

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

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

AERONAVE

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

Motores

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

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

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

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

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

INFORME

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

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

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

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

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

1.2. Daños sufridos por la aeronave

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

1.3. Información sobre la tripulación

Piloto al mando

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

Copiloto

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

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

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

1.4.2. Motor

Marca:	Pratt & Whitney
Modelo:	PT6A-114A

1.4.3. Certificado de aeronavegabilidad

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

1.4.4. Mantenimiento

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

1.5. Inspección de la aeronave

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

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

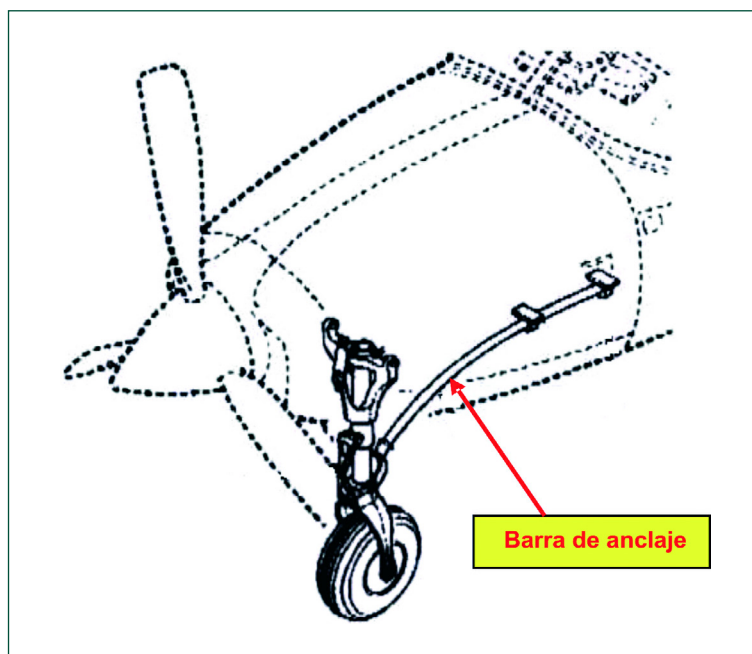


