

# CIAIAC

COMISIÓN DE  
INVESTIGACIÓN  
DE **A**CCIDENTES  
E **I**NCIDENTES DE  
**A**VIACIÓN **C**IVIL

## Informe técnico A-008/2011

Accidente ocurrido el día 19  
de marzo de 2011 al helicóptero  
Bell 407, matrícula EC-KTA,  
en el término municipal  
de Villastar (Teruel)



GOBIERNO  
DE ESPAÑA

MINISTERIO  
DE FOMENTO



# Informe técnico

## A-008/2011

---

**Accidente ocurrido el día 19 de marzo de 2011  
al helicóptero Bell 407, matrícula EC-KTA,  
en el término municipal de Villastar (Teruel)**



GOBIERNO  
DE ESPAÑA

MINISTERIO  
DE FOMENTO

SUBSECRETARÍA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN  
DE ACCIDENTES E INCIDENTES  
DE AVIACIÓN CIVIL

Edita: Centro de Publicaciones  
Secretaría General Técnica  
Ministerio de Fomento ©

NIPO: 161-14-070-1

Diseño y maquetación: Phoenix comunicación gráfica, S. L.

---

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: +34 91 597 89 63  
Fax: +34 91 463 55 35

E-mail: [ciaiac@fomento.es](mailto:ciaiac@fomento.es)  
<http://www.ciaiac.es>

C/ Fruela, 6  
28011 Madrid (España)

## **Advertencia**

El presente Informe es un documento técnico que refleja el punto de vista de la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil en relación con las circunstancias en que se produjo el evento objeto de la investigación, con sus causas probables y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el art. 5.4.1 del Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional; y según lo dispuesto en los arts. 5.5 del Reglamento (UE) n.º 996/2010, del Parlamento Europeo y del Consejo, de 20 de octubre de 2010; el art. 15 de la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea; y los arts. 1, 4 y 21.2 del R.D. 389/1998, esta investigación tiene carácter exclusivamente técnico y se realiza con la finalidad de prevenir futuros accidentes e incidentes de aviación mediante la formulación, si procede, de recomendaciones que eviten su repetición. No se dirige a la determinación ni al establecimiento de culpa o responsabilidad alguna, ni prejuzga la decisión que se pueda tomar en el ámbito judicial. Por consiguiente, y de acuerdo con las normas señaladas anteriormente la investigación ha sido efectuada a través de procedimientos que no necesariamente se someten a las garantías y derechos por los que deben regirse las pruebas en un proceso judicial.

Consecuentemente, el uso que se haga de este Informe para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes puede derivar en conclusiones e interpretaciones erróneas.



## Índice

<b>Abreviaturas</b> .....	vii
<b>Sinopsis</b> .....	viii
<b>1. Información sobre los hechos</b> .....	1
1.1. Reseña del vuelo .....	1
1.2. Lesiones a personas .....	2
1.3. Daños sufridos por la aeronave .....	3
1.4. Otros daños .....	3
1.5. Información sobre el personal .....	3
1.6. Información sobre la aeronave .....	3
1.6.1. Información de mantenimiento de la aeronave .....	4
1.6.2. Descripción y funcionamiento de movimientos de las superficies de control ....	5
1.6.3. Descripción y funcionamiento del sistema hidráulico del Bell 407 .....	7
1.6.3.1. Descripción y funcionamiento de los servoactuadores .....	8
1.7. Información meteorológica .....	9
1.8. Comunicaciones .....	10
1.9. Registradores de vuelo .....	10
1.10. Información sobre los restos de la aeronave y el impacto .....	12
1.11. Información médica y patológica .....	15
1.12. Incendio .....	16
1.13. Supervivencia .....	16
1.14. Ensayos e investigaciones .....	16
1.14.1. Investigación del motor y del sistema de combustible .....	17
1.14.2. Investigación del sistema hidráulico. Inspecciones y pruebas .....	17
1.14.3. Estudio del proceso de rotura de la orejeta de sujeción de cinturones de seguridad .....	23
1.15. Información orgánica y de dirección .....	24
1.16. Información adicional .....	24
1.16.1. Declaraciones de testigos .....	24
1.16.2. Información referente al servoactuador cíclico izquierdo S/N HR2036 .....	24
1.16.3. Proceso de emisión de directivas de aeronavegabilidad (ADs) .....	26
1.16.4. Operación de emergencia .....	27
<b>2. Análisis</b> .....	29
2.1. Análisis de los restos .....	29
2.2. Análisis médico y patológico .....	30
2.3. Análisis de la declaración del testigo .....	30
2.4. Análisis del sistema hidráulico .....	30
2.5. Análisis de la trayectoria .....	32
2.6. Análisis de la publicación de las directivas de aeronavegabilidad .....	34

