

CIAIAC

Comisión de Investigación
de Accidentes e Incidentes
de Aviación Civil

BOLETÍN INFORMATIVO 1/2005



MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

1/2005



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

Diseño cubierta: Carmen G. Ayala

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: +34 91 597 89 60
Fax: +34 91 463 55 35

E-mail: ciaiac@mfom.es
<http://www.mfom.es/ciaiac>

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

El presente Boletín es un documento técnico que refleja el punto de vista de la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil en relación con las circunstancias en que se produjeron los eventos objeto de la investigación, con sus causas y con sus consecuencias.

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

Consecuentemente, el uso que se haga de este Boletín para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes puede derivar en conclusiones e interpretaciones erróneas.

Índice

ABREVIATURAS vi

RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES

Referencia	Fecha	Matrícula	Aeronave	Lugar del suceso	
A-048/2000	26-11-2000	EC-EGN	Cessna T-210-M	En el mar a 1.000 m de la costa, Muchamiel (Alicante)	1
IN-004/2003	27-01-2003	EC-EXK	Mooney M-20-J	Término municipal de Mollet del Vallés (Barcelona)	5
IN-062/2003	03-10-2003	EC-GLA	Piper PA-23-250	Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid).	9
A-015/2004	18-03-2004	EC-FRO	Robinson R22 Beta	Aeródromo de Villanueva de la Cañada (Madrid)	21
IN-019/2004	14-04-2004	EC-BNY	Piper 28R-180	Aeropuerto de Málaga (Málaga)	25
IN-023/2004	24-04-2004	EC-FRQ	Piper PA-28 «Cherokee»	Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid).	29
IN-052/2004	12-08-2004	EC-IMZ	Bell 407	Candasnos (Huesca)	33
A-063/2004	30-09-2004	EC-CAC	Piper PA-23-250	Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid).	37

Esta publicación se encuentra en Internet en la siguiente dirección:

<http://www.mfom.es/ciaiac>

Abreviaturas

00 °C	Grados centígrados
00° 00' 00"	Grados, minutos y segundos
cm	Centímetro
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
FI(A)	Instructor de vuelo
h min seg	Horas, minutos y segundos
IFR	Reglas de vuelo instrumental
IR(A)	Habilitación de vuelo instrumental (avión)
IRI(A)	Habilitación de instructor para habilitación de vuelo instrumental (avión)
KIAS	Nudos de velocidad indicada
kg	Kilogramos
kt	Nudos
m	Metros
ME	Multimotor
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario (en clave meteorológica aeronáutica)
MHz	Megahertzios
P/N	Número de la parte («Part Number»)
PAPI	Indicador de trayectoria de aproximación de precisión
PVC	Policloruro de vinilo
s/n	Número de serie
SE	Monomotor
rpm	Revoluciones por minuto
UTC	Tiempo universal coordinado
VFR	Reglas de vuelo visual
VFR-HJ	VFR diurno

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 26 de noviembre de 2000; 11:00 horas
Lugar	En el mar a 1.000 m de la costa, Muchamiel (Alicante)

AERONAVE

Matrícula	EC-EGN
Tipo y modelo	CESSNA T-210-M
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	TELEDYNE CONTINENTAL TSIO-520-R
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	47 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	700 horas
Horas de vuelo en el tipo	300 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			4
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruida
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Aproximación

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave realizaba un vuelo local con origen y destino en el Aeródromo de Muchamiel (Alicante). Cuando se disponía a entrar en el circuito de tránsito de dicho aeródromo, sufrió una parada de motor que obligó al piloto a realizar un amerizaje de emergencia a unos 1.000 m de la costa.

Los cinco ocupantes de la aeronave resultaron ilesos y pudieron evacuar la aeronave por sus propios medios. Fueron rescatados por una lancha neumática que se encontraba en los alrededores del lugar de amerizaje y cuyos ocupantes habían observado la maniobra de la aeronave.

La aeronave resultó muy dañada por la acción del mar al permanecer sumergida durante tres días antes de ser recuperada. Los daños en el amerizaje fueron reducidos.

Los informes meteorológicos (METAR) del Aeropuerto de Alicante indican que la situación meteorológica a lo largo de la mañana había sido de vientos del oeste, con una temperatura en superficie de entre 21 y 23 °C y con una temperatura de punto de rocío de 9 °C. Dada la proximidad entre el Aeropuerto de Alicante y el Aeródromo de Muchamiel estos datos se consideran aplicables al lugar del accidente.

1.2. Ensayos e investigaciones

1.2.1. Inspección de los restos de la aeronave

Había combustible en los dos depósitos de la aeronave.

El motor se recuperó en buen estado, se procedió a su limpieza y sin cambiar ningún elemento se realizó una prueba funcional. En esta prueba el motor arrancó y funcionó correctamente.

1.2.2. Declaración del piloto

Sobre las 11:00 locales y cuando se encontraba a unos 1.000 pies de altitud realizó la última comunicación con la torre del Aeropuerto de Alicante. A continuación estableció comunicación con el Aeródromo de Muchamiel en la frecuencia del aeródromo (123.50 MHz).

Instantes después se produjo una pérdida total de potencia, aunque la hélice siguió girando, y tras comprobar los instrumentos de motor, cambió el selector de combusti-

ble al depósito izquierdo cuyo aforador marcaba que contenía la mitad de su capacidad. Siguió el procedimiento establecido para rearrancar el motor en caso de parada en vuelo sin conseguir que el motor volviera a funcionar.

Tras comprobar que durante este intento la aeronave había descendido hasta los 600 pies de altitud, informó a los pasajeros de la parada de motor y les indicó el procedimiento de salida de la aeronave. Desbloqueó y abrió las dos puertas de la aeronave para evitar que pudieran quedar bloqueadas por una deformación estructural en el momento del amerizaje.

Desde la pérdida de potencia hasta el amerizaje final considera que pudieron transcurrir aproximadamente 40 segundos.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

No se encontró ningún indicio de problema mecánico en el motor ni el mismo mostró síntomas de malfuncionamiento previos a la pérdida de potencia. Había también suficiente combustible en ambos depósitos. Por los datos meteorológicos disponibles es poco probable que se produjera formación de hielo en el carburador.

No puede descartarse completamente una interrupción momentánea en el suministro de combustible al motor debido a alguna obstrucción en las líneas de alimentación. Esta hipótesis no fue posible comprobarla puesto que en la limpieza que se llevó a cabo para eliminar la acción agresiva del mar se perderían los elementos de prueba que pudieran haber existido. Puede pensarse también en un error en la actuación de los mandos de control de motor, de hélice o de alimentación de combustible que ocasionaran la parada. Con todo ello, la causa del accidente no ha podido ser determinada.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 27 de enero de 2003; 15:55 horas
Lugar	Término municipal de Mollet del Vallés (Barcelona)

AERONAVE

Matrícula	EC-EXK
Tipo y modelo	MOONEY M-20-J
Explotador	Tadair

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-360-A3B6D
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	22 años
Licencia	Piloto comercial de avión; instructor
Total horas de vuelo	1.220 horas
Horas de vuelo en el tipo	375 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Limitados fundamentalmente al motor
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave despegó del Aeropuerto de Sabadell para realizar un vuelo de entrenamiento con un instructor y un alumno piloto a bordo. A los diez minutos de vuelo se paró el motor, lo que obligó al instructor a realizar una toma de emergencia.

Los dos ocupantes resultaron ilesos y pudieron evacuar la aeronave por sus propios medios.

La aeronave sufrió daños en el motor (estaba gripado desde antes del aterrizaje), pero la célula resultó prácticamente intacta.

1.2. Información sobre la aeronave

Contaba con un certificado de aeronavegabilidad renovado el día 10 de julio de 2002 y válido hasta el día 9 de julio de 2003. Según la documentación consultada, era mantenida de acuerdo al programa de mantenimiento autorizado.

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

Los únicos daños de la aeronave estaban en el motor; la célula de la misma estaba en buen estado y, de hecho, tras cambiársele el motor, despegó del mismo campo en el que había efectuado el aterrizaje de emergencia y volvió a su base.

