

**RESUMEN DE DATOS**

**LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	<b>Sábado, 11 de agosto de 2012; 19:47 h<sup>1</sup></b>
Lugar	<b>Aeropuerto de Almería</b>

**AERONAVE**

Matrícula	<b>D-EEDM</b>
Tipo y modelo	<b>CESSNA 177RG</b>
Explotador	<b>Privado</b>

**Motores**

Tipo y modelo	<b>LYCOMING IO-360-A1B6D</b>
Número	<b>1</b>

**TRIPULACIÓN**

**Piloto al mando**

Edad	<b>49 años</b>
Licencia	<b>PPL(A)</b>
Total horas de vuelo	<b>663 h</b>
Horas de vuelo en el tipo	<b>250 h</b>

**LESIONES**

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			<b>1</b>
Pasajeros			<b>3</b>
Otras personas			

**DAÑOS**

Aeronave	<b>Menores</b>
Otros daños	<b>N/A</b>

**DATOS DEL VUELO**

Tipo de operación	<b>Aviación general – Privado</b>
Fase del vuelo	<b>Aterrizaje</b>

**INFORME**

Fecha de aprobación	<b>27 de enero de 2014</b>
---------------------	----------------------------

<sup>1</sup> Todas las horas del presente informe son locales. La hora UTC se obtiene restando 2 horas a la hora local.

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Reseña del vuelo

#### *Resumen del incidente*

El sábado 11 de agosto de 2012 la aeronave D-EEDM, modelo Cessna 177RG, realizó un aterrizaje de emergencia sin el tren de aterrizaje principal bloqueado abajo en el aeropuerto de Almería con el piloto y tres pasajeros a bordo en un vuelo privado.

No hubo heridos y la aeronave resultó con daños en su parte inferior.

#### *Desarrollo del incidente*

La aeronave, propiedad del piloto a los mandos, había realizado un vuelo local en Catania (Isla de Sicilia, Italia) de 15 minutos de duración a primera hora de la mañana. Tras el mismo, los cuatro ocupantes de la aeronave emprendieron vuelo con destino Almería a las 08:20 h<sup>2</sup> con una parada intermedia prevista en el aeropuerto de Cagliari (Isla de Cerdeña, Italia) para repostar combustible suficiente como para después volar a Almería directamente sobre el mar Mediterráneo.

Tras la escala, la aeronave despegó de Cagliari a las 13:00 h con destino Almería (España), figurando en el plan de vuelo como aeródromo alternativo Murcia – San Javier (España). Al cabo de 4 horas de vuelo el piloto decidió hacer una nueva escala en el aeropuerto de Murcia – San Javier para repostar más combustible. La escala transcurrió sin novedad y a las 18:00 h el piloto obtuvo permiso para despegar con destino Almería.

Tras recibir autorización para aterrizar en la pista 25 del aeropuerto de destino (Almería) el piloto intentó desplegar el tren de aterrizaje, pero sin obtener a bordo confirmación de tren principal bloqueado. Tras hacer una pasada autorizada cerca de la torre de control del aeropuerto de Almería, desde la misma se le comunicó que veían el tren abajo pero no estaban seguros de que estuviera bloqueado. El piloto intentó desplegar y bloquear el tren abajo por el procedimiento de emergencia pero el resultado no parecía ser satisfactorio al no obtenerse en cabina la señal correspondiente de tren abajo y bloqueado, por lo que decidió aterrizar en emergencia a las 19:47 h.

En el momento del aterrizaje las patas del tren principal (al no estar bloqueadas) cedieron al recibir el peso de la aeronave y ésta se posó sobre la pista sobre la parte inferior trasera del fuselaje y la pata de morro, que sí estaba convenientemente bloqueada.

<sup>2</sup> Dado que coinciden en el mismo huso horario Italia y España, las horas locales coinciden en los dos países simultáneamente.

Finalmente la aeronave se salió de la pista por su margen derecho y quedó detenida en el terreno de tierra y grava de la franja.

Los ocupantes de la aeronave resultaron ilesos y abandonaron la misma por sus propios medios. La aeronave resultó con daños menores y no se produjo ningún desperfecto en las instalaciones del aeropuerto.

## 1.2. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave presentaba daños localizados en:

- Intradós del estabilizador horizontal.
- Parte ventral trasera del fuselaje.



Figura 1. Aeronave detenida en la franja tras el aterrizaje de emergencia

## 1.3. Información sobre el personal

El piloto de la aeronave, de nacionalidad italiana, poseía licencia de piloto privado de avión PPL(A) válida para el tipo de aeronave y en vigor hasta el 22/07/2013 emitida por la autoridad aeronáutica italiana. Asimismo, su certificado médico clase 2 estaba en vigor hasta el 15/03/2013.

El piloto tenía 663 h de vuelo en total, de las que 250 h eran en el tipo.

La aeronave era propiedad del piloto, quien era el piloto habitual de la misma.

#### 1.4. Información sobre la aeronave

Marca:	Cessna
Modelo:	177RG (Cardinal)
Número de serie:	177RG1054
Año de construcción:	1976
Peso máximo:	1.220 kg
Capacidad máxima:	4 personas
Motor:	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Cantidad: 1</li> <li>• Marca: Lycoming</li> <li>• Modelo: IO-360-A1B6D</li> <li>• N.º de serie: L-16301-51A</li> </ul>
Hélice:	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Marca: McCauley</li> <li>• Modelo: C3D36C415/82NGA-8</li> <li>• N.º de serie: 061256</li> </ul>

La aeronave fue matriculada en el Registro de Matrícula de Aeronaves de Alemania en noviembre de 2008.

Su certificado de aeronavegabilidad fue expedido por la autoridad alemana en septiembre de 2005 y fue revisado por la autoridad italiana en junio de 2012 dándose nueva validez y vigencia al certificado hasta el 8 de junio de 2013.

La última vez que se realizó una certificación del peso y centrado de la aeronave fue el 24/05/2011 con la aeronave equipada conforme al manual de vuelo, sin combustible y con aceite para el motor. El estudio de peso y centrado de la aeronave revela que la operación del vuelo del incidente se realizó en todo momento dentro de los límites.

Las acciones más recientes de mantenimiento<sup>3</sup> fueron:

Fecha	Horas totales de vuelo	Revisión
25/05/2010	3.795:05 h	50 h, 100 h y 200 h/anual
11/12/2010	3.843:25 h	50 h
25/05/2011	3.857:15 h	50 h, 100 h y 200 h/anual
09/06/2012	3.901:25 h	50 h, 100 h y 200 h/anual y de aeronavegabilidad

No se han detectado anomalías en la documentación sobre el mantenimiento programado, comprobándose que se había cumplido con el Programa de Mantenimiento.

<sup>3</sup> Dichas acciones fueron realizadas en el centro de mantenimiento Max Aviation srl, organización aprobada por EASA con número IT.145.0295.