<b>3. Conclusión</b> .....	35
3.1. Conclusiones .....	35
3.2. Causas .....	35
<b>4. Recomendaciones sobre seguridad operacional</b> .....	37
<b>Anexos</b> .....	39
Anexo I. Manual de Vuelo. BHT-407-FM-1. Sección 3. Maniobras de emergencia, párrafo 3.6. sistema hidráulico .....	41
Anexo II. Directiva de Aeronavegabilidad CF-2011-17, de 30 de junio de 2011, emitida por Transport Canada .....	45
Anexo III. Directiva de Aeronavegabilidad de emergencia 2011-15-51, de 8 de julio de 2011, emitida por la Federal Aviation Administration (FAA) .....	49
Anexo IV. Boletín de Servicio de Alerta 407-05-70, de 10 de noviembre de 2005, emitido por Bell Helicopter TEXTRON .....	57



## Abreviaturas

00°	Grado(s)
00 °C	Grados centígrados
00%	Tanto por ciento
00"	Pulgada(s)
AD	Directivas de Aeronavegabilidad
AEMET	Agencia Estatal de Meteorología
ASB	Boletín de Servicio de Alerta («Alert Service Bulletin»)
CASA	Alerta de Seguridad de Aviación Civil («Civil Aviation Safety Alert»)
CARB	Comité de Estudio de Acciones Correctivas («Corrective Action Review Board»)
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
cm	Centímetro(s)
CPL(H)	Licencia de Piloto comercial de helicóptero
DAH	Titulares de las aprobaciones de diseño («Design Approval Holders»)
ECU	Unidad de Control del Motor («Engine Control Unit»)
ELT	Radiobaliza de emergencia («Emergency Locator Transmitter»)
FAA	Agencia Federal de Aviación de EE.UU. («Federal Aviation Administration»)
FADEC	Sistema de Control Digital del Motor («Full Authority Digital Engine Control»)
FI(H)	Instructor de vuelo (helicóptero)
ft	Pie(s)
g	Aceleración de la gravedad (9,81 m/s <sup>2</sup> )
GPS	Sistema de posicionamiento global («Global Positioning System»)
h	Hora(s)
HYD SYS	Sistema hidráulico
KIAS	Velocidad anemométrica indicada en nudos («Indicated Airspeed (knots)»)
kt	Nudo(s)
lb	Libra(s)
L/H	Lado izquierdo («Left Hand»)
LTP	«Laboratory Test Procedure»
m	Metro(s)
mb	Milibar(s)
min	Minuto(s)
mm	Milímetro(s)
N/A	No aplica
P/N	Número de parte («Part Number»)
PPL(H)	Licencia de piloto privado (helicóptero)
psi	Libra por pulgada cuadrada («Pounds per square inch»)
QNH	Reglaje de la subescala del altímetro para obtener elevación estando en tierra
s	Segundo(s)
SB	Boletines de Servicio
S/N	Número de serie («Serial Number»)
SL	Cartas de servicio («Service Letters»)
TC	Transport Canada
UTC	Tiempo Universal Coordinado («Coordinated Universal Time»)
UVI	Unidad de Vigilancia Intensiva



## Sinopsis

Propietario y operador:	INAER
Aeronave:	Bell 407 S/N 53831
Fecha y hora del accidente:	19 de marzo de 2011; a las 12:37 hora UTC <sup>1</sup>
Lugar del accidente:	Término municipal de Villastar (Teruel)
Personas a bordo:	7, 6 fallecidos, 1 herido grave
Tipo de vuelo:	Trabajos aéreos – Comercial – Lucha contra incendios
Fecha de aprobación:	27 de marzo de 2014

### Resumen del accidente

El día 19 de marzo de 2011 el helicóptero Bell 407 despegó de su base de Alcorisa (Teruel) a las 12:09 h dirigiéndose hacia la zona quemada del monte de Los Olmos, cercano a la localidad de Alcorisa. El objeto del vuelo era recoger a una brigada forestal y transportarla hasta un incendio que se había declarado entre las poblaciones de Vilhel y Cascante. Ya en ruta hacia el incendio, desde el helicóptero se comunicó su situación pasada la población de Cedrillas alrededor de las 12:30 h y minutos más tarde impactó contra el terreno en una zona amplia y sin obstáculos.