Las primeras informaciones señalaban que había una gran mancha de aceite en la parte trasera derecha del motor que se extendía también a la zona inferior del vano motor y mamparo cortafuegos de la aeronave. El operador matizó después que sólo había una fina capa de aceite, «como esparcida por un spray», según indicó, por todo el vano y en el motor mismo.

1.4. Ensayos e investigaciones

1.4.1. Inspección del motor

El motor estaba gripado y presentaba grietas en ambos semicárteres por la parte superior. En el interior había una gran abundancia de fragmentos metálicos procedentes de diversos elementos del motor que se habían roto.

En el interior del motor quedaba poco más de medio litro de aceite. No se había recogido ni vertido aceite en cantidades apreciables desde el momento del incidente.

Las superficies de contacto de la unión biela-cigüeñal de los cilindros números 3 y 4 mostraban aspecto de rozamiento en seco a muy alta temperatura. El cojinete número 3 de apoyo del cigüeñal (parte trasera del motor) mostraba síntomas similares aunque menos marcados. El resto de superficies de fricción tenían todavía restos de aceite.

La bomba de aceite mostraba aspecto de haber tenido aceite hasta el momento de la parada del motor.

Se inspeccionaron todos los elementos que podrían justificar la pérdida en menos de 10 minutos de la cantidad normal de aceite en el motor (aproximadamente 6 litros). Todos estos elementos (tapón de relleno, tapón de drenaje, tubería del «governor», radiador y sus tuberías, junta del filtro de aceite, etc.) se encontraron en buen estado.

1.4.2. Declaración de la tripulación

En la inspección prevuelo comprobaron que el nivel de aceite era correcto. Los resultados de la prueba de motor que efectuaron en el punto de espera fueron normales.

El incidente se produjo cuando estaban ascendiendo desde 5.500 pies a 6.000 pies con el motor dando potencia de ascenso (2.600 rpm).

Notaron un ruido y comprobaron que las revoluciones del motor superaban las 3.000 rpm. Tenían la sensación de que la hélice se había movido a paso fino y por eso se producía la sobrevelocidad. Redujeron gases y actuaron sobre el paso, y con ello las revoluciones del motor recuperaron los valores normales, aunque según su opinión esa reducción estaba asociada a la disminución de potencia, pensando que el «governor» no operaba correctamente. Probaron a aumentar gases, pero las revoluciones se volvieron a salir de límites.

Esta situación duró unos tres minutos; luego empezó a salir humo del capó y el motor se paró en apenas 5 segundos.

1.4.3. Inspección de los partes de reposición de aceite

De la documentación consultada se desprende que no se repuso aceite en las 20 h transcurridas desde la última revisión en la cual se cambió el mismo.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

La degradación del motor se inició en una de las bielas de los cilindros posteriores. Pudo ocurrir que la biela se rompiera después de griparse en su movimiento sobre el cigüe-

ñal por falta de aceite. Alternativamente, la secuencia pudo iniciarse con la rotura de la biela y de ahí derivarse el resto de los daños apreciados, incluidas las grietas en los cárteres y la fuga posterior de aceite.

El comportamiento del motor, según lo descrito por la tripulación, se correspondería más bien con una pérdida rápida de aceite, pero no casi instantánea como sería en el caso de haberlo perdido por una de las grietas. En todo caso, las grietas observadas no justificarían la pérdida total de aceite dada la posición en que se generaron, en la parte superior de los cárteres.

La hipótesis de que la aeronave partiera sin aceite es poco probable. Es una aeronave de escuela que realiza vuelos sucesivos de aproximadamente una hora con tripulaciones diferentes. Incluso contando con el consumo máximo de aceite significaría que nunca se comprobó el nivel del mismo en las inspecciones prevuelo. En una actividad de instrucción, en la que la aeronave es operada por distintas tripulaciones, no parece razonable pensar que durante aproximadamente 20 h las tripulaciones o el personal de mantenimiento hicieran comprobaciones del nivel de aceite.

De los primeras informaciones recogidas (manchas en la parte posterior derecha del motor) y de las evidencias encontradas (bomba de aceite en buen estado y superficies de contacto biela-cigüeñal sometidas a rozamiento en seco y gran temperatura) parece guiarse un fallo en la zona del filtro de aceite. Sin embargo, esta zona estaba en buen estado y con las directivas y boletines de servicio cumplimentados.

Tampoco se encontraron evidencias de fallo previo al incidente en ningún otro elemento.

Por todo lo anterior, no han podido ser finalmente establecidas las causas que motivaron la rotura de los elementos internos del motor.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 3 de octubre de 2003; 15:22 horas
Lugar	Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid)

AERONAVE

Matrícula	EC-GLA
Tipo y modelo	PIPER PA-23-250, s/n 27-4811, año fabricación 1972
Explotador	

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-540-C4B5
Número	2

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	35 años
Licencia	Piloto comercial de avión; instructor
Total horas de vuelo	3.500 horas
Horas de vuelo en el tipo	825 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Otros – Vuelo de prueba
Fase del vuelo	Aterrizaje – Carrera de aterrizaje

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El día 3 de octubre de 2003 la aeronave EC-GLA despegó del Aeropuerto de Cuatro Vientos para realizar un vuelo de prueba tras haber sido sometida a una revisión programada de 100 h. A bordo iban dos instructores de vuelo que solicitaron realizar tomas y despegues para chequear el comportamiento de los motores y sistemas del avión.

Tras despegar, realizaron dos tomas y despegues con normalidad y en la siguiente toma, después de haber comprobado la señal de tren abajo y bloqueado (tres luces verdes en el panel de instrumentos, cuya comprobación se realiza en el tramo de viento en cola del circuito), al tocar las dos ruedas del tren principal escucharon la bocina avisadora de tren inseguro, por lo que decidieron hacer motor y al aire.

Una vez en el aire, percibieron que la luz del tren de morro estaba apagada, aunque la propia pata estaba desplegada según podían ver por el espejo situado en la góndola del motor izquierdo. Ante esta situación, decidieron abandonar el circuito para realizar los pasos requeridos por la correspondiente lista de emergencia.

La tripulación, que contaba con gran experiencia de vuelo en este tipo de aeronave, realizó diversas acciones para conseguir bloquear el tren abajo. Realizaron varios ciclos de subida-bajada del tren por si hubiese un mal contacto en algún microinterruptor. En esos ciclos apreciaron que el tren salía «a trompicones», incluso teniendo algunos retrocesos, aunque finalmente quedaba extendido. Intercambiaron también las bombillas del indicador de posición de tren, por si la del tren delantero estuviese fundida, pero siguieron sin obtener indicación de tren bajado y bloqueado. Intentaron bloquear el tren por gravedad mediante movimientos del avión.

Finalmente, decidieron usar la bomba de mano, para lo cual es necesario parar el motor izquierdo para que la bomba hidráulica normal movida por este motor quede inoperativa. Bajaron el tren con la bomba manual, pero de nuevo observaron que bajaba «como temblando», sin que pudieran conseguir tener luz verde en el tren delantero. Volvieron a arrancar el motor izquierdo y leyeron de nuevo las listas de emergencia por si algún punto hubiese quedado sin cumplimentar.

Después llamaron a torre desde el punto de espera «Sierra» para incorporarse al circuito, y le explicaron al controlador someramente el problema que tenían y solicitaron que los bomberos estuviesen preparados. La torre avisó a los bomberos y a las 15:16 h autorizó a la aeronave a aterrizar en la pista 28 con viento 230 y 15 kt con rachas de 25 kt. La tripulación colacionó esa autorización e informó que procedían a apagar los sistemas eléctricos dispensables de modo que se quedarían sin comunicaciones. Esta acción pretendía minimizar los riesgos de incendio durante el aterrizaje si había algún mal funcionamiento del tren.

La toma se realizó con normalidad, sobre el tren principal, y se dejó bajar suavemente el tren delantero sin que se apreciase nada extraño. Se frenó con suavidad de modo que la carrera de aterrizaje consumió casi toda la pista. Cuando el avión se encontraba a velocidad de rodaje estándar y alineado con el eje de la pista, la pata delantera cedió hacia delante y el avión continuó arrastrando por la pista con su fuselaje apoyado en la rueda de morro. En ese momento la tripulación procedió a parar los motores y a aislar todos los sistemas eléctricos y de combustible.