## 1.5. Información meteorológica

Según la información meteorológica suministrada por la Oficina Meteorológica del aeropuerto de Almería (perteneciente a la AEMET), las condiciones en el momento del incidente eran:

- Visibilidad: más de 10 km.
- Viento: variable entre calma y 3 kt de intensidad, oscilando entre los 140° (sudeste) y 220° (suroeste).
- Temperatura: 26 °C.

## 1.6. Información de aeródromo

El aeropuerto de Almería está situado 9 km al oeste de la ciudad, con una elevación de 21 m (70 ft) en su punto de referencia.

Cuenta con una pista de asfalto de dimensiones 3.200 × 45 m y umbrales 07-25. Existe una calle de rodadura de 23 m de anchura que conecta la plataforma con los umbrales de la pista.

## 1.7. Supervivencia

La maniobra de aterrizaje de emergencia fue ejecutada por el piloto a la mínima velocidad posible, con objeto de que el contacto con la pista fuera suave. Asimismo, en la fase final de la aproximación, una vez asegurada la toma, paró el motor, cerró la llave de combustible y desbloqueó las puertas.

En el aterrizaje, tras colapsar el tren de aterrizaje principal, la aeronave fue deslizando sobre la pista con su parte ventral trasera y estabilizador horizontal hasta salirse de ella y quedar detenida entre ésta y la calle de rodadura. El habitáculo no sufrió ninguna deformación, ni tampoco se originó incendio. Los cuatro ocupantes de la aeronave resultaron ilesos y salieron sin ningún problema de la aeronave.

## 1.8. Ensayos e investigaciones

### 1.8.1. Declaración del piloto

El piloto a los mandos fue entrevistado y declaró que al llegar al aeropuerto de Almería contactó con la torre de control para solicitar permiso de aterrizaje. Éste fue concedido en la pista 25 y fue entonces cuando bajó la palanca del tren de aterrizaje. El sonido del mecanismo parecía normal, sin embargo la luz verde<sup>4</sup> en el panel de mandos no se encendía. Desde el puesto de pilotaje de esta aeronave se puede ver la rueda izquierda

<sup>4</sup> Esta aeronave muestra una única luz de color verde cuando el tren está desplegado y completamente bloqueado abajo.

del tren principal, y por la posición que ésta tenía no estaba bloqueada, mientras que la rueda del tren de morro no se puede ver.

Frustró el aterrizaje y pidió permiso a la torre de control para hacer una pasada a baja velocidad para que desde allí le informaran de cómo veían el tren de aterrizaje. Desde la torre se le informó de que el tren estaba abajo, pero quizá no bloqueado.

Entonces decidió seguir volando alrededor de unos 25 o 30 minutos más para consumir combustible y tratar de reciclar el tren. Llevaba a bordo el Manual de Operación del piloto emitido por el fabricante de la aeronave<sup>5</sup> y realizó el procedimiento «Landing gear fails to extend» (tren de aterrizaje no extendido) de la Sección 3 de Procedimientos de emergencia con objeto de realizar el despliegue y bloqueo abajo del tren de aterrizaje de forma manual.

A continuación volvió a pedir que desde la torre chequeasen visualmente el tren y la respuesta fue la misma que la primera vez, motivo por el cual decidió realizar un aterrizaje de emergencia asumiendo que el tren principal no estaría bloqueado abajo y desconociendo cómo estaría la pata del tren de morro.

Trató de que la toma fuera suave y a la menor velocidad posible, y cuando en aproximación final la toma estaba asegurada paró el motor, cerró las válvulas de combustible y desbloqueó las puertas.

Al tocar con las ruedas del tren principal, éstas no resistieron ningún peso al no estar bloqueadas y la aeronave se posó sobre la parte trasera inferior del fuselaje, mientras que la pata de morro si estaba abajo bloqueada y resistió el peso que le correspondió.

La aeronave se deslizó sobre la pista y se salió hacia la derecha. Al detenerse, las cuatro personas que viajaban en la aeronave salieron de la misma por sus propios medios sin sufrir ningún daño.

Cuando se iba a retirar la aeronave de la franja del aeropuerto, al ser levantada por una grúa mediante eslingas el tren principal fue bajando por gravedad hasta una posición cercana a la de bloqueo. Él mismo tiró de una de las patas y ambas se bloquearon, por lo que se decidió bajar la aeronave al suelo (quedando perfectamente soportada por su tren de aterrizaje) y remolcarla rodando hasta un estacionamiento en la plataforma del aeropuerto.

### 1.8.2. *Investigación de campo*

Durante el estudio de los restos de la aeronave se pudo comprobar que:

- El nivel del fluido hidráulico era correcto y no había fugas.
- La bomba hidráulica no presentaba indicios de fallo de funcionamiento.

<sup>5</sup> «Pilot's Operating Handbook, Cessna model 177RG (Cardinal)». Año 1976.

- La integridad de la célula de la aeronave era prácticamente total y los daños exteriores estaban muy localizados en el intradós del estabilizador horizontal y en la parte ventral trasera del fuselaje.

Para acceder al conjunto mecánico que, cuando es actuado por un cilindro hidráulico, sube y baja el tren principal se retiraron los asientos y se desmontaron los pisos de la cabina.

Se pudo comprobar que el conjunto presentaba buen estado en general y un buen nivel de engrase.

Sin embargo se encontró que el extremo del vástago («actuador rod end») u orejeta del cilindro hidráulico («main gear actuator») estaba roto.

La pieza rota tiene como misión transmitir la fuerza que genera el cilindro hidráulico a una bieleta (arm), la cual transforma el movimiento de traslación del primero en un movimiento de engranajes troncocónicos que suben y bajan el tren de aterrizaje principal.

Al hacer funcionar el cilindro hidráulico, éste lo hacía con normalidad en los dos sentidos, sin embargo al haberse perdido la continuidad mecánica en el extremo de su vástago no había posibilidad de transmisión de fuerzas al resto del sistema.

En la figura 2 se pueden observar las piezas anteriormente mencionadas y sus posiciones relativas. Para mejor comprensión del funcionamiento del sistema en su conjunto véase el apartado 1.9.2 «Funcionamiento del sistema de extensión y retracción del tren de aterrizaje principal».