De los siete ocupantes de la aeronave, seis fallecieron y uno resultó herido grave.

---

<sup>1</sup> Todas las horas en el presente informe están expresadas en hora UTC. Para obtener la hora local es necesario sumar una hora a la hora UTC.



## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Reseña del vuelo

El sábado 19 de marzo de 2011 a las 11:30 h se tuvo notificación de un incendio entre las poblaciones de Vilhel y Cascante en la provincia de Teruel. Los primeros equipos movilizados por el Centro Provincial de Operaciones de Teruel perteneciente a la Consejería de Agricultura, Ganadería y Medio Ambiente del Gobierno de Aragón

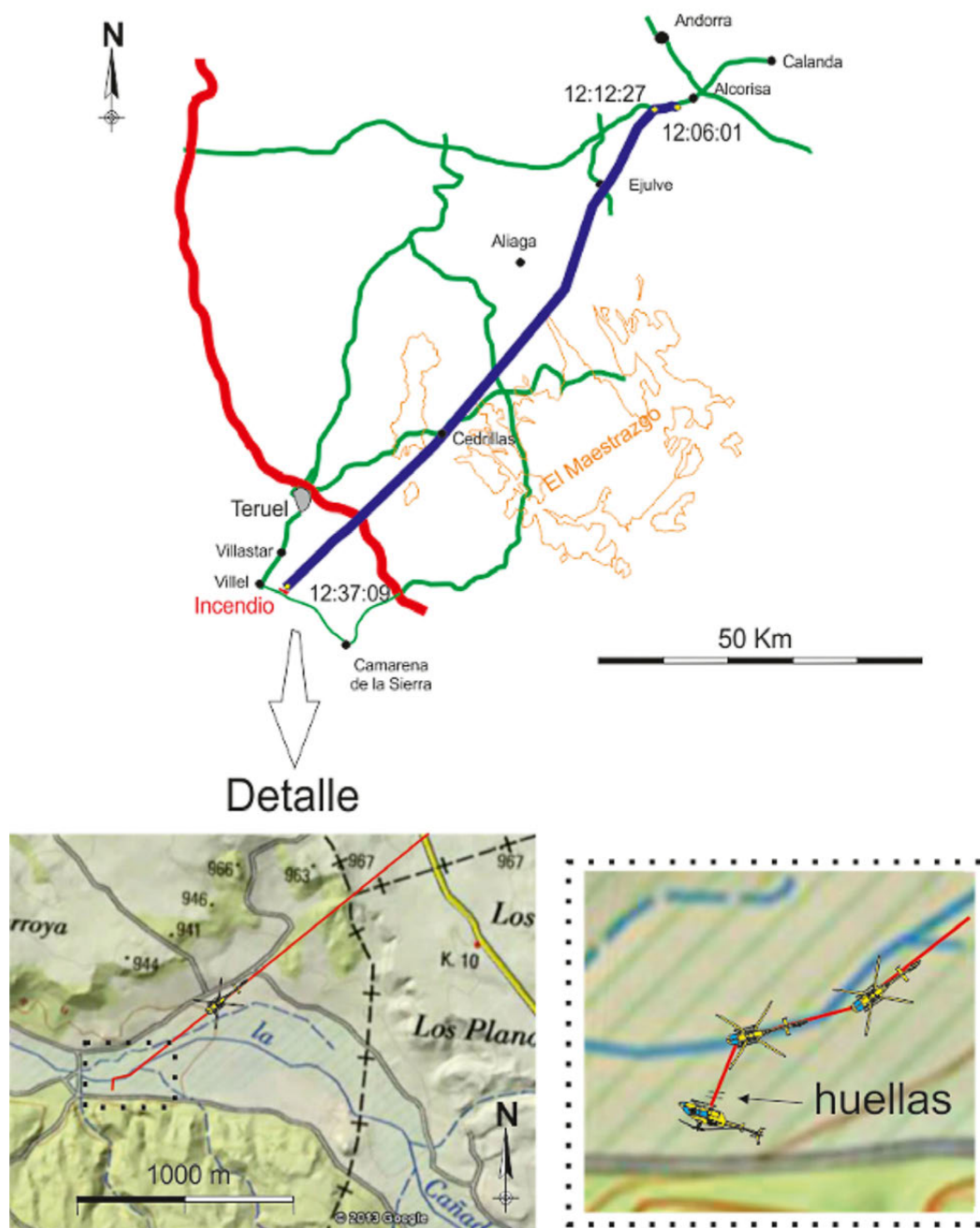


Figura 1. Trayectoria de la aeronave y detalle del tramo final

solicitaron más medios dada la valoración del avance del fuego. Se decidió entonces movilizar también a la brigada forestal helitransportada de Alcorisa (Teruel) que se encontraba realizando trabajos de acondicionamiento de un área quemada en el monte Los Olmos, cercano a dicha localidad. Para ello, el helicóptero Bell 407 EC-KTA, operado por INAER, despegó de su base de Alcorisa a las 12:09:34 h en el que era el primer vuelo del día. Tras recoger a los componentes de la brigada forestal, a las 12:12 h comunicaron que ya se encontraban en vuelo rumbo hacia el incendio.

Alrededor de las 12:30 h, según indicó el Coordinador Provincial de Incendios, la brigada comunicó su situación una vez sobrevolada la población de Cedrillas e indicando que tenían el fuego a la vista.

Minutos más tarde, el Centro Provincial de Operaciones solicitó confirmación a los equipos que se encontraban en el incendio de la presencia de la brigada helitransportada; ante la respuesta negativa verificó la posición de la aeronave a través del sistema de seguimiento de flota con que cuentan en los centros de operaciones, comprobando que la última posición correspondía a las 12:36 h manteniéndose inalterada desde entonces.

Se realizaron entonces varios intentos por contactar con la brigada, tanto vía teléfono móvil como por radio, y ante los resultados negativos, a las 13:00 h se solicitó la inspección del lugar de posicionamiento de la aeronave por parte del helicóptero del Servicio de Emergencias 112 basado en Teruel.

