

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 19 de noviembre de 2005; 10:25 h local
Lugar	Aeropuerto de Valencia

AERONAVE

Matrícula	EC-IHS
Tipo y modelo	PIPER PA-34-200
Explotador	Airmed

Motores

Tipo y modelo	CONTINENTAL TSIO-360-C1B6
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Alumno piloto
Edad	31 años	32 años
Licencia	Piloto comercial avión	Piloto privado avión
Total horas de vuelo	1.650 h	235 h
Horas de vuelo en el tipo	200 h	28 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			3
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

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

INFORME

Fecha de aprobación	21 de diciembre de 2005
---------------------	--------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave despegó del Aeropuerto de Valencia, en vuelo de instrucción, con intención de realizar el trayecto Valencia-Ibiza-Valencia. A bordo se encontraban el instructor y dos alumnos.

El aterrizaje en el Aeropuerto de Ibiza se realizó normalmente, y seguidamente iniciaron el retorno al Aeropuerto de Valencia.

Aterrizaron en la pista 30 de este aeropuerto e instantes después de que la rueda delantera contactase con la pista, la tripulación observó que el morro de la aeronave descendía. En ese momento el instructor tomó los mandos, lo que indicó al alumno diciéndole «mío», y tiró de la palanca hacia atrás a fin de mantener levantada la parte delantera de la aeronave. A medida que la aeronave iba decelerando, y, por ende, el timón de profundidad iba perdiendo efectividad, el morro de la aeronave fue cayendo hasta que contactó con la pista. Ambas hélices también impactaron contra el pavimento de la pista.

La aeronave continuó su movimiento apoyada sobre el fuselaje delantero, hasta que se detuvo en el margen izquierdo de la pista.

Los tres ocupantes de la misma resultaron ilesos y pudieron abandonarla por sus propios medios.

Ya una vez fuera de la aeronave, observaron que la pata de morro estaba casi totalmente retraída.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

A consecuencia del plegado de la pata de morro, la aeronave sufrió daños en las compuertas de dicha pata, en el fuselaje delantero y ambas hélices.

1.3. Otros daños

No hubo más daños.

1.4. Información sobre la tripulación

El piloto al mando disponía de una licencia de piloto comercial de avión y habilitaciones para vuelo instrumental, de instructor de habilitación de clase (CRI) y de ins-

structor de habilitación de vuelo instrumental (IRI), Su experiencia total de vuelo era de 1.650 h, de las cuales 200 h las había realizado en el tipo de aeronave que sufrió el incidente.

El alumno disponía de una licencia de piloto privado de avión, válida hasta el 22-02-2007. Su experiencia de vuelo total alcanzaba las 235 h, de las cuales 28 eran en el tipo de aeronave.

1.5. Información sobre la aeronave

1.5.1. *Certificado de aeronavegabilidad*

La aeronave tenía un certificado de aeronavegabilidad, de categoría normal, válido hasta el día 18-10-2006.

1.6. Inspección de la aeronave

1.6.1. *Descripción de la pata de morro*

Esta aeronave está equipada con un tren de aterrizaje retráctil de tipo triciclo, cuya extensión y retracción se efectúa mediante un sistema hidráulico, que está alimentado por una bomba eléctrica reversible.

Como puede apreciarse en la Figura 1, la pata de morro está unida mediante dos tornillos (7), a una bancada (35) que está a su vez fijada a la estructura de la aeronave. La extensión y retracción de la pata se efectúa mediante la intervención de un actuador hidráulico (39), que hace que la pata pivote alrededor de los dos tornillos que la unen a la bancada.

A la parte superior de la pata va unido uno de los extremos del sobrecentro (E), estando su otro extremo fijado a la estructura de la aeronave. El elemento rotulado con el número 40 es un tensor, que conecta el sobrecentro con el actuador.

En el proceso de extensión el actuador empuja la pata haciendo que ésta gire hacia detrás, pivotando sobre los tornillos que la unen a la bancada. Este movimiento hace que el sobrecentro se vaya desplegando, hasta que queda en posición rectilínea. Finalmente la acción del elemento (40) empujándolo hacia abajo, es la que hace que sobrepase su centro y bloquee la pata.

