

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 23 de mayo de 2006; 21:10 h local
Lugar	Aeropuerto de Alicante

AERONAVE

Matrícula	EC-DDI
Tipo y modelo	SOCATA RALLYE 150ST
Explotador	Air Sureste

Motores

Tipo y modelo	TEXTRON LYCOMING O-320-E2A
Número	L-47535-27A

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	24 años
Licencia	PPL(A), desde 25-08-2004, y CPL(A), desde 11-10-2005
Total horas de vuelo	270:45 h
Horas de vuelo en el tipo	41:45 h, todas ellas realizadas en los últimos 30 días

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Pata de morro, puntas de hélice dobladas y con rasponazos y dos impactos, en plano horizontal izquierdo, con perforación
Otros daños	Menores en la pista del aeropuerto

DATOS DEL VUELO

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

INFORME

Fecha de aprobación	28 de noviembre de 2007
---------------------	--------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El incidente ocurrió a las 21:10 h¹ (local) del 23 de mayo del 2006, durante el aterrizaje de la aeronave matrícula EC-DDI, modelo Rallye 150-ST, por la cabecera 10 de la pista del Aeropuerto de Alicante. Como estaba previsto, el vuelo realizado había sido local, de entrenamiento y con una duración de dos horas y media. La aeronave se había repostado previamente para una autonomía de cinco horas y media y, en el vuelo, llevaba dos ocupantes a bordo, el piloto y un alumno. El despegue se realizó a las 19:30 h (local).

Durante el vuelo, se efectuaron todas las maniobras programadas, consistentes en virajes a 30° y 45°, vuelo lento, ascensos, descensos, etc., y, ante la buena progresión del alumno, se incluyó, además, un fallo simulado de motor y varios circuitos de aterrizaje.

En la reunión preparatoria del vuelo, se dispuso de la información meteorológica, suministrada por la oficina correspondiente del aeropuerto, y se evaluó que las condiciones eran adecuadas para el vuelo VFR previsto.

Según el informe del piloto al mando, el vuelo fue completamente normal en todas las maniobras realizadas. La tripulación realizó el aterrizaje tras un circuito normal y el piloto al mando autorizó que se realizase en configuración limpia, sin flaps fuera con el alumno a los mandos. Según este informe, el descenso para el aterrizaje se realizó a 140 km/h (velocidad de maniobra sin flaps) y la toma se efectuó sobre el tren principal. Al bajar el morro, los dos ocupantes notaron una vibración, calificada como no muy grande, y el piloto indicó al alumno que corrigiese «tirando» de la palanca hacia atrás para aliviar el peso sobre la rueda de morro. El piloto tomó el mando, poco después,

al oír dos golpes, similares a impactos, que estimó que procedían del tren.



Figura 1. Aeronave recuperada y arriestrada al suelo

Según el informe indicado, el piloto al mando pensó que tenía alguna rotura en el tren delantero y continuó el aterrizaje manteniendo el morro lo más alto posible. La caída del morro sólo ocurrió cuando la aeronave perdió velocidad y no pudo mantener el morro arriba. Entonces, la aeronave se apoyó sobre el cuerpo

¹ La referencia horaria en este informe es la hora local. Hora UTC = Hora local - 2.

de la pata de morro arrastrándose por la pista hasta que se detuvo en ella, poco antes de la mitad de su longitud. El conjunto de la rueda de morro y su brazo se había desprendido y fue localizado, posteriormente, sobre la pista.

Los dos ocupantes de la aeronave resultaron ilesos y la aeronave con daños, calificados como importantes, en el tren de morro, que se arrastró por la pista, en la hélice, cuyas puntas de palas resultaron dobladas y con arañazos, y en el plano izquierdo de cola con restos de varios impactos de los que uno había perforado el revestimiento inferior y otro el borde de ataque.

1.2. Información sobre el piloto al mando

Licencia:	CPL(A), válida hasta 11-10-2010
Habilitaciones:	<ul style="list-style-type: none">• Monomotor de pistón (terrestre), válida hasta 11-10-2007• Polimotor de pistón (terrestre), válida hasta 11-10-2006• Vuelo instrumental (avión), válida hasta 11-10-2006• Instructor de vuelo (avión), válida hasta 27-02-2009
Examen médico:	Validez: hasta 22-11-2006

1.3. Información de la aeronave

1.3.1. General

La aeronave matrícula EC-DDI, en la que ocurrió el incidente, era el número de serie 3139 del modelo RALLYE 150-ST y fue fabricada y entregada por SOCATA en el año 1978.