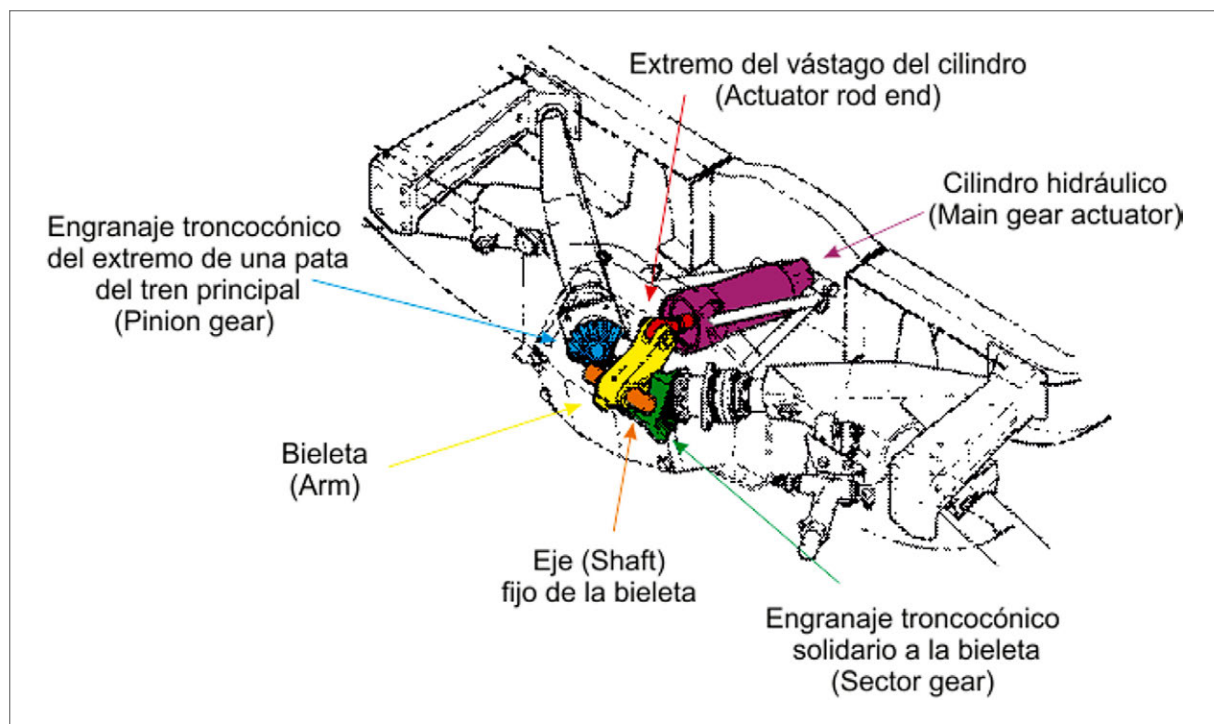


Figura 2. Sistema de extensión/retracción del tren de aterrizaje principal

### 1.8.3. Estudio de la pieza rota

El fragmento del extremo del vástago («actuador rod end») del cilindro hidráulico que estaba suelto (en lo sucesivo «orejeta») se llevó al Laboratorio de Ensayo de Materiales de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos de la Universidad Politécnica de Madrid para que fuera analizada su rotura.

Del informe por ellos emitidos se extrae y se resume la información que sigue. En el Apéndice I al final del informe se proporciona información más detallada sobre el estudio metalotécnico de las superficies de fractura.

Las figuras 3 y 4 muestran las dos caras laterales del fragmento de orejeta recibido. Se aprecia en ellas claramente que la forma circular original que debía tener la orejeta se ha modificado de manera sustancial, especialmente al irse acercando hacia el extremo más delgado del fragmento, lo que implica que durante el proceso de fallo se ha producido una significativa cantidad de deformación plástica de la orejeta, previa a la separación completa del fragmento en estudio.

En la figura 5 se aprecia en el extremo más grueso de la orejeta el taladro pasante central con funciones de engrase de su interior. Mientras que en la figura 6 se observa la cara interior del fragmento de orejeta y la presencia de un nervio saliente en su zona central, a cuyos lados se aprecian unas bandas de tonalidad amarillenta que se corresponden con restos del casquillo interior de latón de la orejeta.

La existencia del casquillo de latón permite explicar la presencia de Cu y Zn en los productos de corrosión existentes sobre las superficies de fractura. El Cd, también detectado, procede posiblemente de un cadmiado superficial de la pieza.

El proceso de fallo de la orejeta comenzó por la zona A (véase figura 6), que fue la primera en romper. La rotura se produce por la sección en la que existía el taladro de engrase.

Una parte de esa superficie de fractura se encuentra totalmente recubierta de productos de corrosión. El resto de la rotura presenta caracteres típicos de rotura dúctil.



Figura 3. Vista lateral del fragmento de orejeta



Figura 4. Vista de la cara opuesta





Figura 5. Vista frontal



Figura 6. Vista de la cara interior



Figuras 7 y 8. Fragmento del resto de la orejeta rota

El fallo de la orejeta por la zona A se ha producido, bien por la acción de una única sobrecarga que rompió de forma instantánea la orejeta por la zona A, bien por la acción de varias sobrecargas que originaron agrietamientos progresivos.

No se han encontrado signos de la existencia de un proceso convencional de fallo por fatiga.

Una vez producida la rotura completa de la zona A, se produjo de forma instantánea la fractura de la B.

## 1.9. Información adicional

### 1.9.1. Procedimiento de emergencia realizado

El procedimiento de emergencia que el piloto realizó se corresponde con el de «Landing gear fails to extend» (tren de aterrizaje no extendido) que recoge el Manual de Operación del piloto emitido por el fabricante de la aeronave en su Sección 3 de Procedimientos de emergencia (véase figura 9). Mediante este procedimiento se pasa a suministrar, de forma manual (mediante una palanca de mano), presión al sistema hidráulico de extensión del tren de aterrizaje.

**LANDING GEAR FAILS TO EXTEND**

- (1) Landing Gear Circuit Breaker -- PULL OUT.
- (2) Landing Gear Lever -- DOWN.
- (3) Emergency Hand Pump -- LIFT COVER, EXTEND HANDLE, and PUMP (until resistance becomes heavy -- about 40 strokes).
- (4) Gear Down Light -- ON.
- (5) Pump Handle -- STOW.
- (6) Landing Gear Circuit Breakers -- IN.

Figura 9. Procedimiento de emergencia realizado

### 1.9.2. *Funcionamiento del sistema de extensión y retracción del tren de aterrizaje principal<sup>6</sup>*

Cada una de las dos patas del tren de aterrizaje principal termina (en el lado opuesto al de la rueda) en un engranaje troncocónico («pinion gear»).