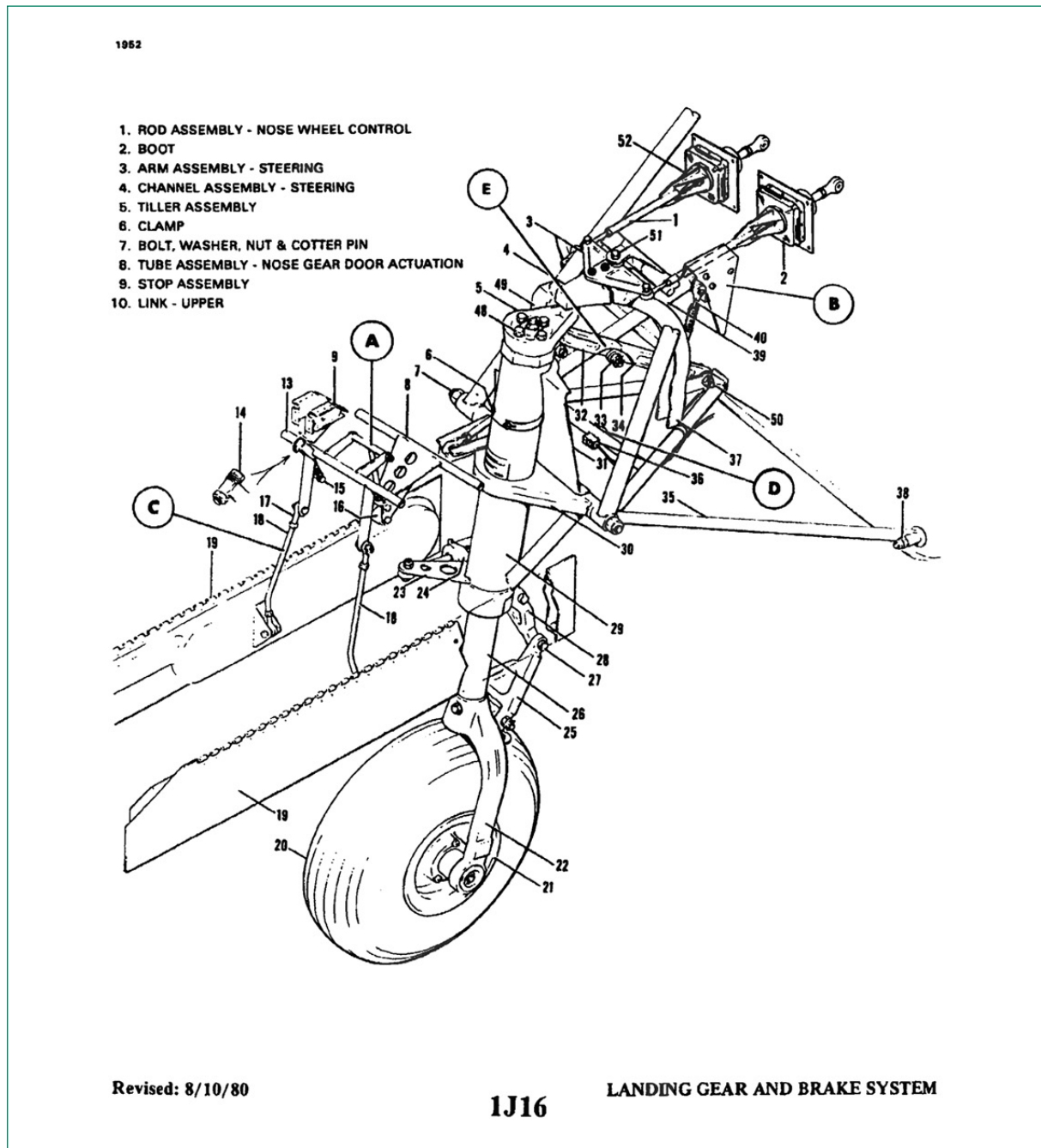


Figura 1. Esquema de la pata de morro

Dicho elemento (40) es un tensor («down lock link») formado por tres partes principales. La parte superior dispone de un vástago roscado, que se rosca en el interior de la parte central, lo que permite ajustar su longitud. La parte inferior se introduce en el elemento central y se fija a él mediante un pasador de diámetro inferior al de los taladros, lo que permite que haya cierta variación en su longitud. La acción de un muelle situado en la parte exterior, contribuye a mantener el tensor en la posición extendida.

1.6.2. *Requisitos de mantenimiento*

Como consecuencia del elevado número de incidentes relacionados con la pata de morro del tipo de aeronave Piper PA-34, New Piper Aircraft emitió el 30-11-2004 el boletín de servicio n.º 1123A. Asimismo, la Federal Aviation Administration emitió la Directiva de Aeronavegabilidad AD-2005-13-16, que entró en vigor el día 08-08-2005, que en la práctica hace mandatorio el anteriormente citado boletín de servicio de New Piper Aircraft n.º 1123A.

En éste se dictan instrucciones sobre tres líneas de actuación: Inspección, modificación de componentes y montaje y reglaje, cuyo objeto no es otro que prevenir los fallos de este elemento.