Según la información suministrada por el operador, la aeronave era de su propiedad desde hacía un año, aproximadamente, y contabilizaba un total de 3.459:20 h en el día del incidente.

1.3.2. Mantenimiento de la aeronave

La última revisión periódica, efectuada sobre la aeronave, se realizó el 12 de mayo del 2006 a las 3.445:55 h de utilización y correspondió a una revisión del Tipo B de 100 horas. La aeronave, por tanto, disponía de un potencial de 36:25 h hasta la próxima revisión de 50 h.

No existen antecedentes notables registrados en el historial de la aeronave.

1.3.3. Descripción del tren delantero y de la pata de morro

Las aeronaves del modelo de la del incidente tienen un tren de aterrizaje triciclo fijo con pata delantera en la proa o morro.

La figura 2 es la fotografía de una pata de morro en la que se han identificado las posiciones de los elementos principales: eje de la pata, amortiguador principal, situación del conjunto de autocentrado/antishimmy, herraje de cogida y el brazo de la rueda.

La rueda de morro gira libremente en su eje y su configuración es del tipo rueda libre trasera, es decir, que su eje de giro se encuentra situado detrás del eje de la pata y, por tanto, éste «tira» de ella en los movimientos en tierra (configuración «caster»).

La aeronave no dispone de sistema de dirección de tren y ésta se consigue mediante frenado diferencial de las ruedas principales. Para conseguir la orientación de la rueda de morro en los movimientos en tierra, el plano de la rueda puede girar sobre el eje de la pata hasta 50° a cada lado. Este recorrido está limitado por topes en el brazo que chocan contra un saliente del herraje de cogida

La pata dispone de un sistema de autocentrado de la rueda en la orientación del plano de simetría de la aeronave (véase figura 3). El sistema está constituido por una uñeta con muelle (2) que se apoya por un extremo en el cuerpo (3) del sistema y, por el otro, es forzada por el muelle a apoyarse en la ranura existente en la caperuza de sujeción (4). La rueda está centrada cuando la uñeta está en la ranura.

El cuerpo (3) se instala en el herraje de cogida a la pata y sirve, también, de soporte para el amortiguador de oscilaciones o «antishimmy».



Figura 2. Pata de morro

pequeños émbolos con muelle (1) que se desplazan en las dos cámaras cilíndricas existentes en el cuerpo (3). Las cámaras están llenas de aceite y se comunican a través de un pequeño orificio. Los émbolos se apoyan en dos tetones, diametralmente opuestos, que sobresalen en la parte superior de la caperuza (4). Al vibrar la rueda, los tetones desplazan los émbolos comprimiendo el aceite de una de las cámaras que actúa como amortiguador al pasar por el orificio.

El montaje de la pata se realiza introduciendo el vástago (7, color amarillo), que es troncocónico y forma parte del brazo de la rueda (8), en el herraje de cogida (6, color azul) que está fijado a la pata. El vástago se introduce por la parte inferior del herraje hasta que su cabeza sobresale por la parte superior y, a continuación, se acopla en ella la caperuza de sujeción (4, color rojo) y se fija mediante el perno de fijación (5, también en rojo) en el taladro que atraviesa la caperuza y la cabeza del vástago. El perno es de 6 mm de diámetro y sobresale por el extremo contrario a su cabeza y se fija mediante la arandela y tuerca, también en rojo en la figura 3.

Con el montaje descrito, la caperuza impide que el vástago se pueda salir del herraje de cogida pero, sin embargo, permite que gire dentro de él apoyándose en las dos bandas de apoyo que tienen tanto el vástago como el herraje soporte. Estas bandas actúan como rodamientos y transmiten las cargas laterales y de apoyo de la pata de morro. La caperuza sólo sujeta el conjunto de la rueda y su brazo para que no se salga del herraje y transmite las cargas de torsión del autocentrado y «antishimmy».

