the pivot bolt and of the truss assembly forward clevis ear, which allow for the non-continuity of the locking mechanism about the bellcrank axis of rotation.
- The bends and breaks found allowed for the initial cause of the fault to be identified as the overload and subsequent shear failure of the pivot bolt.
- The overload in the locking mechanism was due either to a pre-load produced during the adjustment process, or to an oscillatory motion resulting from an incorrect

adjustment and slack which, due to the mechanism's geometry, amplified the stresses on the bellcrank.

3.2. Causes

The left landing gear leg collapsed as the result of its locking mechanism losing continuity. The failures in this mechanism were caused by an overload of the affected components. The overload in the mechanism appeared when the landing forces were redistributed, probably due to a variation in the clearance adjustments that was magnified by the locking mechanism's own geometry, and which resulted in a landing gear assembly configuration that was outside design criteria.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

REC 11/08. As a consequence of the reoccurrence of similar events affecting different models of Cessna aircraft that share a main landing gear design, and the variety of operators involved in these cases, it is recommended that the manufacturer Cessna improve the rigging description of the main landing gear extension-retraction system, and its spreading and practical application amongst the operators and maintenance centers of Cessna aircraft affected