A las 13: 24 h el 112 confirmó el accidente.

De las siete personas que iban a bordo —el piloto, los cinco componentes de la brigada y un guarda forestal—, seis fallecieron en el accidente y sólo uno de los bomberos sobrevivió, resultando herido grave. La aeronave resultó destruida.

### 1.2. Lesiones a personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Muertos	1	5	
Graves		1	
Leves			No aplicable
llesos			No aplicable
<b>TOTAL</b>	<b>1</b>	<b>6</b>	

### 1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave resultó destruida como consecuencia del impacto.

### 1.4. Otros daños

No hubo daños adicionales.

### 1.5. Información sobre el personal

El piloto al mando, situado en el asiento de la derecha, de 38 años y nacionalidad española, contaba con las licencias de piloto comercial de helicóptero (CPL(H)) y de piloto privado de helicóptero (PPL (H)), válidas y en vigor con las siguientes habilitaciones:

- Bell 407: Válida hasta el 11/02/2012.
- FI(H): válida hasta el 13/02/2013.
- Agroforestal para extinción de incendios: válida hasta el 29/04/2012.

Su certificado médico de clase 1 era válido y estaba en vigor. Asimismo disponía del certificado de competencia lingüística en castellano (6) e inglés (4).

Se ha verificado que, de acuerdo con la información facilitada por la compañía, su experiencia como piloto en actividades de lucha contra incendios había comenzado en el año 2008. Tenía una experiencia de 1.664 h y 33 min de vuelo, de las cuales 393 h y 33 min eran en el tipo. En el último año había volado 132 h y 43 min. Durante los últimos 90 días había realizado 25 h y 48 min, de las que 17 h y 48 min correspondían a los últimos 30 días. El vuelo del accidente era el primer vuelo del día.

### 1.6. Información sobre la aeronave

La aeronave, modelo Bell 407, matrícula EC-KTA con número de serie 53831, fue fabricada en 2008. Estaba equipada con un motor Rolls & Royce 250 C47B, S/N CAE 848099, y su tren de aterrizaje era de patines (véase figura 2).