El avión quedó finalmente detenido alineado con el eje de la pista, tras haber recorrido unos 14 m desde la rotura del tren delantero.

A las 15:22 h los bomberos avisaron a torre que se dirigían hacia el avión que ya se encontraba detenido en la pista. La torre pidió a un helicóptero que pretendía solicitar autorización para salir que esperase, ya que la pista había quedado inutilizada. A las 15:36 h los bomberos comunicaron a torre que la pista quedaba libre y se reanudaron las operaciones de modo normal.

El avión sufrió daños en la parte inferior del fuselaje, incluyendo antenas de transpondedor y baliza («marker beacon»), pata de morro y las palas de ambas hélices, que resultaron con las puntas dobladas hacia atrás debido al contacto con la pista mientras giraban con poca potencia. No hubo incendio ni daños personales.

Tras el incidente, el piloto al mando preparó un croquis con la secuencia del aterrizaje. Según ese croquis, el avión tocó con las ruedas principales a unos 215 m del umbral de la pista 28 (zona de las luces PAPI), el tren delantero se posó a unos 539 m del umbral (zona de la salida D) y quedó finalmente detenido a unos 1.225 m del umbral (zona de la salida F). A unos 14 m antes de ese punto final, el tren de morro se plegó hacia delante y a 4 m antes de detenerse se recuperó un trozo de tornillo unido a dos trozos de orejeta que se habían desprendido del tren de morro (véase punto 1.4).

La tripulación no utilizó el sistema de emergencia de extensión del tren mediante botella de CO₂ comprimido, ya que evaluaron el problema y pensaron que esa acción podría provocar daños adicionales al avión, puesto que las dos patas del tren principal estaban abajo y no había falta de presión hidráulica.

1.2. Información sobre la tripulación

El piloto al mando, sentado en el asiento de la izquierda, tenía el título de Piloto Comercial de Avión desde el 18-1-1996, y licencia JAR-FCL de aptitud en vigor hasta el 5-6-2007, con habilitaciones de multimotor (ME) de pistón, monomotor (SE) de pistón, IR(A) (vuelo IFR), instructor de vuelo (FI(A)), e instructor de vuelo instrumental (IRI(A)), y contaba con unas 900 h de multimotor, de ellas 825 h en Piper Azteca.

Ambos pilotos eran los únicos autorizados por el operador de la aeronave para realizar vuelos de prueba tras mantenimiento. Para estos vuelos, se ajustaban a un plan de ensayos estándar que requería realizar diversas comprobaciones de motores y sistemas.

1.3. Información sobre la aeronave

1.3.1. Descripción del tren delantero de la PA-23-250

Como se aprecia en la Figura 1, extraída del manual de mantenimiento de Piper, y en las fotos 1 y 2 tomadas tras el incidente, el tren delantero se retrae hacia atrás cuando el martinete hidráulico (18 en la Figura 1) acorta la barra de actuación 19, y las dos barras de arrastre («drag links») (11 y 15) giran articuladas en tres puntos: en el punto (13) (en el que hay dos muelles) donde ambas se unen, en la pata de morro la barra de arrastre inferior, y en el fuselaje la barra de arrastre superior.

La barra superior se une al fuselaje a través de dos herrajes («Fitting nose wheel drag link attachment», «left P/N 170 82-00» y «right P/N 170 82-01»), cada uno de los cuales consta de dos orejetas. Un tornillo normalizado («Bolt nose gear drag link upper», P/N AN6-43) atraviesa las cuatro orejetas y el orificio de articulación de la barra de arrastre superior. Esa sujeción se completa con un freno para la cabeza del tornillo, una tuerca almenada en el otro extremo, frenada con un pasador («cotter pin»), una arandela y casquillos internos entre el tornillo y los orificios de las orejetas y entre el tornillo y el orificio de la barra de arrastre.

La posición del tren se indica en cabina mediante tres bombillas situadas en el pedestal. Cuando las tres luces verdes se iluminan, significa que las tres patas están abajo y bloqueadas. Cuando la luz ámbar está iluminada, el tren está bloqueado arriba y las compuertas cerradas. Cuando ninguna de las luces está encendida, el tren está en una posición intermedia. La presión del sistema hidráulico es generada por una bomba movida por el motor izquierdo.

Durante la extensión del tren delantero (pata de morro hacia delante), cuando las dos barras de arrastre se alinean y la barra de bloqueo (14) está en posición adecuada, el microinterruptor (22) situado en la articulación de ambas barras queda pisado y envía una señal para que se corte la extensión y se encienda la bombilla verde en cabina indicando pata delantera de tren abajo y bloqueado.

Los procedimientos de emergencia del manual de operaciones preparado por el operador y que iba a bordo del avión, indicaban que en el caso de «fallo de sistema hidráulico (con el motor izquierdo inoperativo)» se debía extender la palanca de la bomba hidráulica manual, poner las palancas de tren y flaps en la posición deseada, y actuar la bomba. Se necesitaban unos 50 bombeos para operar el tren. Si después de ello el tren no quedaba en posición satisfactoria, se debía tirar del extensor de emergencia del tren por CO₂ (situado debajo del asiento del piloto).

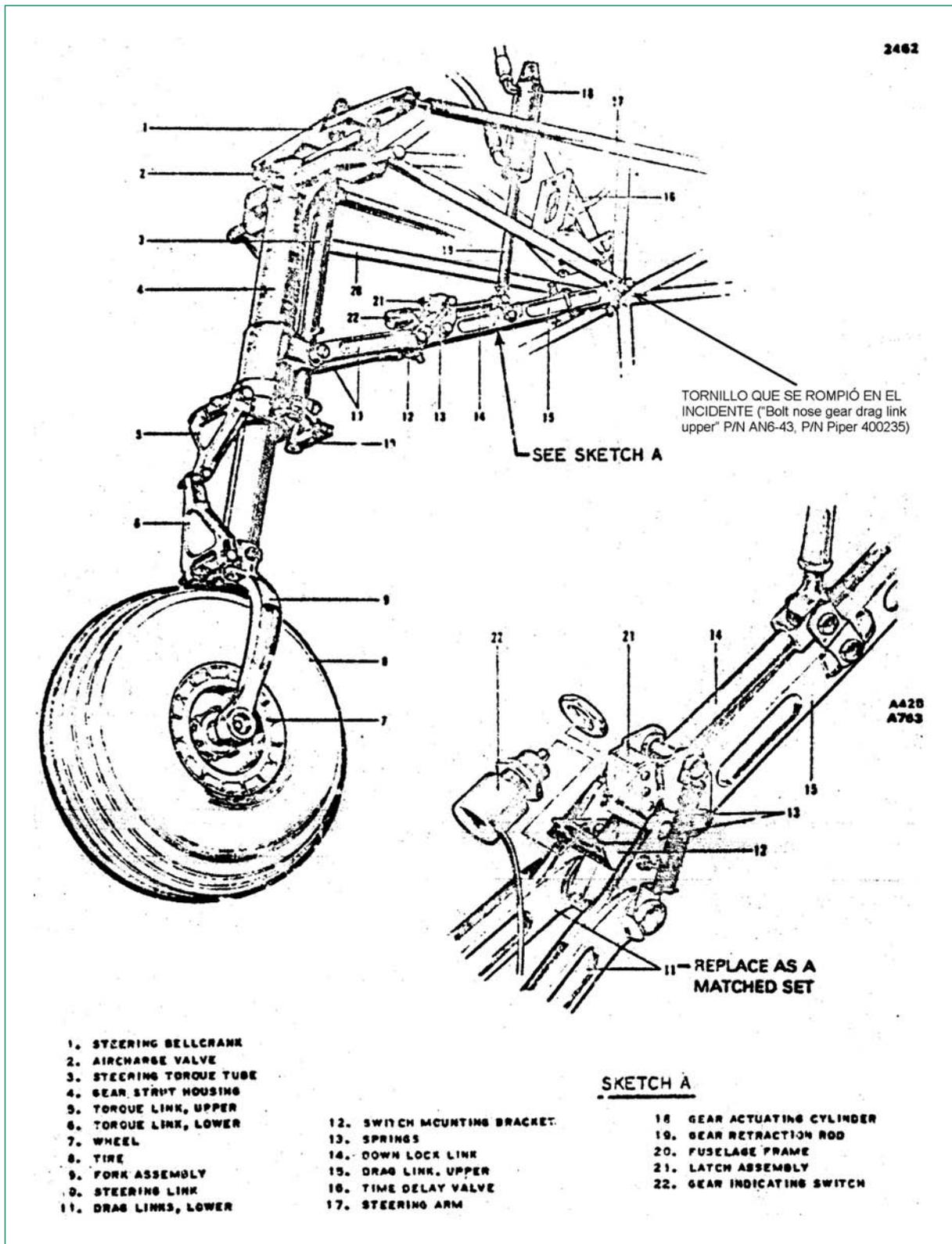


Figura 1. Del manual de mantenimiento de la PA-23-250. El microinterruptor de indicación de tren es el n.º 22 y queda pisado cuando las dos barras de arrastre («upper and lower drag link», 15 y 11, quedan con la alineación adecuada)