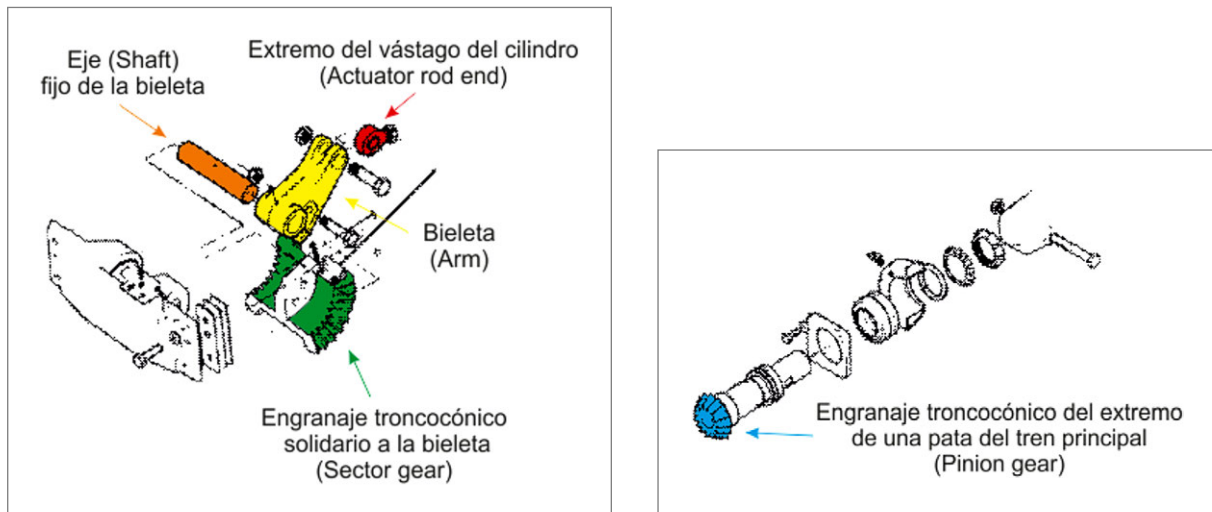
Cuando el cilindro hidráulico extiende o retrae su vástago, mediante su extremo cilíndrico u orejeta («actuador rod end») transmite el movimiento a una bieleta (arm) articulada en un extremo a un eje fijo que la hace rotar. Dado que la bieleta es solidaria con dos engranajes troncocónicos («sector gear») en los que se engranan los finales de las patas del tren principal, al mover los primeros se transmite el movimiento a las dos patas del último simultáneamente.

En caso de que el cilindro hidráulico pierda presión la aeronave está equipada con una palanca de mano de emergencia para bombear presión al sistema. Sin embargo, en caso de rotura del vástago del cilindro no es posible transmitir movimiento a los engranajes troncocónicos y no se puede extender ni retraer el tren principal. Por otra parte, en ausencia de presión hidráulica en el cilindro, el tren se puede dejar caer por gravedad pero ésta no basta para que llegue a bloquear.

En las figuras 10 y 11 se puede apreciar con más detalle un despiece de los elementos de la figura 2 acerca del sistema de extensión y retracción del tren de aterrizaje principal.

Como consecuencia del movimiento simultáneo de ambas patas del tren de aterrizaje principal en este modelo de aeronave (obligado por los engranajes troncocónicos) no se puede conseguir bloquear cada pata de forma independiente mediante la búsqueda fuerzas de inercia en giros a altas g.

<sup>6</sup> La pata de morro se despliega y se retrae mediante un actuador hidráulico independiente del del tren principal, aunque la acción se ordena desde la cabina con un mando único.



Figuras 10 y 11. Detalles del sistema de extensión/retracción del tren de aterrizaje principal

### 1.9.3. Información sobre la pieza rota

La orejeta se articula con la bieleta para transmitir a ésta el movimiento del extremo del vástago del cilindro hidráulico.

La orejeta tiene interiormente un casquillo de latón para reducir la fricción. Por otra parte, la orejeta tiene un taladro pasante central que sirve para introducir por el mismo lubricante, el cual se distribuye internamente mediante un nervio saliente en su zona interior central.

El 6 de agosto de 1979 Cessna, como fabricante de la aeronave, emitió una Carta de servicio («Service information letter», SIL en lo sucesivo) codificada como SE79-37 que concernía a esta pieza en concreto y también a la aeronave del incidente, pues su número de serie 177RG1054 estaba dentro de los incluidos como destinatarios<sup>7</sup> de la SIL. Posteriormente la mencionada SIL sufrió una revisión con fecha 15 de diciembre de 1980 (se adjunta en el Apéndice II).

En dicha SIL se recomendaba cambiar la orejeta hasta entonces existente (que es la que llevaba la aeronave del incidente, con P/N S2049-6FG) por otra sin taladro pasante para engrase y sin casquillo interior de latón antes de (o como muy tarde en) la siguiente revisión anual de la aeronave. La nueva orejeta (con P/N S2426-6) era de mayor resistencia e interiormente tenía un casquillo de teflón para minimizar la fricción con el eje de la bieleta.

El cumplimiento con lo estipulado en la SIL SE79-37 era recomendado, no obligatorio.

<sup>7</sup> Números de serie de aeronave afectados: 177RG0001 a 177RG1366 y F177RG0001 a F177RG0177.

Por la Advisory Circular 43-16A<sup>8</sup> de la FAA estadounidense se tiene conocimiento de que Cessna emitió una segunda revisión a la SIL SE79-37 en la que la nueva orejeta recomendada pasaba a ser otra con P/N S3469-1 muy similar a la P/N S2426-6, pero que además debe ser inspeccionada antes de salir de su centro de fabricación.

Asimismo, la citada Advisory Circular indica que si la orejeta instalada es la P/N S2426-6 no hace falta sustituirla, pero sí que sea cuidadosamente inspeccionada durante las revisiones anuales.

#### 1.9.4. *Antecedentes de fallos similares*

Con fecha 5 de septiembre de 2003 tuvo lugar un incidente de características casi idénticas con una aeronave Cessna F177RG Cardinal, matrícula G-BFIV y número de serie F177RG0161, en el Reino Unido<sup>9</sup>.

Dicho incidente se saldó con un aterrizaje de emergencia en el que sus dos ocupantes resultaron ilesos tras no conseguir el piloto que el tren de aterrizaje se desplegara y blocara abajo.

La causa del funcionamiento anómalo del tren de aterrizaje principal de la aeronave G-BFIV fue la rotura de la misma orejeta (la que montaba originalmente la aeronave, con el taladro pasante y el casquillo interior de latón) que en el caso del presente informe. La naturaleza de las fracturas en la orejeta del G-BFIV fue prácticamente idéntica a las encontradas en el estudio metalotécnico realizado por la Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos de la Universidad Politécnica de Madrid sobre la orejeta rota del D-EEDM.

Por otra parte, según datos publicados por la FAA en 2001 (por su Aircraft Certification Office en Wichita, Kansas), entre 1979 y 1998 se reportaron 13 «Service Difficulty Reports» (SDR), relacionados con fallos de la orejeta P/N S2049-6FG y 5 accidentes/incidentes fueron analizados entre 1979 y 1989 en los que la orejeta P/N S2426-6 se había roto.

Entre 1977 y 2001, 30 SDR reportaron rotura de la orejeta P/N S2049-6FG. Entre 1978 and 1987, la FAA registró 10 accidentes/incidentes asociados a rotura de la orejeta P/N S2049-6FG. Sin embargo, no se había reportado problema alguno con la orejeta P/N 3469-1.

La FAA emitió una recomendación de Seguridad (FAA Safety Recommendation 00.284) en la que se recomendaba sustituir la orejeta P/N S2049-6FG por la P/N S3469-1 lo antes posible.