En cabina los asientos están distribuidos de manera que en la parte delantera hay 2 destinados al piloto (el de la derecha) y a un acompañante y en la parte trasera otros 5 más: dos se encuentran inmediatamente detrás y de espaldas a los de la cabina delantera y los otros 3 están orientados en el sentido de la marcha (véase figura 3).

Para una cómoda y eficaz actuación sobre los controles de vuelo la aeronave dispone de un sistema hidráulico, que permite disminuir la fuerza requerida para operar éstos.



Figura 2. Helicóptero siniestrado

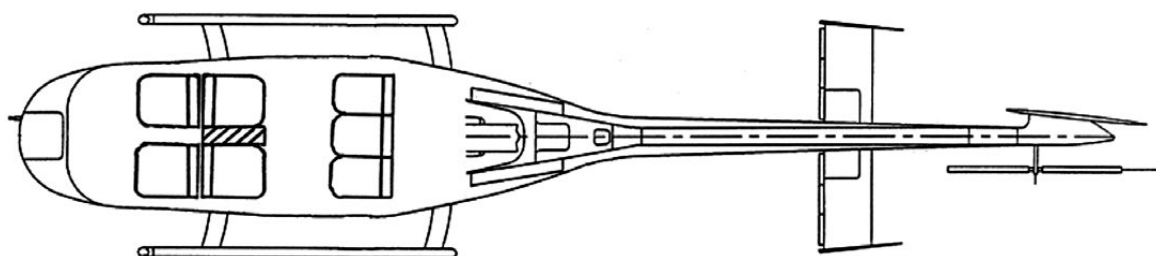


Figura 3. Configuración de cabina

#### 1.6.1. Información de mantenimiento de la aeronave

La aeronave disponía de la documentación administrativa en vigor. El certificado de matrícula en España era válido con fecha de expedición 23 de septiembre de 2008. El certificado de aeronavegabilidad había sido expedido el 27 de junio de 2008 y fue revisado el 27 de junio de 2010, con validez hasta el 26 de junio de 2011.

Asimismo la aeronave contaba con la Licencia de Estación de Aeronave válida hasta el 26 de junio de 2011.



Las últimas anotaciones tanto en el Cuaderno de la Aeronave como en la Cartilla del Motor corresponden al día 13 de marzo, coincidiendo el número de horas que era de 363 h y 50 min.

En cuanto al estado de mantenimiento de la aeronave se ha comprobado que las inspecciones detalladas en el Programa de Mantenimiento habían sido realizadas y no había, en el momento del accidente, averías o defectos pendientes de resolución.

Inspección	Horas	Fecha
B 300 h/12 m, E anual	105:45	29-05-2009
B 300 h/12 m, E anual, C Standard 1.200 h/24 m, F bianual	280:20	05-05-2010

En referencia con el sistema hidráulico, con motivo del Boletín de Servicio ASB 407-07-90, publicado por Bell Helicopter el 3 de noviembre de 2009, se llevó a cabo una inspección de verificación de los servoactuadores el 6 de noviembre de 2009, determinándose la necesidad de sustituir el servoactuador L/H S/N HR2590 antes de 600 h de vuelo o 6 meses. La sustitución se llevó a cabo el 5 de mayo de 2010. Hasta ese momento, aeronave y motor tenían cumplimentadas las directivas de aeronavegabilidad tanto de la FAA como EASA, así como los Boletines de Servicio de los fabricantes.

Por tanto, la aeronave había cumplimentado una correcta aeronavegabilidad continuada, hasta la fecha de sustitución del mencionado servoactuador.

### 1.6.2. Descripción y funcionamiento de movimientos de las superficies de control

El helicóptero Bell 407 dispone de cuatro servoactuadores y sus correspondientes mecanismos y conexiones con los dispositivos de mando y las superficies de control. En la parte superior delantera de la cabina se encuentra el soporte de tres de los cuatro servoactuadores. Estos tres son idénticos entre sí y sus funciones son las siguientes:

- Un servoactuador de control de paso colectivo, próximo al eje del rotor principal. Se acciona mediante el mando colectivo, de manera que modifica el paso de todas las palas del rotor principal.
- Dos servoactuadores de paso cíclico, ubicados a ambos lados del anterior, siendo el izquierdo el predominante en el control lateral y el derecho en el longitudinal. Éstos se accionan mediante la palanca de control cíclico y la combinación de sus movimientos determina la posición del plano de rotación del rotor principal.