1.3.2. Registro de mantenimiento de la aeronave

Horas totales de vuelo: 7.333 h
 Último vuelo antes del accidente: 25-09-2003
 Revisión de 500 h: El 02-10-2003, con 7.633 h
 Certificado de aeronavegabilidad: Válido de 12-03-2003 hasta 11-03-2004

El 3-10-2002 se realizó una revisión de 500 h a la aeronave, cuando tenía 6.633 h.

El 17-07-2003, a las 7.167 h de vuelo, finalizó una revisión de 1.000 h realizada a la aeronave (se le había dado una extensión de potencial desde las 7.133 h en las que se debía hacer esta inspección), considerada revisión general de célula.

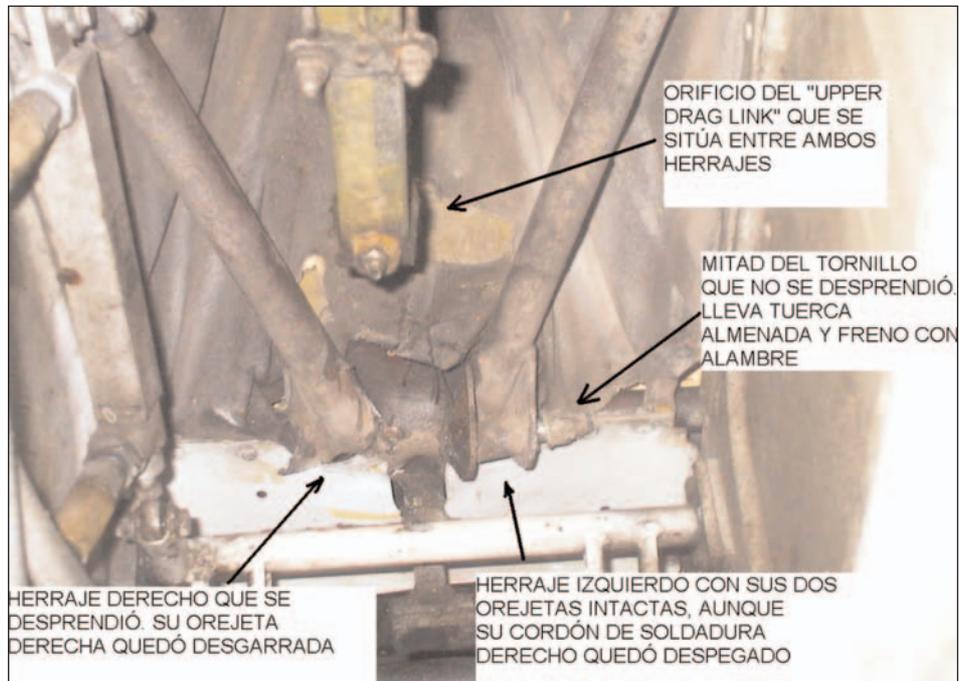
Finalmente, el 03-10-2003 se realizó la citada inspección de 100 h tras la cual se llevó a cabo el vuelo de prueba en el cual ocurrió el incidente.

Cada revisión incluía las siguientes inspecciones relativas al tren de aterrizaje en las partes que afectan al presente incidente:

N.º en el «Inspection report» de Piper	Inspección (avión sobre gatos)	Cada 100 h (última inspección el 03-10-2003)	Cada 500 h (última inspección el 03-10-2002)	Cada 1.000 h (última inspección el 17-07-2003)
15	Inspect gear struts, attachments torque links, retraction links and bolts for operation	Sí	Sí	Sí
16	Inspect downlocks for operation and adjustment	Sí	Sí	Sí
17	Inspect torque link bolts and bushings	No	Sí	Sí
18	Inspect drag link bolts (replace as necessary)	No	No	Sí
20	Check warning horn for operation	Sí	Sí	Sí
21	Retract gear – check operation	Sí	Sí	Sí
22	Retract gear – check doors for clearance and operation	Sí	Sí	Sí

El punto 18 requería inspeccionar el tornillo citado cada 1.000 h, aunque el «Inspection Report» de Piper no detallaba cómo se debía realizar esta inspección.

El apartado 7.10 del «Piper Aztec Service Manual» detallaba las labores de limpieza, inspección y reparación del tren delantero. El punto b.1) decía: «Inspect the landing gear assembly components for the following unfavourable conditions: Bolts, bearings, bushings and ball joints for excessive wear, corrosion and damage». Se supone que antes se había realizado el apartado 7.9 «Removal of the nose landing gear» y, por tanto, el tren estaba ya desmontado.



Fotos 1 y 2. Del pozo del tren delantero, visto hacia atrás del avión. El herraje derecho (a la izquierda de la foto) se desprendió con parte del tornillo y apareció 4 m detrás del punto en el que se detuvo el avión

En cualquier caso, no se decía qué tipo de ensayo no destructivo, en su caso, se debía aplicar o cuáles eran las condiciones para que «fuera necesario reemplazar» el tornillo del «upper drag link» o barra de arrastre superior. El párrafo 2-27 del manual de mantenimiento requería que se lubricase el citado tornillo cada 100 h con grasa.

1.4. Inspección de la aeronave

Se inspeccionó la aeronave en un centro de mantenimiento autorizado y se encontró que se había roto el herraje derecho («Fitting nose wheel drag link attachment, right», P/N 170 82-01) de la sujeción al fuselaje de la barra superior de arrastre del tren de morro. Este herraje todavía tenía sujeto parte del tornillo de sujeción «Bolt nose gear drag link upper», P/N AN6-43. Ni el tornillo ni su casquillo podían girar lo más mínimo en los orificios de las orejetas, y mostraban signos de no haberse desmontado en mucho tiempo.

Se estudió la deformación de las orejetas y la curvatura del tornillo y se concluyó que el conjunto había fallado debido a la carga de tracción producida por la barra de arrastre.

Según esa hipótesis, el primer elemento en fallar habría sido el tornillo, por cortadura en la sección junto a la orejeta interior del herraje izquierdo (véanse Fotos 1 y 2). Después, la tracción de la barra de arrastre habría curvado por flexión la parte del tornillo que quedaba unida al herraje derecho, hasta hacer que este herraje, que ahora soportaba toda la carga debido a la rotura del tornillo, pivotase sobre su orejeta exterior mientras se desgarraba su orejeta interior. Después se desgarró también dicha orejeta exterior y el conjunto «herraje-tornillo» abandonó el orificio de la barra de arrastre y cayó al suelo en la pista cuando el avión ya estaba a punto de detenerse en la pista.



Foto 3. Parte de la cabeza del tornillo AN6-43 y del herraje derecho



Foto 4. Vista general de la cara de fractura del tornillo AN6-43

Ambas caras de rotura del tornillo, tanto en la parte que quedó en el herraje derecho (parte de la «cabeza» del tornillo) como la que quedó en el herraje izquierdo (parte de la «tuerca» del tornillo) parecían mostrar síntomas de haber estado sometidos a fatiga por flexión alternativa producida por las cargas de tracción-compresión de la barra de arrastre. La tracción de la barra se produce durante la retracción del tren y la compresión durante la extensión.

El contacto de la pata de morro con tierra produce tracción en la barra de arrastre, como lo demuestra el hecho de que durante el aterrizaje del incidente, al fallar definitivamente el tornillo y liberar la barra de arrastre, la pata se plegó hacia delante.