<sup>8</sup> Alert number 271, febrero de 2001.

<sup>9</sup> La comisión de investigación de accidentes del Reino Unido emitió el correspondiente informe, que responde a la siguiente codificación: AAIB Bulletin N° 4/2004, Ref: EW/G2003/09/06.

## **2. ANÁLISIS**

### **2.1. Consideraciones generales**

El piloto de la aeronave contaba con las licencias pertinentes válidas y en vigor para realizar el vuelo y la aeronave había sido mantenida acorde al manual de mantenimiento del fabricante y contaba con las licencias y certificaciones necesarias válidas y en vigor.

Asimismo el peso y centrado de la aeronave durante el vuelo del incidente se encontró dentro de sus límites en todo momento.

Las condiciones meteorológicas eran adecuadas para la realización de la aproximación y del aterrizaje.

### **2.2. No extensión y bloqueo abajo del tren de aterrizaje principal**

La rotura de la orejeta imposibilitó la extensión y posterior bloqueo del tren de aterrizaje principal; no así del de la pata de morro, que funciona con un actuador independiente.

Con la orejeta rota, esto es, con el extremo del vástago del cilindro hidráulico roto, no se podía transmitir el movimiento originado por el cilindro hidráulico al resto del sistema mecánico responsable de la extensión y repliegue del tren de aterrizaje principal.

De este modo, aunque el cilindro hidráulico funcionaba extendiendo o retrayendo su vástago interior, la bieleta no recibía ninguna fuerza para ser transmitida a los engranajes responsables de mover el tren de aterrizaje principal, pues la conexión mecánica estaba totalmente desacoplada.

### **2.3. Maniobra alternativa**

Pese a que el ruido percibido en cabina era el usual cuando el sistema hidráulico de extensión o retracción del tren de aterrizaje actuaba, el piloto trató de bombear presión al sistema manualmente siguiendo el procedimiento de emergencia correcto, pero el resultado seguía siendo la falta de confirmación de tren bloqueado y abajo mediante la luz verde correspondiente.

Ante esta situación, y dado que por fuerzas de inercia en virajes no es posible la extensión completa (y bloqueo abajo) del tren de aterrizaje principal en este modelo de aeronave, la decisión tomada por el piloto fue la más apropiada: agotar el combustible y hacer un aterrizaje de emergencia a la mínima velocidad posible previendo el posible colapso del tren principal (al menos) en el momento de tocar la pista.

## 2.4. Pieza rota

La rotura de la pieza se produjo de forma instantánea sin previo aviso de mal funcionamiento. De hecho el aterrizaje del incidente era el cuarto del día, habiendo funcionado perfectamente el tren de aterrizaje de la aeronave en los tres aterrizajes previos realizados horas antes.

El diseño original de la orejeta con el taladro pasante para lubricación ya había sido causante de fallos prácticamente idénticos con anterioridad, y de hecho la SE79-37 de agosto de 1979, modificada en diciembre de 1980, recomendaba su cambio por otra pieza con igual responsabilidad en el funcionamiento, pero sin el taladro pasante y además más resistente.

La orejeta que llevaba instalada la aeronave respondía a la del diseño original de la misma, y no había sido reemplazada siguiendo la recomendación de la SE79-37, ni de la FAA Safety Recommendation 00.284.

## 3. CONCLUSIONES

### 3.1. Conclusiones

- Los cuatro vuelos que la aeronave realizó el día del incidente resultaron sin novedad hasta iniciarse la aproximación al aterrizaje del último vuelo en el aeropuerto de Almería.
- El piloto de la aeronave poseía licencia de vuelo y certificado médico válidos y en vigor.
- La aeronave poseía las licencias y certificados válidos y en vigor para realizar la operación.
- El estudio de peso y centrado de la aeronave revela que la operación del vuelo del incidente se realizó en todo momento dentro de los límites.
- No se han detectado anomalías en la documentación sobre el mantenimiento programado, comprobándose que se había cumplido con el Programa de Mantenimiento.
- Las condiciones meteorológicas eran adecuadas para la realización de la aproximación y del aterrizaje.
- La investigación de campo sobre la aeronave reveló que las condiciones de funcionamiento del sistema de extensión y retracción del tren de aterrizaje eran correctas, excepto por la existencia de una orejeta rota parte del conjunto mecánico de extensión y retracción del tren de aterrizaje principal.
- La rotura de la mencionada orejeta sucedió en vuelo de forma instantánea sin previo aviso de mal funcionamiento.
- La rotura de la orejeta impide la continuidad mecánica del mecanismo de extensión y retracción del tren de aterrizaje principal, y por tanto anula su operatividad.

- La orejeta rota había sido objeto de una carta de servicio (SIL SE79-37) por parte del fabricante de la aeronave en 1979 en la que se recomendaba su sustitución por otra más resistente y sin taladro pasante de lubricación.
- La orejeta que llevaba instalada la aeronave respondía a la del diseño original de la misma, y no había sido reemplazada siguiendo la recomendación de la SE79-37.
- Existe constancia de que la rotura de la orejeta en cuestión ha sucedido en más ocasiones en aeronaves del mismo tipo que no habían sustituido la orejeta original por la recomendada en la SIL SE79-37, ni de la FAA Safety Recommendation 00.284.
- No existe ningún procedimiento de emergencia mediante el cual se pueda extender y bloquear abajo en vuelo ambas patas del tren de aterrizaje principal en este modelo de aeronave en caso de rotura de la orejeta.
- El aterrizaje de emergencia se realizó habiendo tomado las precauciones necesarias.
- La aeronave no sufrió deformaciones en su habitáculo y los ocupantes de la misma pudieron abandonarla ilesos por sus propios medios.

### 3.2. Causas

La causa del incidente fue la rotura instantánea en vuelo del extremo del vástago del cilindro hidráulico (u orejeta) del tren de aterrizaje principal, que impidió la continuidad mecánica del mecanismo de extensión y retracción del mismo, y por tanto anuló su operatividad al no transmitir el movimiento originado por el cilindro hidráulico al resto del sistema.

Como factor contribuyente al incidente está el hecho de que la orejeta que llevaba instalada la aeronave respondía a la del diseño original de la misma, y no había sido reemplazada siguiendo la recomendación de la SIL SE79-37 de Cessna por otra más resistente y sin taladro pasante de lubricación.

## 4. RECOMENDACIONES

**REC 07/14.** Se recomienda a la FAA que haga obligatoria la sustitución de la orejeta del diseño original por la recomendada en la carta de servicio SE79-37 de Cessna.





# APÉNDICES



**APÉNDICE I**  
**Estudio de las superficies  
de fractura**

Con el objeto de conocer los caracteres microfractográficos asociados al proceso de rotura, se procedió a estudiar las dos superficies de fractura, situadas a ambos extremos del fragmento, identificadas como A y B en la figura 6 utilizando un microscopio electrónico de barrido junto con un microanalizador de rayos X.