Figura 1. Detalle de la barra de anclaje de la pata de morro

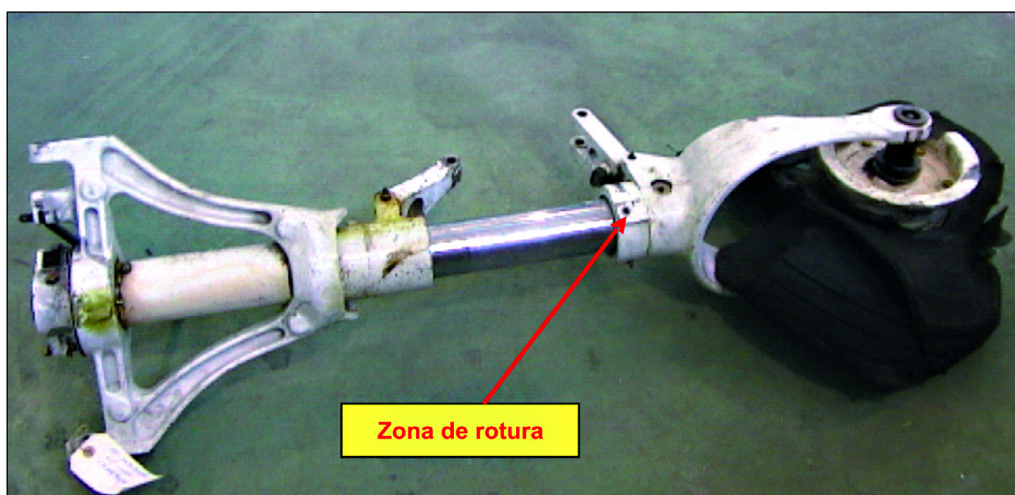


Figura 2. Fotografía de la pata de morro

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

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

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

1.6. Descripción de la pata de morro

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

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

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

1.7. Estudio de los pernos afectados

1.7.1. Observación visual

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

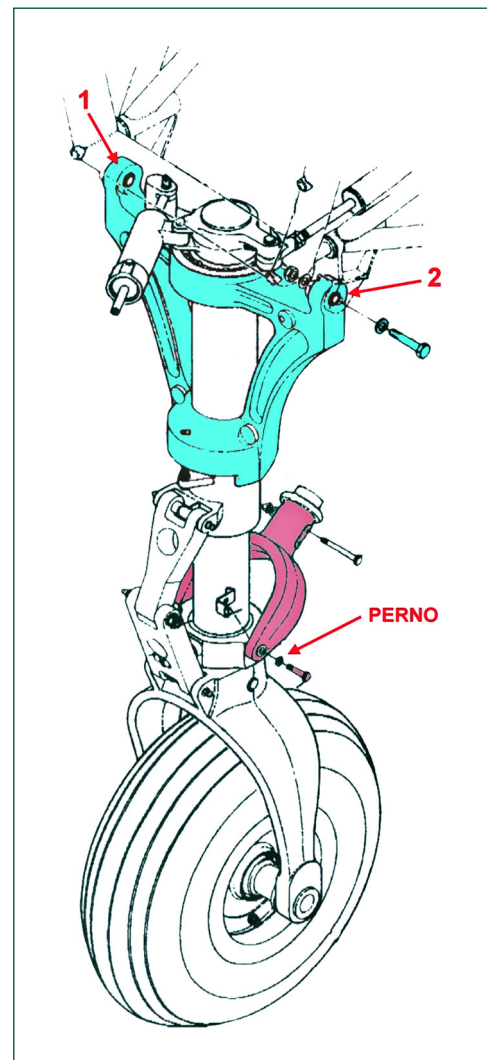


Figura 3. Montaje de la pata de morro

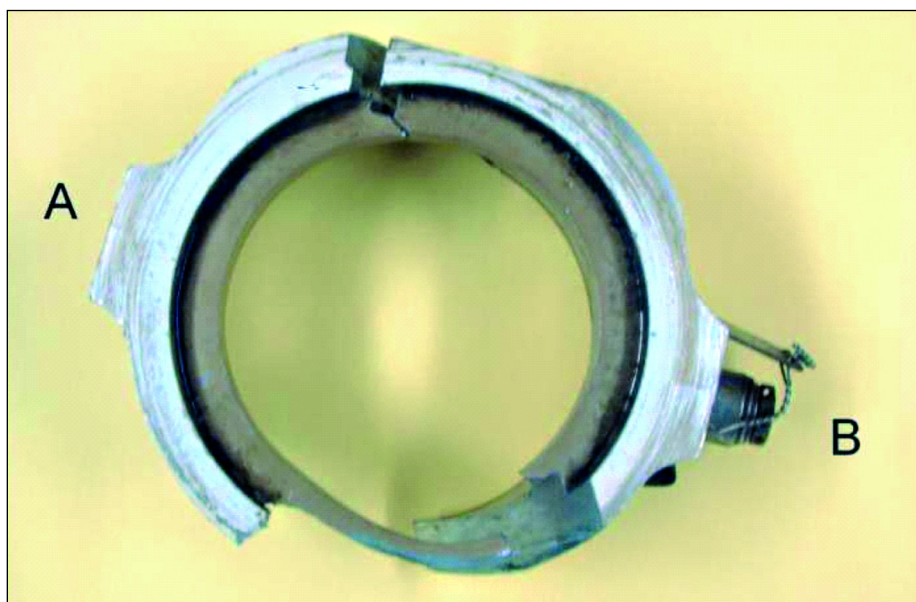


Figura 4. Fotografía de la pieza donde se alojaban los pernos

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

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

1.7.2. Estudio metalúrgico

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

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



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

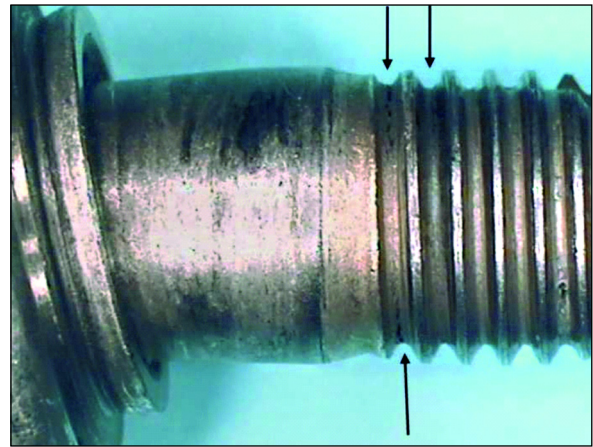


Figura 6. Grietas en el perno doblado

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

2. ANÁLISIS

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

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

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

3. CONCLUSIONES

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

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