En lo que se refiere al elemento «down lock link» establece que debe inspeccionarse cada 100, 500 y 1.000 h, aunque no modifica ninguno de sus componentes.

En cuanto a su montaje y reglaje, dicta las siguientes instrucciones:

- Instalar el «down lock link» conectando el extremo que tiene rótula al «retraction link» y el otro a la parte inferior del sobrecentro.
- Ajustar la longitud del «down lock link» de forma que el pasador quede tocando la parte superior del orificio.
- Retraer el tren de aterrizaje y desplegarlo por gravedad al menos tres veces. Desmontar el «down lock link», acortarlo 1/2 vuelta y reinstalar.

1.6.3. *Inspección de la pata de morro*

A fin de retirar la aeronave de la pista, se procedió a levantar su parte delantera. Al hacerlo se pudo observar que la pata de morro se desplegaba con aparente normalidad, a la par que comenzaban a plegarse las dos patas del tren principal.

A continuación se llevó la aeronave hasta las instalaciones del mantenedor donde se procedió a su elevación mediante gatos, observando que la pata de morro se iba desplegando, aunque muy lentamente. Se inspeccionó visualmente esta pata, no apreciándose, en principio, ninguna rotura. Las otras dos patas estaban desplegadas y bloqueadas.

Seguidamente, estando la palanca de tren en posición «abajo», se conectó el master. Inmediatamente se puso en marcha la bomba hidráulica, y la pata de morro comenzó a desplegarse hasta completar su recorrido, momento en el cual se paró la bomba. Se comprobó que en cabina estaban encendidas las tres luces verdes indicadoras de tren abajo y bloqueado.

A continuación se llevó la palanca de tren a la posición «arriba». La bomba se puso en marcha, y se realizó el ciclo completo de forma satisfactoria.

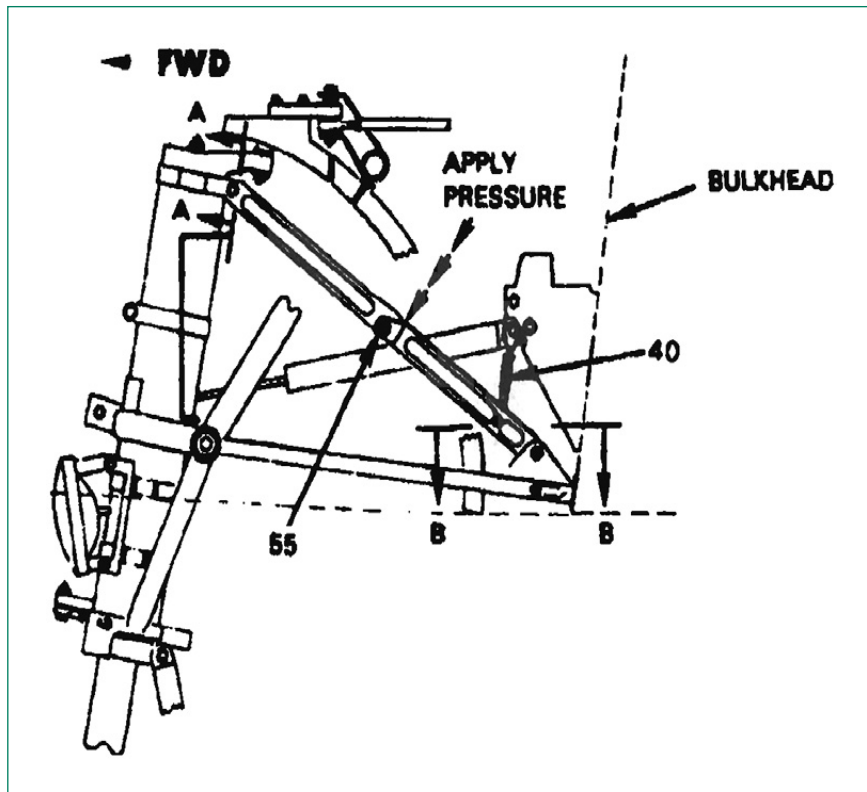


Figura 2. Esquema de detalle de la pata de morro

Se realizaron varios ciclos de tren más, tanto por el procedimiento normal como por el de emergencia, siendo todos ellos correctos.

A la vista de que aparentemente no había ningún fallo en el sistema, se decidió inspeccionar más a fondo el mecanismo de bloqueo de la pata, observándose que el sobrecentro no quedaba firmemente sujeto por el elemento «down lock link», a causa de lo cual podría desbloquearse la pata. A fin de comprobar este extremo se llevó manualmente el sobrecentro a la posición máxima que permitía el «down lock link» y se tiró de la pata, observando que se plegaba fácilmente.