### Fractura A

La figura 12 muestra una imagen completa de dicha rotura, que se distribuye a ambos lados del taladro pasante central. A bajos aumentos, se aprecian dos regiones de apariencia diferente, cuya separación aproximada se encuentra marcada con línea de puntos.

Existe una zona, cerca de la superficie exterior de la orejeta a ambos lados del taladro, con una rugosidad uniforme aparentemente y sin direccionalidad. El resto de la superficie de rotura presenta por el contrario una fuerte direccionalidad, en el plano de la orejeta y paralela al taladro pasante.

Para el conocimiento de los caracteres microfractográficos presentes, se seleccionaron diversos campos, numerados en la figura 12, de ambas zonas de rotura y a ambos lados del taladro.

El campo 1, cerca del taladro y muy próximo a la superficie exterior de la orejeta, muestra a elevados aumentos un microrrelieve no asociable a ningún mecanismo concreto de

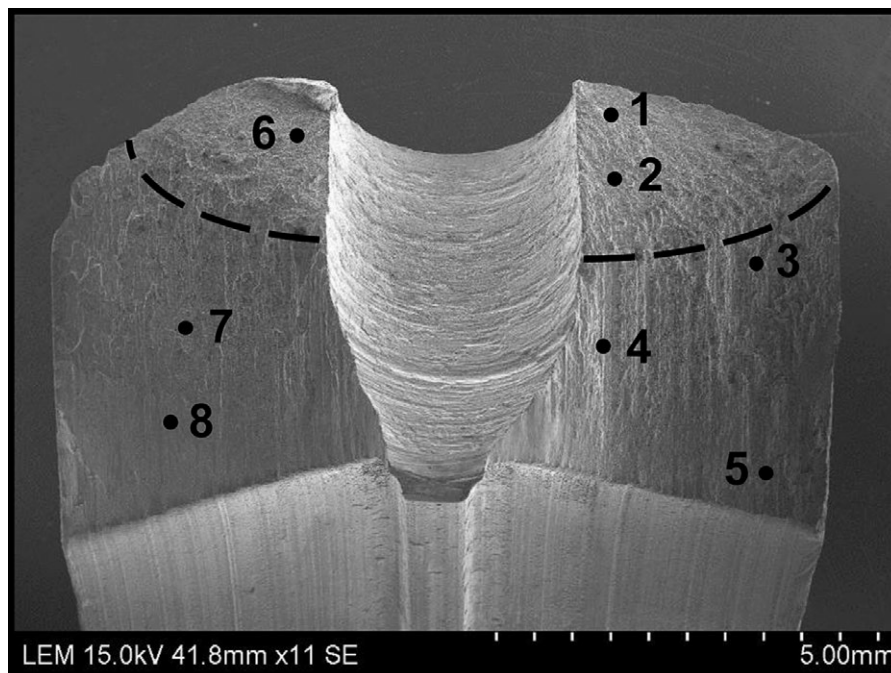


Figura 12. Vista general de la rotura A

rotura, sino más bien a la presencia de productos de corrosión sobre la superficie, que impiden completamente observar el relieve original de la fractura en esa zona.

Obtenido el espectro de rayos X emitido por ese campo se apreció la presencia de numerosos elementos. El Fe (elemento mayoritario) y probablemente el Cr, deben corresponder al propio acero con el que fue fabricada la pieza.

Se detecta además la presencia en la superficie de rotura de cantidades significativas de C, O, Cu, Zn, Al, Si, S y Cd, presentes lógicamente en los productos de corrosión que cubren la fractura.

En el campo 2, situado en la misma región que el 1 pero más hacia el interior de la orejeta, se aprecia un microrrelieve acusado, también deteriorado por la posterior corrosión de la superficie. En algunos puntos se aprecia la presencia de marcas como surcos, alargados y orientados en dirección desde la cara exterior a la interior de la orejeta.

El espectro de rayos X correspondiente al campo 2 resulta básicamente similar al del campo 1, si bien ahora existe menos cantidad de Cu, Zn, Al, Si, S y Cd.

El campo 3, situado al otro lado de la línea de puntos pero próximo a ella, muestra un relieve parcialmente similar al 2, pero con menor deterioro corrosivo, lo que permite apreciar en algunos puntos señales de deformación plástica producida durante el proceso de fallo.

El campo 4 se encuentra ya en plena región con macrorrelieve direccional. El relieve a bajos aumentos no difiere demasiado del campo anterior, pero a elevados aumentos presenta signos de deformación plástica y formación de cúpulas con escaso desarrollo vertical de sus paredes.

El campo 5 se encuentra muy próximo a la superficie interior de la orejeta. Su microrrelieve está formado por cúpulas de diversos tamaños claramente desarrolladas, apreciándose también algunos surcos alargados en cuyo interior se aprecia en ciertas zonas la presencia de una fase, probablemente una inclusión del acero. No se aprecian productos de corrosión sobre la superficie.

El campo 6 se encuentra al otro lado del taladro pasante, y próximo a la superficie exterior de la orejeta, en posición equivalente al campo 1. Su microrrelieve es idéntico al del campo 1, con presencia de productos de corrosión que impiden la observación del relieve original. El espectro de rayos X obtenido en este campo es completamente análogo al del campo 1, con la presencia de los mismos contaminantes superficiales.

El campo 7 se encuentra en la región con direccionalidad alargada del relieve. El microrrelieve a elevados aumentos resulta similar al del campo 4. Se observan signos de deformación plástica y la presencia de cúpulas poco desarrolladas. El espectro de rayos

X obtenido en este campo resulta similar al del campo 6, pero con menores niveles de contaminantes superficiales.

El campo 8 se encuentra próximo a la superficie interior de la orejeta. Su microrrelieve está constituido por pequeñas cúpulas con desarrollo ligeramente alargado en la dirección del macrorrelieve existente en esa región. No se aprecian productos de corrosión sobre la superficie de fractura. En el espectro obtenido en este campo no se detecta la presencia de elementos extraños, lo que resulta coherente con la ausencia de productos de corrosión.

### Fractura B

La figura 13 recoge una vista general de la fractura B, existente en el extremo opuesto del fragmento de orejeta en estudio.

A bajos aumentos, presenta un relieve similar en toda la superficie, con una cierta orientación desde la cara exterior a la interior.

Un campo típico de esta fractura es el campo 9. A elevados aumentos se observa un microrrelieve formado por cúpulas y surcos alargados, similares y con la misma orientación a los ya comentados en la fractura A. También se observa que sobre la superficie de rotura existen algunas zonas cubiertas por productos de corrosión, mientras que el resto de la superficie aparece sin atacar.