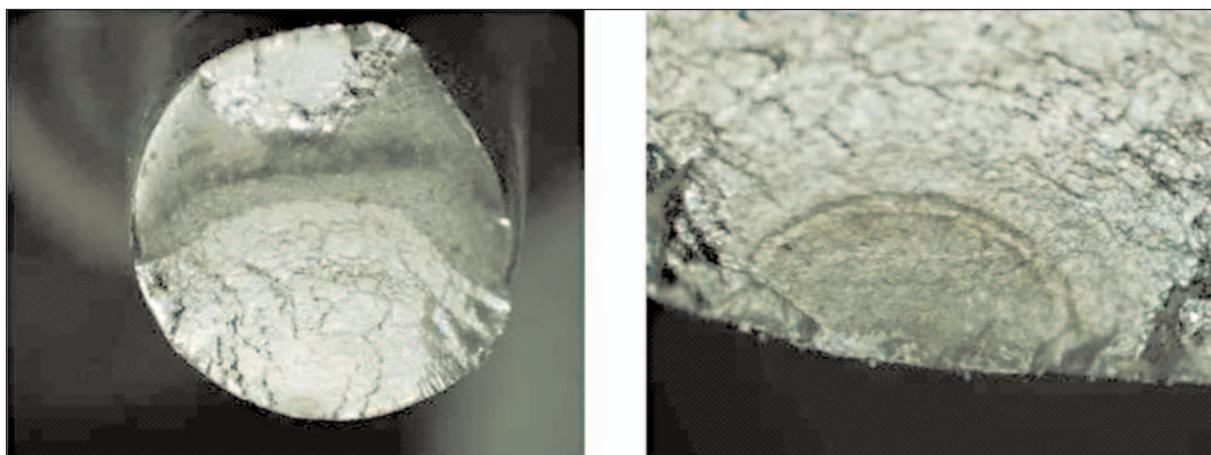


Foto 5. Detalle de la superficie de fractura del tornillo

En resumen, la rotura del tornillo se produjo por un fenómeno de fatiga por flexión alternativa, y la envolvente del bulón (casquillo y orejetas) presentaba un inicio de grieta por fatiga, pero su mecanismo principal había sido por rotura estática por sobrecarga a consecuencia de la rotura del tornillo ocurrida en primer lugar.

2. ANÁLISIS

2.1. Secuencia del vuelo

Si la hipótesis del mecanismo de rotura expuesta en el apartado 1.4 fuera correcta, la secuencia de sucesos que llevaron al incidente podría haber sido la siguiente:

- Tras despegar para el vuelo de prueba, en la segunda toma que realizaron, el tornillo debió partirse en su cara adyacente a la orejeta interior del herraje izquierdo.
- Durante la siguiente toma, al golpear el tren principal en tierra, el tornillo se debió mover ligeramente de modo que las barras de arrastre dejaron de estar alineadas, el microinterruptor dejó de estar pisado, y se produjo un aviso de tren inseguro.
- La tripulación decidió efectuar motor y al aire para poder estudiar el problema en el aire. Se considera que esta decisión fue acertada. Con su elevada experiencia de vuelo, los pilotos llevaron a cabo esta acción sin mayor novedad.
- Los sucesivos intentos de bloquear el tren resultaron infructuosos, y los tripulantes apreciaron que el tren bajaba «a trompicones», lo que podría indicar que el tornillo seguía partido en su alojamiento normal pero ya estaba deformado, de modo que distorsionaba la cinemática normal de extensión-retracción e impedía que el microinterruptor quedase adecuadamente pisado.
- Finalmente, el avión solicitó y fue autorizado a aterrizar, con las correspondientes precauciones tomadas por la tripulación (describir el problema a la torre, solicitar apoyo de bomberos y desconectar los equipos eléctricos), acciones que, de nuevo, se consideran muy acertadas.
- En el momento de tocar tierra la rueda de morro, y en la subsiguiente carrera de aterrizaje, se debieron producir cargas de tracción que finalmente hicieron que la parte del tornillo que aún sostenía a la barra de arrastre se deformase totalmente hacia delante y desgarrase las orejetas del herraje derecho, al tiempo que se separaba de la barra y caía al suelo.
- Al faltar esa sujeción, nada impidió que la pata pivotase sobre sus otras dos sujeciones (véase 1.3) y se plegase hacia delante.
- Aunque la tripulación reaccionó rápido, no pudo impedir que las hélices contactasen con la pista mientras todavía giraban.

La decisión de no accionar la botella de CO₂ se considera acertada, dadas las circunstancias. Sin embargo, una aplicación automática del único procedimiento de emergencia relacionado con el tren de aterrizaje que aparece en el manual de operaciones hubiera implicado el accionamiento de la botella y se podría haber empeorado la situación del avión.

Este incidente demuestra que el operador había seleccionado adecuadamente la tripulación que podía realizar los vuelos de prueba tras salida de mantenimiento.

2.2. Causas de la rotura

Aunque el avión salía de una revisión de mantenimiento de 100 h, se considera que las labores realizadas en la misma no influyeron en el incidente. De hecho, los técnicos que la habían llevado a cabo declararon, y así lo anotaron en el informe de la revisión, que durante la inspección realizaron varios ciclos de extensión retracción del tren con el avión sobre gatos (punto 21 del «Inspection Report» de Piper para 100 h) y comprobaron que operaba correctamente.

Es en la inspección de 1.000 h de célula, efectuada en 7-7-2003, en la que, en todo caso, se debería haber desmontado y reemplazado el tornillo de sujeción de la barra de arrastre superior.

3. CONCLUSIÓN

El incidente se produjo probablemente por la rotura a fatiga del tornillo «Bolt nose gear drag link upper», P/N AN6-43, que impidió que se pudiese bloquear el tren abajo y que en último término provocó la rotura del herraje derecho de sujeción y el plegado hacia delante de la pata de morro durante la carrera de aterrizaje.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

REC 38/03. Se recomienda a la Dirección General de Aviación Civil (DGAC) que se asegure de que los mantenedores de aeronaves PA-23 desmontan el tornillo «Bolt nose gear drag link upper», P/N AN6-43, lo inspeccionan por un método adecuado y, en caso de que se detecten grietas u otros defectos, lo sustituyen como se especifica en el punto 18 del «Inspection Report» del fabricante Piper.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 18 de marzo de 2004; 12:10 horas
Lugar	Aeródromo de Villanueva de la Cañada (Madrid)

AERONAVE

Matrícula	EC-FRO
Tipo y modelo	ROBINSON R22 Beta
Explotador	Aérea FTO

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-320-B2C
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	34 años
Licencia	Piloto comercial de helicóptero
Total horas de vuelo	3.100 horas
Horas de vuelo en el tipo	1.100 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Doble mando
Fase del vuelo	Maniobrando – Vuelo a poca altura

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

A las 12:10 hora local del día 18 de marzo de 2004, la aeronave con matrícula EC-FRO llevaba a cabo un vuelo de instrucción sobre el Aeródromo de Villanueva de la Cañada (Madrid), que es empleado habitualmente por el operador. La tripulación estaba compuesta por el instructor y un alumno que realizaban diversas maniobras de frenado en vuelo. Las condiciones climatológicas eran favorables para el vuelo.

El suceso sobrevino cuando se practicaba la maniobra llamada «quick stop», consistente en un frenado rápido manteniendo la dirección de vuelo y la altura y en el que se pasa de una velocidad normal de desplazamiento a una condición de estacionario en el menor tiempo posible.

Durante el desarrollo de una de las prácticas las palas del rotor principal impactaron con el cono de cola primero y con el suelo después.

Una vez detenida la aeronave, los tripulantes la evacuaron sin problemas sin sufrir ninguna lesión.

La aeronave sufrió daños muy importantes en el rotor principal, rotor de cola y en cabina. Quedó apoyada sobre el costado izquierdo. Las palas del rotor permanecían unidas al mástil, una de ellas partida cerca de la raíz y la otra con varias dobleces. El mástil del rotor estaba inclinado hacia atrás y el rotor de cola seccionado, aunque unido por la transmisión y la conducción eléctrica al resto de la aeronave.