A continuación se desmontó el «down lock link» y se observó que el tornillo que lo une al «retraction link» se encontraba fuertemente doblado, precisamente en la zona en la que va la rótula del «down lock link».

1.6.4. Información sobre el mantenimiento de la aeronave

En septiembre de 2005 la aeronave fue sometida a una revisión de 1.000 h, en la que se desmontó totalmente la pata de morro y, entre otras tareas, se cumplimentaron las órdenes técnicas AD-2005-13-16 (Directiva de Aeronavegabilidad) y 1123A (boletín de servicio).

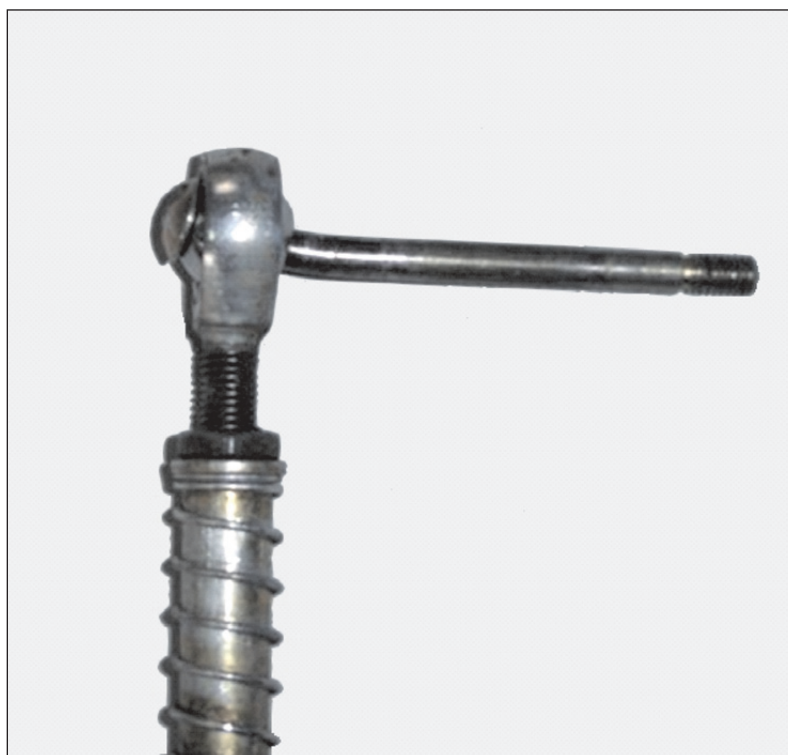


Foto 1. «Down lock link» y tornillo de unión al «retraction link»

Posteriormente la aeronave fue sometida a una revisión de 50 h, en la cual, de acuerdo con el boletín 1123A, no se requiere inspeccionar el «down lock link».

Por lo tanto, la última vez que se realizaron tareas en este elemento fue en la revisión de 1.000 h realizada en septiembre de 2005.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

2.1. Análisis

Durante el proceso de extensión del tren de aterrizaje, la bomba hidráulica suministra presión a los actuadores, hasta que se completa la extensión completa de los tres patas, momento en el que se para la bomba.

Si bien, en ese instante hay mayor presión en el circuito de presión que en el de retorno, esta diferencia va disminuyendo paulatinamente hasta desaparecer, al no haber ninguna válvula restrictora en el circuito.

Por tanto, la pata se mantiene bloqueada únicamente mediante el sobrecentro, el cual debe mantenerse en su posición adecuada por la acción que sobre él realiza el «down lock link».

En este caso, la pata se plegó debido a que el sobrecentro no estaba adecuadamente sujeto, a consecuencia de lo cual podía salirse fácilmente.

La incorrecta sujeción del sobrecentro se debía a la conjunción de dos factores: la escasa longitud del tensor «down lock link» y la deformación del tornillo de unión de este elemento al «retraction link», que en la práctica se traduce en una disminución de la longitud del tensor.

La deformación que presenta el tornillo está claramente producida por esfuerzos de flexión, que solamente han podido ser originados por las cargas transmitidas por el «down lock link». Este hecho llama la atención, ya que la unión de este elemento al tornillo se realiza a través de una rótula, que es un tipo de unión que se caracteriza por no transmitir generalmente esfuerzos de ese tipo, además de que la zona del tornillo en la que va fijado está en voladizo (véase Figura 3). Dadas estas características, si el tornillo está bien apretado, dicha zona únicamente estará sometida a esfuerzos de cortadura. Ahora bien, si el tornillo estuviese deficientemente apretado, si podrían aparecer cargas de flexión. Por lo tanto, se considera que el tornillo se deformó a causa de un deficiente apriete del mismo.