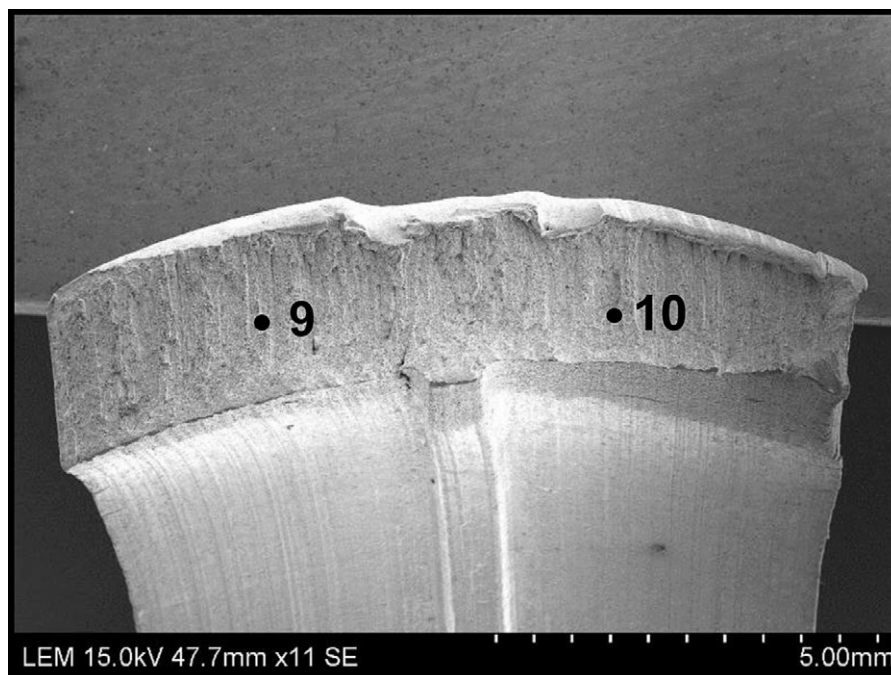


Figura 13. Vista general de la fractura B

Realizando un microanálisis por rayos X de una de las zonas con productos de corrosión, se obtuvo su espectro, en el que vuelven a aparecer los mismos contaminantes presentes en espectros anteriores de regiones corroídas. Por el contrario, en el espectro obtenido en zonas con apariencia limpia, ya no aparecen el Cu, Zn, S ni Cd.

Finalmente, el campo 10 se encuentra próximo a la superficie interior de la orejeta. Su microrrelieve está formado por cúpulas claramente desarrolladas, con algunos surcos alargados con inclusiones en su interior. No se aprecian zonas con productos de corrosión.

No obstante, en el espectro de rayos X de ese campo sí aparecen pequeñas cantidades de contaminantes superficiales (Cu, Na, Al, Si, S, Cl y Cd).

### **Desarrollo de las fracturas**

El fragmento de orejeta objeto de estudio presenta una importante deformación plástica, que ha hecho perder a su superficie interior la forma circular que debió tener originalmente.

Dicha deformación resulta mucho más acusada en la zona más delgada del fragmento, junto a la fractura B (véase figura 6).

Ello indica que la primera zona en romper fue la fractura A. La rotura por esa zona se vio favorecida por la presencia del taladro pasante allí existente.

Una vez producida la fractura A, la fuerza que se ejercía sobre la orejeta en ese momento produjo una importante deformación plástica, abriéndose la orejeta y rompiendo a continuación por la zona B.

La fractura A se ha iniciado, muy probablemente, en la superficie exterior de la orejeta y a ambos lados del taladro pasante. Dado que en esas zonas no ha podido apreciarse el microrrelieve de la rotura, puesto que estaba recubierta de productos de corrosión, no ha sido posible determinar de forma fiable el mecanismo responsable de la fractura en esa zona.

Al ir avanzando la rotura hacia la cara interior de la orejeta, se va produciendo una modificación del relieve observable a bajos aumentos, que pasa a presentar una cierta direccionalidad.

En la zona central de la rotura A, a ambos lados del taladro, se empiezan a observar signos de deformación plástica y presencia de cúpulas poco desarrolladas, caracteres ambos generalmente asociados a procesos de rotura instantánea con carácter dúctil. La

contaminación superficial de estas zonas centrales es ya mucho menor que junto a la superficie exterior de la orejeta.

Cerca de la cara interior de la orejeta, el microrrelieve es ya claramente de cúpulas, sin deterioro superficial y sin presencia significativa de contaminantes.

La presencia de una zona de la fractura, junto a la superficie exterior de la orejeta y a ambos lados del taladro, con un relieve macroscópico diferente al resto de la rotura, así como el hecho de que toda esa zona se encuentra completamente recubierta de productos de corrosión, podría indicar que la rotura de dicha zona fue anterior en el tiempo a la del resto de la orejeta.

Sin embargo, en la zona central de la rotura A, ya en la región con relieve más direccional, el microrrelieve no parece muy diferente al de la región anterior, y también está atacado superficialmente, aunque en menor medida.

Junto a la superficie interior de la orejeta, la rotura es ya claramente en cúpulas, y por tanto producida de manera instantánea y con comportamiento dúctil.

Los relieves en forma de surcos que aparecen en las diferentes zonas de la fractura A parecen estar asociados a la presencia de inclusiones alargadas en el acero utilizado para la fabricación de la pieza.

Podría pensarse en el desarrollo de una grieta clásica de fatiga en la superficie exterior de la orejeta y a ambos lados del taladro. La corrosión posterior sufrida por la superficie de fractura en esa zona impide ver los caracteres microfractográficos, y por tanto afirmar o negar de forma tajante el desarrollo inicial de un proceso clásico de fatiga.

No obstante, no existe una diferencia radical de relieve entre esa zona hipotéticamente de fatiga y la zona central de la rotura, ya con orientación direccional del relieve. Por otro lado, en esa posible región de fatiga también se han observado los relieves en forma de surcos, lo que generalmente sugiere que el progreso del fallo está favorecido por la presencia de inclusiones, y ello resulta más probable si el proceso de rotura es por sobrecarga que si el crecimiento se produce por fatiga.

En consecuencia, y sin poder descartar del todo la existencia de un fallo por fatiga convencional, parece más probable que el inicio de la rotura en la superficie exterior de la orejeta se haya producido por sobrecarga.

La rotura completa de la zona A de la orejeta se ha podido producir bajo la acción de una única sobrecarga estática, que originó de una vez toda la superficie de fractura, o por la aplicación de sucesivas sobrecargas, que harían avanzar la grieta en varias etapas, hasta la rotura final, lo que podría ser considerado como un proceso de fatiga a muy bajo número de ciclos.



La existencia de zonas completamente cubiertas de corrosión (junto a la superficie exterior de la orejeta), junto a zonas prácticamente libres de ataque (junto a la superficie interior) podría avalar esta hipótesis de que la rotura realmente ha sido en varias etapas, corroyéndose más las zonas primeramente agrietadas.