Foto 1. Desperfectos en el mástil y palas del rotor



Foto 2. Desperfectos en el mástil y palas del rotor

El rotor de cola perdió ambas palas al golpear con el suelo y la superficie de la guarda quedó doblada. La sección de unión del cono de cola con la célula presentaba una deformación hacia la derecha, posiblemente ocasionada al volcar el helicóptero en el suelo sobre el costado izquierdo. La cabina de la tripulación conservaba su forma aunque sufrió la rotura del acristalamiento.

Según la información aportada por el operador, el procedimiento para la realización de la maniobra se inicia con el siguiente chequeo:

- Potencia disponible y máxima utilizable.
- Instrumentos en verde y cantidad de combustible.
- Dirección e intensidad del viento.
- Referencias exteriores.
- Utilización del aeropuerto base, siempre que sea posible.

Una vez hechas esas comprobaciones se practica a 50 pies del suelo y 70 KIAS y eligiendo una buena referencia. Desde vuelo horizontal se comienza a frenar bajando el paso de las palas del rotor principal de manera progresiva actuando sobre el colectivo. Procurando mantener la altura de vuelo, se manipula el mando cíclico intentando levantar el morro. Una actuación excesiva hacia atrás del mando cíclico podría hacer ascender al helicóptero, debiendo anticiparse a esta tendencia con el control colectivo de nuevo, bajando el mando. Es necesario también corregir los movimientos de guiñada con los pedales. Llegando al final de la maniobra, cuando la velocidad es ya es muy reduci-

da, el helicóptero se presenta con actitud de morro arriba. La maniobra requiere, por tanto, una gran coordinación en la actuación de los mandos.

Según declaró el instructor, la práctica se desarrollaba con una primera demostración por su parte, después se realizaba una segunda maniobra en la que conjuntamente actuaban instructor y alumno sobre los mandos, y finalmente una tercera realizada exclusivamente por el alumno. Fue durante la ejecución de la práctica con el alumno solo a los mandos cuando se produjo el incidente al quedarse el helicóptero en actitud pronunciada de morro arriba. Cuando el instructor intentó corregir la situación, ya no consiguió controlar el helicóptero y no pudo evitar que el rotor de cola impactara con el suelo.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 14 de abril de 2004; 12:00 horas
Lugar	Aeropuerto de Málaga (Málaga)

AERONAVE

Matrícula	EC-BNY
Tipo y modelo	PIPER 28R-180
Explotador	Airman

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-360-B1E
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	24 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	1.605 horas
Horas de vuelo en el tipo	1.605 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			3
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Capós de motor y hélice
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La tripulación, compuesta por un instructor y dos alumnos, realizaba un vuelo visual entre los aeropuertos de Málaga y Sevilla sobrevolando diversos puntos predeterminados.

El vuelo resultó normal hasta el momento de entrar en el circuito de tránsito del Aeropuerto de Sevilla y preparar la aeronave para el aterrizaje. Tras accionar el tren la tripulación observó por las indicaciones de cabina que la luz que informa de la extensión de la rueda de morro permanecía apagada y las del tren principal encendidas.

Desde la aeronave se comunicó esta circunstancia a la torre de control y la aeronave se dirigió al sur del campo para intentar desplegar el tren accionando en repetidas ocasiones el sistema de extracción y retracción por el procedimiento normal y de emergencia, resultando infructuosos esos intentos. Con la ayuda de otra aeronave en vuelo se ratificó que el tren delantero no había bajado. La tripulación barajó la posibilidad de ir a Madrid, donde tiene la base principal de operaciones, o volver a Málaga. Finalmente, y por cuestiones de disponibilidad de combustible, volvieron a Málaga, donde aterrizaron a las 11:55 h aproximadamente, haciendo uso del tren principal únicamente. El Servicio de Extinción de Incendios, que fue previamente avisado, estaba preparado en la pista para actuar, aunque no fue necesario.

La tripulación resultó ilesa y en la aeronave se produjeron daños que se localizaron en el capó de la zona del tren de morro, con rozaduras por el contacto con el firme de la pista, en el conducto de salida de los gases de escape y en la hélice tripala que tocó con las puntas en el suelo.

1.2. Información sobre la aeronave

La aeronave había tenido una revisión de 100 h el 23 de marzo de 2004 y otra más de 50 h el 13 de abril del mismo año.

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

Los desperfectos observados eran acordes con el recorrido por la pista, y los principales se produjeron en el último momento cuando la parte delantera de la aeronave tocó el suelo.

1.4. Inspección realizada

Una vez recuperada la aeronave se procedió a efectuar una revisión del tren de morro. Se encontró que, en la zona del tren delantero, el cable con el que se regula la entra-

da de aire alternativo del sistema de inducción del motor estaba trabado en el buje de la rueda de morro. Al liberar el cable, el tren de morro bajó completamente sin mayor novedad.

Se verificó que el cable reseñado había perdido una de las bridas que lo sujetaban en su recorrido a la bancada del motor y que sirve para impedir que se produzcan interferencias entre el cable y los elementos móviles del tren de morro.

La brida que sujetaba el cable de control está sometida a una revisión visual y su reemplazo es «on condition».

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIÓN

Según se comprobó, el cable de mando del aire alternativo había perdido una de las bridas de sujeción a la bancada, quedando libre dentro del vano motor. Por ello, en el despegue del vuelo del incidente y al entrar la rueda de morro girando dentro del compartimiento debió enganchar el cable, que interfirió en el despliegue del tren, llegando a impedir su extensión. Es probable que en las labores de mantenimiento anteriores al suceso no se comprobara el estado en el que se encontraba esa brida.



Brida de sujeción semejante a la del incidente

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 24 de abril de 2004; 15:05 horas
Lugar	Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid)

AERONAVE

Matrícula	EC-FRQ
Tipo y modelo	PIPER PA-28 «Cherokee»
Explotador	Aeromadrid

Motores

Tipo y modelo	TEXTRON LYCOMING O-320-D3G
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	23 años
Licencia	Alumno piloto
Total horas de vuelo	36 horas
Horas de vuelo en el tipo	36 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Cartel indicador al borde de pista

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Solo
Fase del vuelo	Aterrizaje – Recorrido de aterrizaje

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

Durante la realización de un vuelo local de instrucción, la aeronave Piper PA-28, matrícula EC-FRQ, aterrizó en la pista 10 del Aeropuerto de Cuatro Vientos. Durante la carrera de aterrizaje, y al intentar abandonar la pista por la salida rápida, el piloto perdió el control saliéndose por el lado derecho de la pista, impactando el avión con el extremo del ala derecha contra un cartel indicador de distancia de pista remanente.



La aeronave era pilotada por un alumno de una escuela y era el único tripulante de la misma. Tras el suceso, la aeronave continuó rodando hasta la plataforma.

No se produjeron daños personales.

Los daños sobre la aeronave se limitaron al extremo del ala.

El cartel indicador quedó destruido al ser golpeado por el ala sobre la

parte superior, aunque el soporte que lo unía al suelo no cedió al impacto.

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

En la inspección de la pista de vuelos se observó que, aproximadamente 8 m antes de salirse de la pista, quedaron marcadas las huellas de la frenada del tren principal y esas huellas indicaban que la aeronave se desvió a la derecha del eje. La aeronave presentaba el ala de ese lado con un impacto directo junto al borde marginal y con rasguños en el intradós. Por la forma del impacto, dado que la altura del cartel era superior a la del ala, se desprendieron los paneles donde se ubica la señal y la estructura se deformó en la misma dirección que llevaba la aeronave, es decir, hacia la derecha.

1.3. Características del cartel informador de distancia de pista

El cartel que golpeó la aeronave informa de la distancia remanente hasta el final de pista. El cartel tiene un fondo negro, con un número central en blanco reflectante que expresa en miles de pies la distancia. Está situado al borde de la zona asfaltada, dentro de la franja de pista. Sus dimensiones son de 1,23 x 1,23 m de frente y 41 cm de profundidad. Se sujeta al suelo con unos elementos frangibles de 27 cm de longitud. El

material del cartel donde va el rótulo es de PVC y la carcasa exterior que hace de marco es de fibra de vidrio gris. Los carteles de este tipo son luminosos, alimentados con corriente alterna.

Su instalación está basada en el documento de la FAA denominado «Aeronautical Information Manual», capítulo 2, sección 3.13, «Runway distance remaining signs», y en el Anexo 14 de OACI, apartado 5.4, «Letreros».