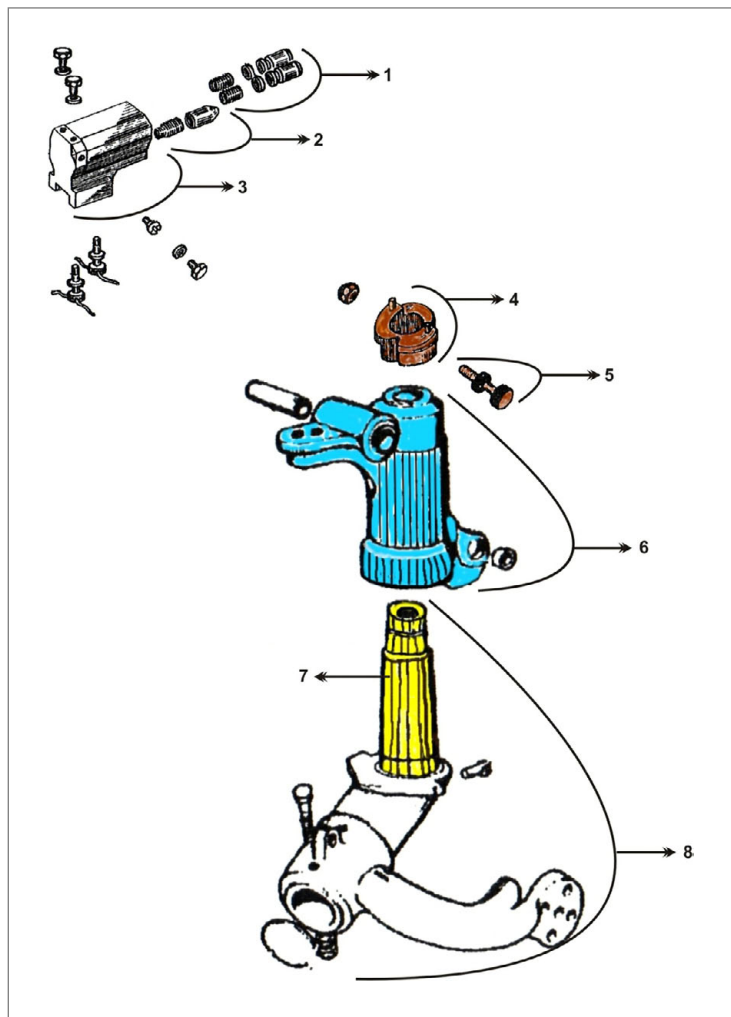


Figura 3. Esquema de parte inferior de pata de morro

1.3.4. Historial de «Shimmy» en esta aeronave

Se ha investigado sobre este problema en la documentación de la aeronave por su implicación en el incidente que se está considerando. En la investigación, se ha encontrado lo siguiente:

- Con fecha 16-02-2006 y Orden de Trabajo n.º 34/06, se realizó una revisión especial a la aeronave en las instalaciones de la compañía autorizada que normalmente hacía su mantenimiento. La aeronave totalizaba, en esa fecha, 3.418:45 h y la revisión fue

motivada principalmente para corregir problemas detectados en la pata de morro, aunque se aprovechó también para arreglar otras anomalías. Los problemas relacionados con la pata de morro se registraron bajo los conceptos de «cambiar la dirección de la rueda» y que la aeronave «hace mucho shimmy». Las acciones correctoras realizadas fueron, para el primero, cambiar las de posición al observar desgaste lateral de los neumáticos, y, para el segundo, rellenar el amortiguador «antishimmy», compensar y equilibrar la rueda de morro, limpiar los rodamientos del tren delantero y quitar las holguras en dicho tren. El informe del operador sobre esta revisión indica que, una vez terminada, la aeronave entró en servicio de nuevo comprobándose que el problema no se reproducía.

- El citado informe incluye, sin embargo, entre sus comentarios, que «este modelo de avión... suele sufrir el fenómeno shimmy cuando se aterriza a velocidades altas o se aplica demasiado peso sobre la pata de morro».

1.3.5. *Limitación de la aeronave en el aterrizaje*

En la lista «Normal Operating Checklist» del Manual de Vuelo para la SOCATA Rallye 150 ST figura, entre las velocidades de maniobra de la aeronave, que la velocidad de «touchdown» en el aterrizaje debe ser de 100 km/h.

1.4. Información meteorológica

El METAR en el Aeropuerto de Alicante, para las 21:00 h (local), indicaba: viento 080°/12 kt, visibilidad 9.999, nubes FEW 030 y BKN080, temperatura 20/14 °C (ambiente/rocío), QNH 1.018 y NOSIG (no cambios significativos previstos en las próximas dos horas).

Por tanto, las condiciones meteorológicas eran adecuadas para el vuelo VFR realizado.