La rotura de la zona B corresponde muy claramente a un único proceso de rotura instantánea de carácter dúctil, producido con posterioridad a la rotura por la zona A. Esta superficie de fractura ha sido la última en producirse, y en ella aparecen también zonas con ataque corrosivo similar al observado en la fractura A.

Por ello, no puede descartarse completamente el que todo el ataque de la superficie de rotura se haya producido después de una rotura instantánea completa de la zona A y a continuación de la B, atacándose unas zonas más que otras por motivos desconocidos.



## **APÉNDICE II**



"TAKE YOUR CESSNA HOME FOR SERVICE AT THE SIGN OF THE CESSNA SHIELD"

# SINGLE ENGINE CUSTOMER CARE SERVICE INFORMATION LETTER

MARKETING DIVISION / CESSNA AIRCRAFT COMPANY / WICHITA, KANSAS 67201 / CABLE ADDRESS - CESSCO WICHITA

**REVISION NOTICE:** This revised Service Letter supersedes the original issue of SE79-37 dated 8-6-79. Areas of change are marked (■) in the left hand margin. If the previous letter has been complied with, review changes to determine additional requirements.

December 15, 1980

SE79-37  
Revision #1

SUBJECT: MAIN GEAR ACTUATOR ROD END

AIRCRAFT APPLICABILITY: 1971 thru 1978 Model 177RG

Serial Numbers . . . . .  
177RG0001 thru 177RG1366  
F177RG0001 thru F177RG0177

A new high strength main landing gear actuator rod end (Part Number S2426-6) is now available for the 177RG aircraft.

It is recommended that the present main landing gear actuator rod end be replaced with the new part, prior to or at the next annual inspection.

Instructions for installing this rod end are provided on the opposite side.

Parts required for this improvement are listed below and are available through the Cessna Dealer Organization. The suggested list prices are also indicated.

<u>Part Number</u>	<u>Description</u>	<u>Suggested List Price</u>
S2426-6	Rod End	\$ 76.00 (S) each
AN316-7R	Lock Nut	\$ .57 (S) each

\* \* \* \* \*

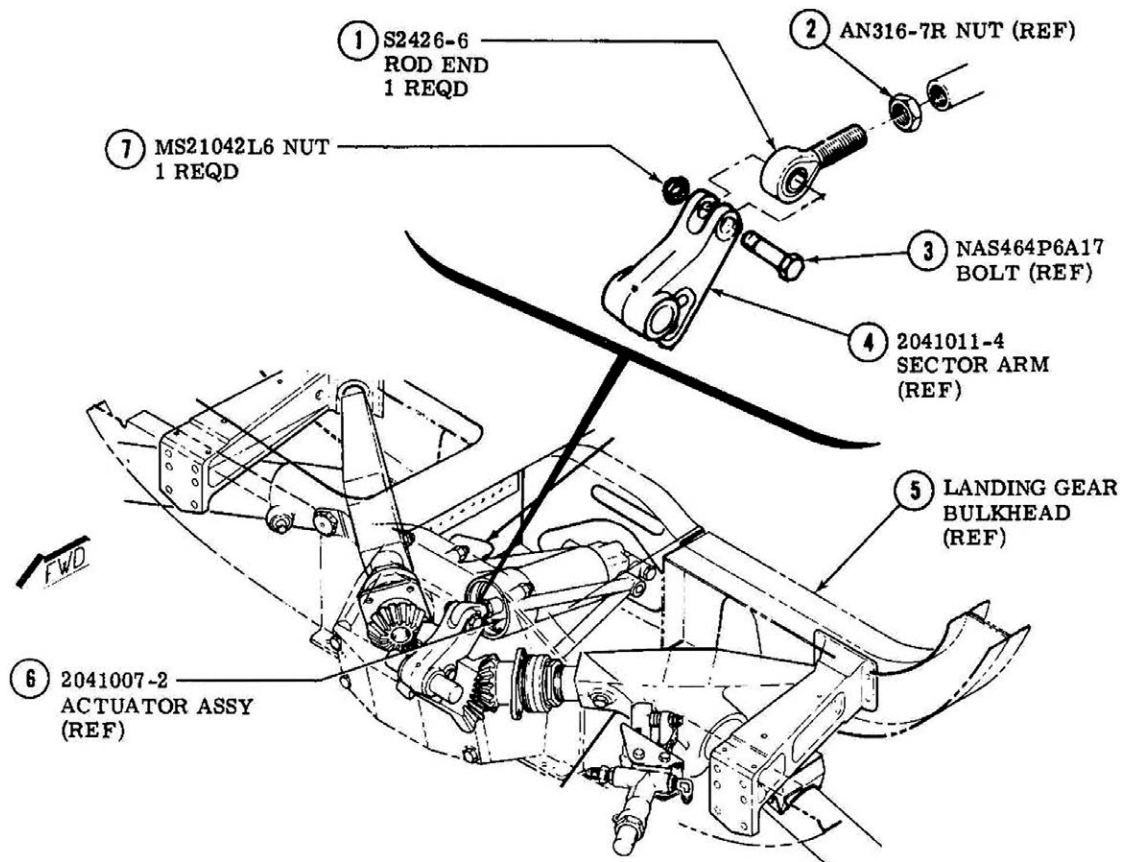
(Owner Notification System - No. 1)

ALL PRICES SUBJECT TO CHANGE WITHOUT NOTICE

CESSNA AIRCRAFT COMPANY

TO OBTAIN SATISFACTORY RESULTS, PROCEDURES SPECIFIED IN THIS SERVICE INFORMATION LETTER MUST BE ACCOMPLISHED IN ACCORDANCE WITH ACCEPTED METHODS AND PREVAILING GOVERNMENT REGULATIONS. CESSNA AIRCRAFT COMPANY CANNOT BE RESPONSIBLE FOR THE QUALITY OF THE WORK PERFORMED IN ACCOMPLISHING THIS SERVICE INFORMATION LETTER.

COPYRIGHT 1980 ■ CESSNA AIRCRAFT COMPANY ■ WICHITA, KANSAS USA



#### MAIN LANDING GEAR ACTUATOR ROD END REPLACEMENT.

1. Put aircraft on jacks in accordance with the appropriate Service/Manual.
2. Remove seats and carpet as required for access to the access plate above main landing gear actuator and remove access plate.
3. Put landing gear in the unlocked position, allowing the main gear to rotate freely.
4. Remove bolt (3) and nut (7) attaching actuator rod end (1) to sector arm (4).
5. Retain bolt (3) and discard nut (7).
6. Loosen locknut (2) and remove rod end (1) from piston rod. Remove locknut from rod end.
7. Install locknut (2) on new rod end (1) and install rod end into piston rod.
8. Adjust rod end and attach to sector gear arm (4) using existing bolt (3) and new nut (7).
9. Use the appropriate Service Manual for main landing gear rigging procedures.
10. Replace all parts previously removed for this replacement.
11. Remove aircraft from jacks.