El cartel en cuestión llevaba instalado más de tres años.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El vuelo transcurrió sin novedad hasta que en la carrera de aterrizaje el alumno, con la intención de abandonar la pista por la salida rápida de la pista 10, se salió por el lado derecho de la pista chocando con un cartel. En la superficie de la pista quedaron reflejadas las huellas de una fuerte frenada indicadora del desvío a la derecha. La salida rápida quedaba pocos metros más adelante.

Según lo expuesto anteriormente, la causa más probable de la salida de pista fue que al tener el alumno predeterminada la intención de abandonar la pista por la salida rápida, frenó bruscamente cuando su velocidad todavía era elevada, perdiendo el control direccional de la aeronave.

En la rodadura por la franja golpeó un cartel indicador de distancia en su parte superior que resultó ser más frágil que los soportes frangibles que lo sujetaban al terreno.



RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 12 de agosto de 2004; 20:45 horas
Lugar	Candasnos (Huesca)

AERONAVE

Matrícula	EC-IMZ
Tipo y modelo	BELL 407
Explotador	Helicópteros del Sureste, S. A.

Motores

Tipo y modelo	ROLLS ROYCE 250-C47B
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	33 años
Licencia	Piloto comercial de helicóptero
Total horas de vuelo	2.585 horas
Horas de vuelo en el tipo	120:45 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Tendido eléctrico

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Contraincendios
Fase del vuelo	Maniobrando – Vuelo a baja altura

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave despegó de la Base de Incendios de Peñalba (Huesca), a las 20:35 h locales, con el objeto de colaborar en la extinción de un incendio de rastrojos y de neumáticos, situado en el término municipal de Candasnos (Huesca) y a unos cuatro minutos de vuelo de la base.

Las condiciones meteorológicas (según declaración del piloto) eran buenas para el vuelo.

Tras realizar una descarga, el balde empleado para el transporte y descarga de agua («bambi bucket») que portaba la aeronave golpeó contra unos cables de una línea eléctrica. Tras el impacto, el piloto decidió aterrizar.

Una vez en tierra, el piloto procedió a soltar el «bambi bucket», que continuaba unido al gancho de carga, y tras realizar una prueba en vuelo estacionario, continuó el vuelo hasta la base.

El piloto resultó ileso.

La aeronave sufrió daños en una de las palas del rotor principal. El «bambi bucket» quedó inutilizable. Se produjeron también daños en una de las torres de la línea eléctrica. Resultó doblada por el impacto de la aeronave contra los cables, aunque ningún cable resultó cortado.

1.2. Información sobre la tripulación

El piloto disponía de una licencia de piloto comercial de helicóptero. Estaba en posesión de la habilitación agroforestal limitada a actividades contra incendios, válida hasta el día 29 de marzo de 2005, y habilitaciones de tipo para aeronaves Bell 407 y HU 300.

Estaba en posesión de un certificado médico válido hasta el día 27 de marzo de 2005.

Durante los doce meses anteriores al accidente había desarrollado la siguiente actividad:

Últimos 12 meses: 67:45 h

Últimos 30 días: 18:45 h

Últimas 24 horas: 1:45 h

1.3. Investigaciones

1.3.1. Declaración del piloto

Al llegar a la zona del incendio, dio una vuelta de reconocimiento y observó dos líneas eléctricas existentes en la zona. Aterrizó en las proximidades del fuego y desembarcó a la brigada forestal. A continuación, instaló el «bambi bucket» en la aeronave.

Inició de nuevo el vuelo para recoger agua en una balsa próxima y procedió a lanzarla sobre el incendio. Realizó la pasada de sur a norte y paralela a una de las dos líneas eléctricas. Tenía la línea a su derecha y el fuego a su izquierda.

Una vez lanzada el agua, observó a escasos metros frente a la aeronave una línea que cruzaba perpendicularmente a su trayectoria. Subió el morro para que el helicóptero ascendiese y pudiera librar los cables. Cuando se encontraba aproximadamente sobre la línea, sintió un tirón desde la parte de atrás de la aeronave y cómo la misma bajaba el morro. Inmediatamente después escuchó un pequeño golpe, pero no tuvo la sensación de que se hubieran producido daños en el rotor principal.

Estabilizó el helicóptero y procedió al aterrizaje. Durante esos momentos no percibió vibraciones.

Aunque había realizado un reconocimiento de la zona y había observado la presencia de la línea con la que impactó, no recordó la existencia de la misma en el momento de realizar la pasada para el lanzamiento del agua. No efectuó ninguna acción sobre los actuadores de apertura del gancho de carga.

El sol, a pesar de estar muy bajo, por la hora próxima al ocaso, no interfería en la visión.

1.3.2. *Información sobre el gancho de carga*

El gancho de carga va colocado en la parte inferior del fuselaje. El gancho dispone de apertura eléctrica y manual. La apertura eléctrica se acciona por medio de un interruptor situado en la palanca del mando cíclico. El sistema eléctrico está protegido por un dispositivo disyuntor («breaker»).

En caso de fallo del mecanismo anterior, el gancho dispone de un sistema de emergencia accionado por una palanca que actúa independientemente de la posición del interruptor eléctrico.

1.3.3. *Inspección de la aeronave*

Se comprobó que una de las palas del rotor principal estaba dañada por impacto con el «bambi bucket».

2. ANÁLISIS

La maniobra de vuelo para la suelta del agua se realizó con un rumbo norte, paralela a la línea eléctrica que discurre sur-norte y a unos seis metros de distancia de la misma.

Dicha línea se encontraba a la derecha del piloto, mientras que el fuego se encontraba a su izquierda.

La altura a la que se encontraba el «bambi bucket» era menor que la de la línea eléctrica paralela a la trayectoria de la aeronave. El piloto mantuvo la misma altura sobre el suelo durante la operación de descarga, hasta que observó la línea perpendicular e inició un cambio de actitud de la aeronave hacia arriba.

El hecho de que el «bambi bucket» estuviera por debajo de la línea eléctrica de la derecha implicaba tener cerradas las salidas laterales ante cualquier emergencia que se presentase.

El piloto en ningún momento actuó sobre la suelta del gancho de carga para liberar al «bambi bucket» del helicóptero. Esta maniobra podría haber liberado al helicóptero de los daños producidos y aumentado la seguridad de la operación tras el impacto. Ante la imposibilidad de evitar el impacto contra un obstáculo, las tripulaciones deberían tener en cuenta la conveniencia de «limpiar» la configuración del helicóptero desprendiéndose de todos aquellos elementos que puedan entrar en contacto con los obstáculos o puedan interferir para la realización de una toma con seguridad.

3. CONCLUSIONES

El incidente se produjo por el impacto del «bambi bucket» suspendido del helicóptero contra unos cables como consecuencia de que el piloto no se percató a tiempo de la presencia de la línea eléctrica.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 30 de septiembre de 2004; 09:45 horas¹
Lugar	Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid)

AERONAVE

Matrícula y núm. serie	EC-CAC
Tipo y modelo	PIPER PA-23-250
Explotador	Servicios Politécnicos Aéreos, S. A.

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-540-C4B5
Número	2

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	57 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	12.921 horas
Horas de vuelo en el tipo	5.100 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Baliza de borde de pista

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Comercial – Fotografía aérea
Fase del vuelo	Carrera de despegue

¹ Las horas indicadas en el informe son horas UTC. La hora local se calcula sumándole dos horas a la UTC.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave tenía previsto realizar un vuelo fotográfico de 4 h de duración con origen y destino el Aeropuerto de Cuatro Vientos. La pista en uso era la 28. A bordo de la aeronave iban dos personas, el piloto y un fotógrafo.

El piloto realizó la inspección prevuelo, en la que no notó nada anormal, después obtuvo la autorización para despegar por la pista 28, e inició la carrera de despegue. Cuando había recorrido 200 m aproximadamente, el piloto tuvo la sensación de atravesar un ligero bache en la pista y oyó un sonido metálico. La aeronave comenzó a vibrar y el morro comenzó a bajar. A continuación las hélices empezaron a impactar con el asfalto.