1.5. Información sobre el aeropuerto

El aterrizaje del incidente se estaba realizando por la cabecera 10 de la pista que era la configuración de tráfico existente en ese momento.

La pista del Aeropuerto de Alicante está asfaltada y sus dimensiones son de 3.000 m de longitud por 45 m de anchura. Dispone de sistema de iluminación para aproximación Cat. 1 por ambos extremos y de un sistema de aterrizaje ILS.

1.6. Información sobre los restos de la aeronave

En la inspección en pista, tras el incidente, se encontró que la aeronave había perdido la rueda de morro y el brazo de sujeción de la misma al herraje de cogida al cuerpo de

la pata del tren. Estos elementos se encontraron sobre la pista, formando un conjunto, a unos 200 m detrás de la posición en la que se había detenido la aeronave.

Al analizar el conjunto, se comprobó que había roto la punta del vástago del brazo que se introduce en el herraje de cogida a la pata y que habían desaparecido la cabeza de esta punta, la caperuza que se instala sobre ella y evita que se salga el vástago y el perno de fijación de la caperuza (véase figura 3: «Esquema de la pata de morro»). Estas piezas no se encontraron en la búsqueda que se realizó por la pista y sus alrededores.

En la inspección se comprobó, además, que la rotura se había producido por la sección del perno de fijación de la caperuza y que existía un inserto en el núcleo del vástago.

También se comprobó que el neumático tenía daños y desgastes de los que algunos eran anteriores al incidente, que podían haber favorecido la aparición de «shimmy».

Tras la rotura y desprendimiento del conjunto de la rueda y su brazo, la aeronave se había desplazado por la pista arrastrándose sobre el herraje de cogida del vástago a la pata de morro. En el arrastre, el herraje sufrió algún desgaste por el rozamiento con la pista y se produjeron algunos daños en la misma que fueron calificados como menores. Asimismo, en este arrastre, resultaron dañadas y dobladas las puntas de las palas de la hélice al impactar con el suelo.

También se apreciaron daños por golpe en el revestimiento inferior del ala izquierda y dos impactos con perforación en el plano horizontal izquierdo, uno en el borde de ataque y otro en el revestimiento inferior.

1.7. Ensayos e investigaciones

1.7.1. *Declaraciones del piloto*

El piloto señaló que en la reunión prevuelo, se había realizado, en primer lugar, junto con el alumno, una valoración de las condiciones meteorológicas existentes y las futuras previstas, obtenidas de la oficina correspondiente del aeropuerto, comprobándose, específicamente, que las condiciones eran adecuadas para el vuelo VFR y que el viento cruzado sobre la pista, en el despegue y previsto para el aterrizaje, eran inferiores a las limitaciones de la aeronave. Seguidamente, también conjuntamente con el alumno, se habían programado las maniobras previstas para el vuelo. Tanto en la inspección prevuelo como en el rodaje y despegue, la tripulación no observó nada significativo. El vuelo transcurrió con normalidad y en el aterrizaje, las operaciones fueron, también, normales hasta que ocurrió el incidente. Según fue acordado previamente, la toma fue realizada por el alumno con la aeronave en configuración limpia (sin calaje de flaps). Tras recibir la autorización para proceder a base izquierda de la pista 10, el alumno procedió a hacer el preaterrizaje (altitud 1.000 ft en ese momento) e ir por derecho, a base; en la maniobra de

«base» perdió 150 ft y, tras el viraje a «final», ajustó con los gases la senda de descenso, manteniendo, en todo momento, la velocidad de 140 km/h. El piloto le indicó que, para la recogida, tomase como referencia el final de la pista. La toma se realizó sobre el tren principal y, a medida que la aeronave se deceleraba, la rueda de morro se fue posando sobre la pista suavemente, según la calificación del piloto en su informe, apareciendo, según el piloto, oscilaciones de «shimmy». El piloto indicó que estas vibraciones de la rueda aparecían frecuentemente en los aterrizajes, sin especificar desde cuándo, aunque no lo había comunicado al centro de mantenimiento después de la revisión de febrero. Cuando las oscilaciones fueron más notables y la rueda comenzó a vibrar, el piloto indicó al alumno que aliviase la presión sobre la rueda, tirando de la palanca, y, finalmente, tomó los controles al oír dos sonidos que parecían impactos. El piloto mantuvo el morro en alto mientras le fue posible y, cuando se apoyó en tierra, al disminuir la velocidad, se dio cuenta que había perdido el tren delantero, completo o en parte.

