

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).

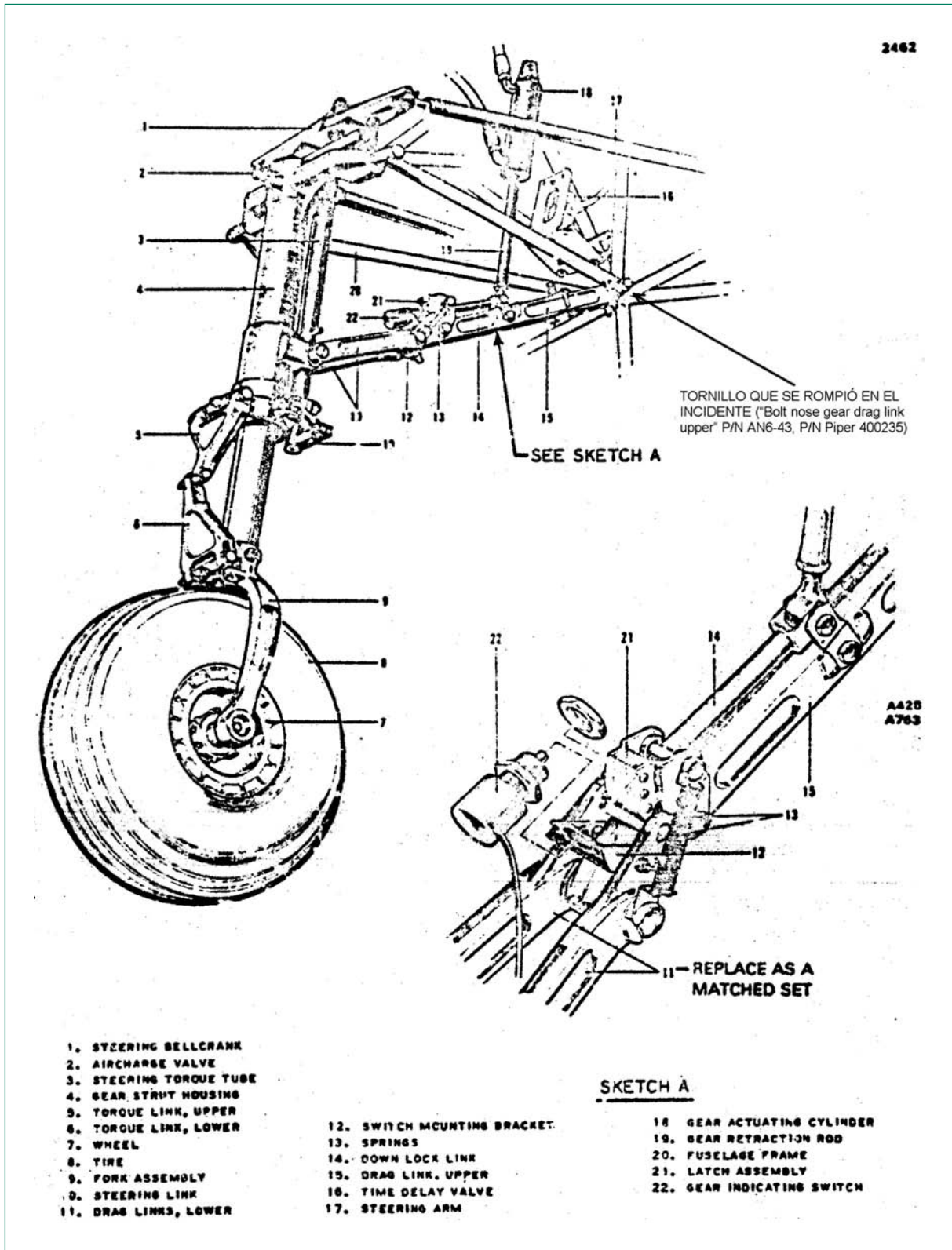


Figura 1. Del manual de mantenimiento de la PA-23-250. El microinterruptor de indicación de tren es el n.º 22 y queda pisado cuando las dos barras de arrastre («upper and lower drag link», 15 y 11, quedan con la alineación adecuada)

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.