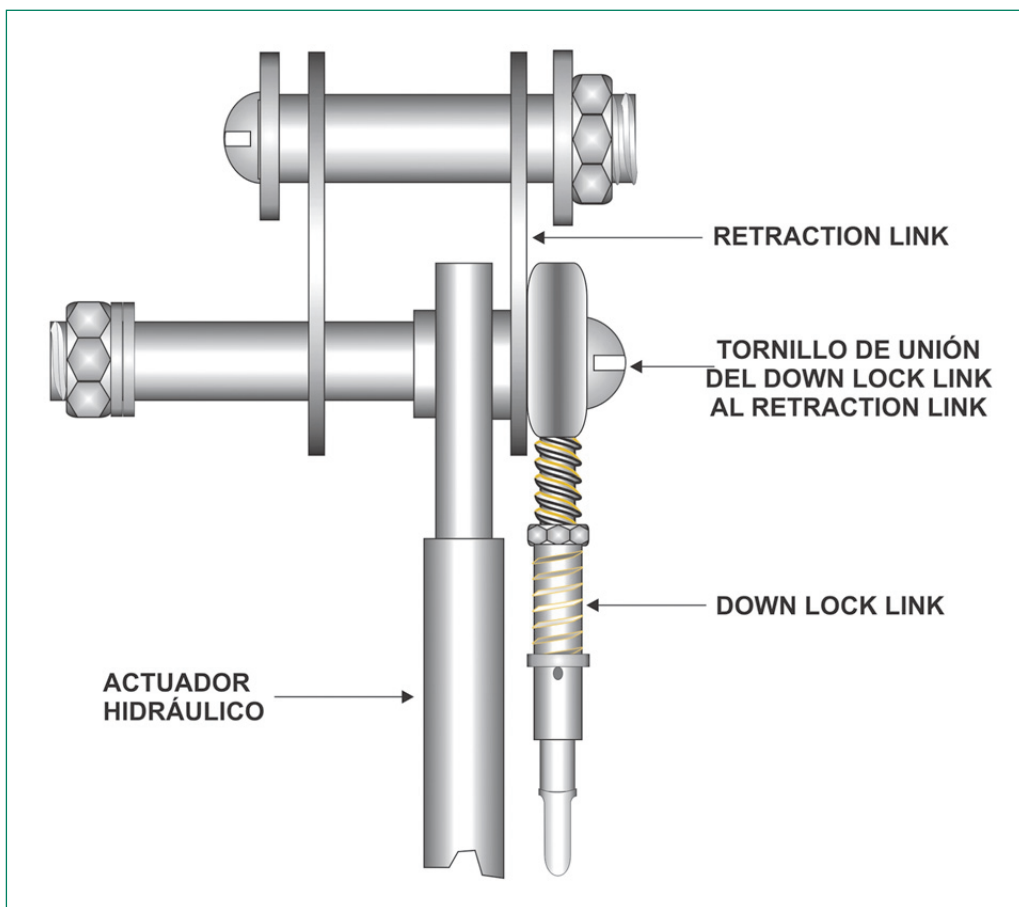


Figura 3. Unión del «down lock link» al «retraction link»

Como quiera que en la inspección de 1.000 h realizada a la aeronave en septiembre de 2005, se procedió al desmontaje, inspección y posterior reinstalación del «down lock link» y el tornillo que lo une al «retraction link», se considera que en ese momento este último no debía presentar deformación alguna, por lo que ésta debió producirse posteriormente.

En lo que respecta al motivo por el que, al levantar la aeronave se desbloquearon y comenzaron a plegarse las dos patas principales, cabe indicar que en ese momento la presión debía ser igual en ambos circuitos hidráulicos, presión y retorno. Al levantar la aeronave, la pata de morro se desplegó por gravedad, induciendo el estiramiento del actuador hidráulico, lo que a su vez, generó un diferencial de presión entre ambos circuitos, que provocó un ligero acortamiento de los dos actuadores de las patas principales y, consecuentemente, el inicio de su plegado.

2.2. Conclusiones

La retracción de la pata de morro de la aeronave fue originada por una defectuosa sujeción del sobrecentro por parte del tensor «down lock link».

El origen del mal comportamiento del «down lock link» estuvo, por un lado, en un incorrecto reglaje de la longitud del propio tensor, y por otro en la deformación del tornillo de unión del tensor al «retraction link», probablemente por un apriete deficiente y que supuso un incremento en el desajuste de dicho tensor.