1.7.2. Estudio de las roturas del tren

Como se ha indicado en la descripción del tren (véase punto 1.3.3), la caperuza impide que el vástago del brazo de rueda se pueda salir del herraje de cogida y, por tanto, si en el incidente se ha desprendido el conjunto del brazo y la rueda, como sucedió, es porque se pierde la caperuza bien porque se rompa o bien porque se caiga por rotura o pérdida del perno de fijación o por rotura de la cabeza del vástago.

Como se ha indicado, en la inspección realizada en la propia pista, tras el incidente, se encontró que había roto la cabeza del vástago por la sección del taladro del perno de fijación y esa rotura había permitido que se cayesen de la aeronave la caperuza, el perno de fijación y el extremo roto de la cabeza del vástago y que el conjunto de la rueda y su brazo se saliese del herraje de cogida.

Las piezas desprendidas (caperuza, perno y extremo de la cabeza del vástago) no se encontraron a pesar de la intensa búsqueda que se realizó por la pista y sus alrededores. En esta búsqueda, sólo se encontró la uñeta de autocentrado y su muelle.

La figura 4 corresponde a la fotografía de un brazo de rueda nuevo, similar al roto en el incidente, en la que se ha marcado la sección del taladro del perno, que es por donde se produjo la rotura, las bandas de apoyo y el taladro para el perno de fijación de la caperuza. Lógicamente, al tratarse de un brazo nuevo, el taladro no está ovalizado. En la figura se puede ver la longitud del trozo que se desprendió y, además, se puede observar que el vástago es completamente macizo, sin aligeramientos ni insertos en su eje y que no hay ningún fijador pasante en la parte troncocónica del vástago.

El estudio en laboratorio reveló que

1. La rotura del brazo de la rueda (figura 5) se había producido en la zona de la pieza en la que existe el taladro para el perno de fijación de la caperuza al vástago.



Figura 4. Brazo nuevo de rueda morro

2. El inserto, visible en la sección de rotura, está constituido por un cilindro de 14,7 mm de diámetro que llena parcialmente un hueco cilíndrico de 15 mm de diámetro interior que se ha mecanizado en la parte troncocónica del vástago. En la parte interior del hueco, que no llena el cilindro, se ha apreciado la presencia de virutas



Figura 5. Vista del vástago y su rotura

- metálicas, procedentes del mecanizado de la pieza, y grasa seca. El cilindro está fijado al vástago por el fijador pasante identificado en la figura. Por el otro extremo, el cilindro se extendía, al menos, hasta la zona de la rotura. La zona troncocónica del brazo sin rotura parece maciza y de una pieza, en inspección ocular, y no se han detectado cavidades interiores al ensayar con técnicas no destructivas (ultra sonidos).
3. El brazo sin rotura lleva marcado en relieve el número de parte de la pieza y su material base (AU4G1, que es la designación francesa de una aleación de aluminio, magnesio y cobre, similar a la 2024), mientras no existe marcación en la pieza con rotura. No obstante, los ensayos de dureza realizados sobre la pieza con rotura y el inserto muestran valores similares entre sí y con la pieza sin rotura y, por tanto, tendrán resistencias a tracción similares. Los ensayos de conductividad eléctrica en la pieza con rotura y el inserto muestran resultados distintos e indican que la composición química y/o el tratamiento térmico aplicado, seguramente este último, son diferentes.
 4. El hecho de que, en la zona central de la huella del taladro del perno (figura 5), se aprecien claramente las líneas producidas durante el mecanizado y vayan desapareciendo al acercarnos a los bordes de la pieza, así como la conicidad que presenta el taladro en sus zonas exteriores, parecen indicar que el perno montado en su interior ha ido progresivamente aplastando y deformando localmente, durante el funcionamiento del conjunto, la superficie del taladro de manera tanto más acusada cuanto más cerca de la cara exterior de la pieza. Dicho desgaste se debe, probablemente, a un movimiento relativo de torsión entre el perno y las piezas que pueden haber producido una holgura progresiva en el conjunto.
 5. Los caracteres microfractográficos observados en la zona de rotura, tanto del inserto como del anillo exterior del vástago, corresponden a procesos de rotura dúctil por sobrecarga. No se han encontrado indicios de rotura progresiva. Las abundantes áreas de la fractura que aparecen aplastadas indican que las superficies de rotura contactaron entre sí durante el proceso de rotura o con posterioridad.
 6. Los caracteres fractográficos presentes en la pieza y en el inserto son totalmente similares.
 7. La zona próxima a la sección de rotura presentaba una ligera deformación por flexión, compatible con un desplazamiento, hacia atrás en la aeronave, del conjunto de la rueda. Durante este proceso de flexión, el movimiento relativo entre el vástago y la caperuza hizo que el borde de ésta se clavara en el vástago produciendo unas marcas visibles.
 8. El informe indica, además, que uno de los topes de recorrido lateral de la rueda en la pieza rota era de tipo distinto al otro, que, a su vez, era igual a los dos topes de la pieza sin rotura.