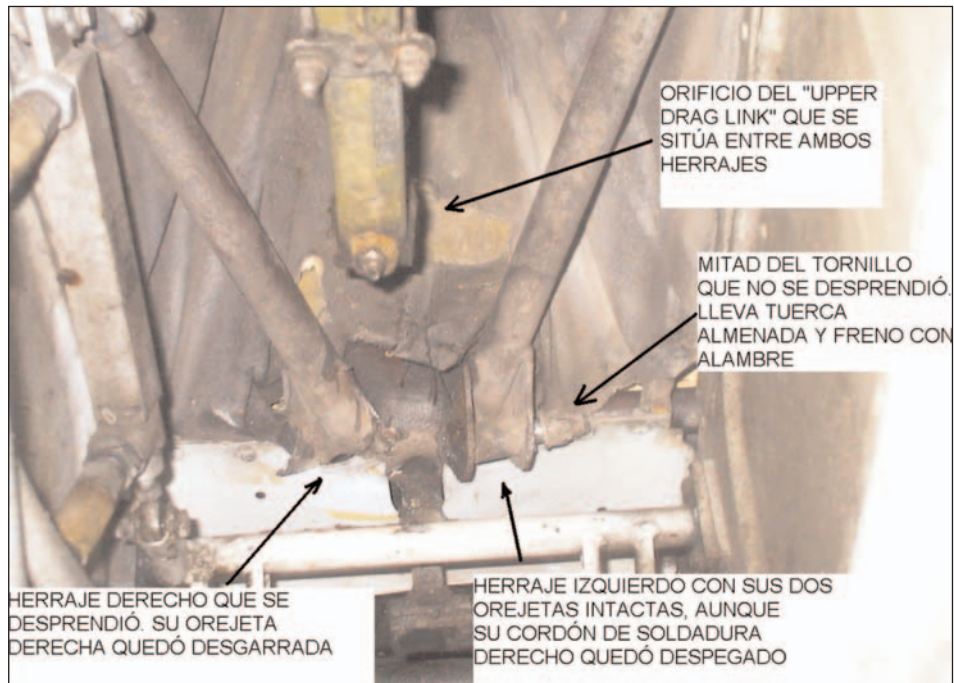
Finalmente, el 03-10-2003 se realizó la citada inspección de 100 h tras la cual se llevó a cabo el vuelo de prueba en el cual ocurrió el incidente.

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.

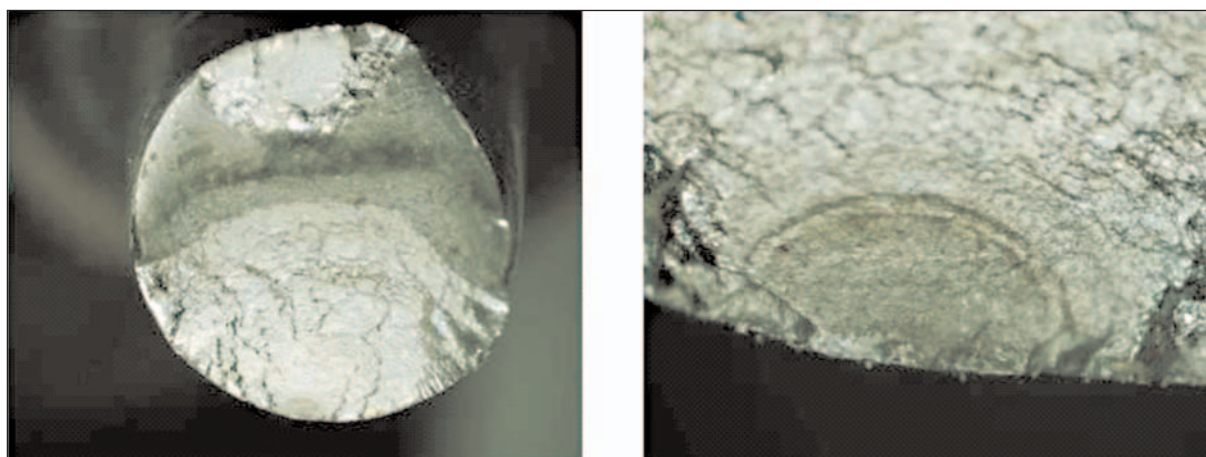


Foto 5. Detalle de la superficie de fractura del tornillo

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.