El piloto decidió abortar el despegue y redujo la potencia de los motores a la vez que tiraba de los mandos para intentar aumentar el ángulo de asiento de la aeronave. Simultáneamente cortó mezcla, magnetos, máster y cerró las llaves de combustible. No consiguió evitar que el morro de la aeronave contactara con el asfalto, dejando huellas hasta que el avión se detuvo.

A continuación el piloto se desvió hacia la zona de tierra para, según dijo en su declaración, evitar que el rozamiento con la pista produjera un incendio y lo hizo pisando suavemente el freno izquierdo.

Finalmente la aeronave se paró a 1.430 m del umbral de la pista 28 y con la rueda derecha apoyada sobre la línea de borde de pista. La parte izquierda de la aeronave se encontraba fuera de la zona asfaltada.

Los dos ocupantes abandonaron la aeronave por sus propios medios. Los servicios de emergencia acudieron rápidamente, antes de que los ocupantes abandonaran la aeronave, y aplicaron agua con espumógenos para evitar que se produjera incendio, ya que por los respiraderos de las semialas se había derramado combustible.

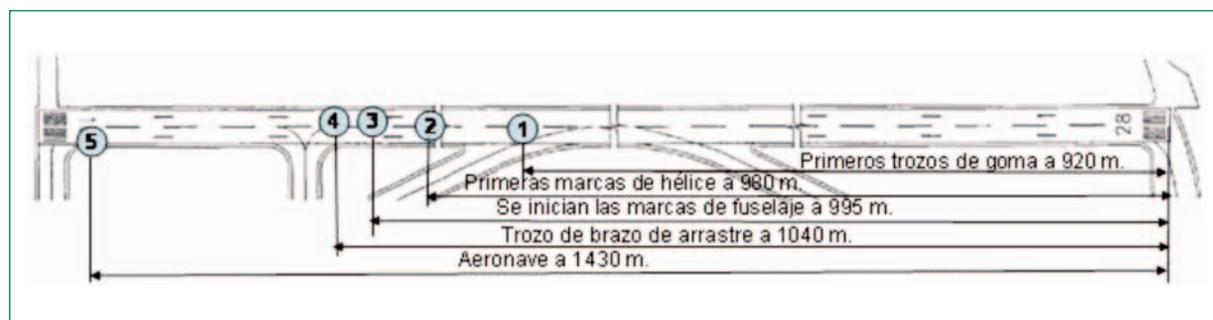


Figura 1. Huellas de la aeronave en pista

La aeronave sufrió daños importantes en la parte delantera del fuselaje, las hélices y el tren de morro. La rueda del tren de morro había reventado y se encontraron restos de cubierta en la pista.

Al salirse de la pista la aeronave pasó sobre una baliza de borde de pista que tuvo que ser sustituida por los daños que tenía.

1.2. Información sobre el personal

Los datos más importantes de experiencia y titulación del piloto al mando de la aeronave se muestran en la tabla siguiente.

Información sobre el piloto		
Edad	57 años	
Nacionalidad	Española	
Licencia	Piloto comercial de avión (desde 08-01-1974)	
<i>Habilitación (validez)</i>	Monomotor terrestre pistón (hasta 23-12-2004)	
	Multimotor terrestre pistón (hasta 19-01-2005)	
	VRF-HJ (vuelo visual diurno)	
<i>Experiencia</i>	Total	12.921 h
	En el tipo	5.100 h
	Últimos 90 días	130 h
	Últimos 30 días	49:45 h
<i>Actividad</i>	Hora de comienzo actividad aérea	08:50 h
	Descanso previo	45 h
<i>Certificado médico</i>	Tipo	Reconocimiento médico clase 1
	Fecha	Válido hasta 04-11-2004

1.3. Información sobre la aeronave

Los datos relativos a la aeronave se indican a continuación:

Información general	
Matrícula	EC-CAC
Fabricante	Piper Aircraft Corp.
Modelo	Piper PA-23-250

Información general (continuación)		
Número de serie	27-4770	
Año de fabricación	1971	
Motor 1	Fabricante	Lycoming
	Modelo	IO-540-C4B5
	Número de serie	L-9560-48
Motor 2	Fabricante	Lycoming
	Modelo	IO-540-C4B5
	Número de serie	L-9572-48
Hélice 1	Marca	Hartzell
	Modelo	HC-E2YR-2RBS
Hélice 2	Marca	Hartzell
	Modelo	HC-E2YR-2RBS
Certificado de aeronavegabilidad	Clase	Normal
	<i>Empleo</i>	Categoría: Trabajos aéreos
		Prestación: Normal. Aeronave idónea sólo para vuelo visual.
		Modalidad: Fotografía vertical y oblicua. Investigación y reconocimiento instrumental.
	Número	1253
	Emisión	23-09-1991
	Validez	Hasta 27-10-2004
Última renovación	20-01-2004	

Características técnicas		
Dimensiones	Envergadura	11,338 m
	Altura	9,515 m
	Longitud	3,139 m
Limitaciones	Peso máximo despegue	2.311,54 kg
	Tripulación mínima	1 piloto

Información de mantenimiento		
Aeronave	Horas	4.747:25 h
Motor 1	Horas	4.747:25 h
Motor 2	Horas	4.747:25 h

Información de mantenimiento (continuación)		
Últimas inspecciones	Aeronave y motor	Tipo de inspección B (100 h) Horas aeronave: 4.678:35
		Tipo de inspección A (50 h) Horas aeronave: 4.727:25

La rueda del tren de morro se montó en la aeronave el 6-11-2001.

1.4. Información meteorológica

El METAR del Aeropuerto de Cuatro Vientos a las 9:30 era el siguiente:

LEVS 300930Z VRB03KT CAVOK 20/05 Q1022 NOSIG=

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

A 920 m del umbral de pista se hallaron los primeros restos de la cubierta y la cámara de la rueda de morro.

A 980 m aparecían marcas de las hélices de ambos motores.



Figura 2. Situación final de la aeronave



Figura 3. Brazos de arrastre del tren de morro (vista desde la parte posterior del tren)

A 995 m el morro de la aeronave comenzó a arrastrarse por la pista y dejó huellas visibles hasta que la aeronave se paró a 1.430 m del umbral de pista.

Un trozo del brazo de arrastre izquierdo del tren de morro se halló a 1.040 m desde el umbral de pista. En la inspección posterior se comprobó que el otro brazo de arrastre estaba doblado.

La aeronave presentaba daños principalmente en la parte delantera. La parte inferior del fuselaje se había desgastado por el roce sobre la pista y las compuertas del tren de morro estaban deterioradas.

La rueda de morro había reventado y la llanta presentaba signos de haber deslizado sobre el asfalto.

El estado de la cubierta no indicaba que la rueda estuviera excesivamente deteriorada antes de reventar. En general, los daños que presentaba se iniciaban donde apoyaba la llanta y se extendían hasta el trozo de cubierta que se había desprendido, como se observa en la figura 4.

La cubierta presentaba un corte que se iniciaba en el centro, como se puede ver en la figura 5, y cuya morfología no seguía el mismo patrón que el resto de daños.



Figura 4. Daños producidos por la llanta



Figura 5. Daño en la zona central de la cubierta

Una de las palas de la hélice izquierda había perdido el extremo y las de la hélice derecha estaban dobladas y con marcas de contacto con el asfalto.

Se inspeccionó la pista y no se encontró ningún objeto que pudiera haber dañado la rueda durante la carrera de despegue.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Los datos indican que el accidente se originó por el reventón de la rueda del tren delantero. El reventón provocó que el avión terminara deslizando sobre la llanta en unas condiciones que llegaron a ocasionar la rotura de elementos del tren de morro y consecuentemente esta circunstancia indujo con posterioridad los mayores daños en la aeronave.

Al inspeccionar la rueda se observó que una de las marcas que tenía se desarrollaba desde el centro de la cubierta hacia los extremos, mientras que el resto tenían un comportamiento contrario. El primero de los daños podría haber sido el origen de que la rueda reventara. Según la información obtenida, no se observó nada anormal en la revisión prevuelo, por lo que el deterioro podría haberse producido durante el rodaje hacia la pista.

Por tanto, la causa del accidente fue la pérdida de control de la aeronave en la carrera de despegue originada porque la rueda de morro reventó, probablemente debido a un daño previo de dicha rueda.