Las conclusiones del informe sobre la rotura son:

- La rotura en el brazo de la rueda fue de tipo dúctil, producida por una sobrecarga.
- La zona próxima a la rotura presenta una deformación por flexión que, previsiblemente, está relacionada con el proceso de rotura de la pieza.

- La configuración de la pieza rota difería de la del diseño de tipo del avión. Había sido modificada taladrando y colocando en su interior un inserto.

2. CONCLUSIONES

- El incidente ocurrió cuando la aeronave tipo RALLYE 150-ST, fabricada por SOCATA, matrícula EC-DDI, volvía de realizar un vuelo local de entrenamiento, con el alumno a los controles bajo la supervisión del piloto al mando.
- Las condiciones atmosféricas eran adecuadas para el vuelo VFR que se estaba realizando y el viento cruzado en la pista estaba dentro de las limitaciones de la aeronave.
- Según había sido acordado entre el instructor y el alumno, el aterrizaje se efectuó en configuración limpia (flaps retraídos) por la cabecera de la pista 10 del Aeropuerto de Alicante, que era la configuración de tráfico que estaba establecida. Según indicado por el piloto, la velocidad antes del viraje a «final» era de 140 km/h y, por tanto, la velocidad de toma debió ser superior al límite de 100 km/h, establecido para la aeronave.
- La toma se realizó sobre las ruedas principales y, al apoyar el tren de morro, se produjo un fenómeno de «shimmy» (oscilaciones combinadas de torsión y laterales relacionadas con la rigidez torsional del tren delantero) que, normalmente, se producía en la aeronave.
- Las vibraciones de la pata fueron aumentando favorecidas posiblemente por la alta velocidad del aterrizaje, la falta de equilibrado dinámico de la rueda de morro (con daños en el neumático) y por el crecimiento de holgura entre el perno de fijación de la caperuza y su taladro en el vástago.
- No se ha podido precisar con exactitud desde cuándo existía esta holgura pero el tamaño de la ovalización de la huella del taladro del perno en la sección de rotura del vástago y los comentarios del piloto sobre la frecuente aparición de «shimmy» en los aterrizajes, indican que existía desde hacía algún tiempo.
- El desarrollo de la holgura es un proceso que se autoalimenta, a mayor holgura más pronto y más fuerte aparece el «shimmy» y, por tanto, será mayor la carga transmitida por los émbolos del «antishimmy» a los tetones de la caperuza, crecerá la ovalización del taladro del perno de fijación y la holgura se hará mayor, debilitando el vástago por la sección del taladro del perno. Si las oscilaciones no se detienen a tiempo, como en el caso de este incidente, el proceso llegará a que los émbolos lleguen a separarse de los tetones y el golpeteo que originan sobre éstos, hará aumentar la holgura del perno a mayor velocidad. El proceso terminará cuando se rompa el perno, la caperuza o la cabeza del vástago por esta sección.
- El vástago del brazo de la rueda de morro había sido objeto de una modificación de diseño sobre la que no se encontró referencia documental. En ese cambio se había introducido un inserto de 14,7 mm de diámetro en un agujero de 15 mm mecanizado en el núcleo del vástago.

3. CAUSAS

La causa inmediata del incidente fue la rotura de la cabeza del vástago del brazo de la rueda de morro por la sección del taladro para el perno de fijación de la caperuza que sujeta este brazo al herraje de cogida a la pata de morro.

La rotura fue causada por la aparición de un «shimmy» con grandes oscilaciones que se desarrolló durante un aterrizaje a velocidad alta y por la existencia de holguras no corregidas en el taladro del perno citado.

La reparación realizada de introducir un inserto en el núcleo del vástago citado debilitó posiblemente dicha sección y aceleró el desarrollo del «shimmy». Esta reparación no estaba referenciada ni incluida en la documentación de la aeronave.