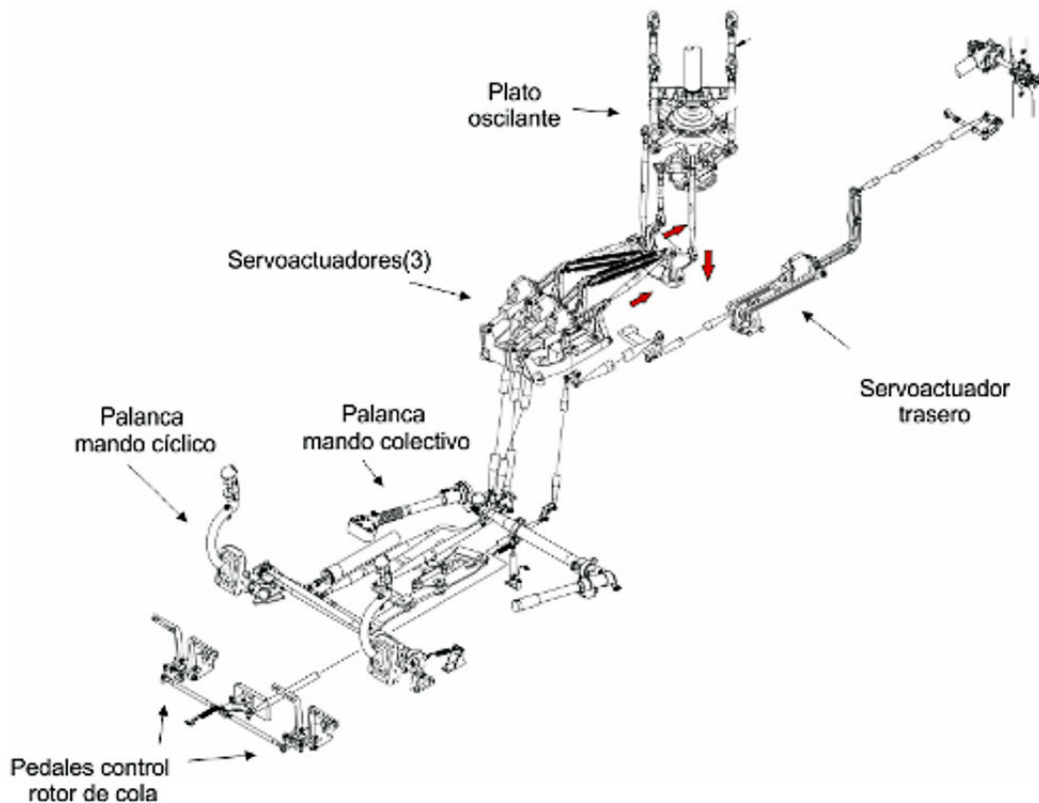


Figura 4. Esquema de movimientos de control

En la parte trasera del cono de cola se encuentra situado el cuarto servoactuador, accionado en la cabina de vuelo mediante los pedales en el puesto del piloto y cuya misión es controlar el paso de las palas del rotor de cola con el fin de controlar la guiñada de la aeronave. Este servoactuador es distinto de los anteriores, ya que el área de actuación del pistón es menor y por tanto también la fuerza capaz de suministrar.

Profundizando en el comportamiento del conjunto servoactuadores-uniones articuladas que comandan los movimientos de cíclico y colectivo al plato oscilante, cuando el piloto mueve la palanca del control colectivo, además de mover el servo central, que comanda la fuerza al árbol y la información del cambio en el paso de las palas, también le deben seguir los otros dos servoactuadores en cierta medida para no variar la actitud lateral ni longitudinal del conjunto de las palas del rotor principal. Por otro lado, un input del piloto al cíclico solamente en sentido lateral no solo implica un movimiento del servo izquierdo, ni un input del piloto al cíclico en sentido longitudinal implica solamente un movimiento del servoactuador derecho, sino que la orientación que forma el plano del rotor principal viene dada por la combinación de los movimientos de los dos servoactuadores comandados por el mando cíclico.

En el caso de que un servoactuador se agarrote, es decir que deje de permitir el movimiento del pistón, el resto de componentes del sistema unión, articulación, y servoactuador afectado permanecen sin posibilidad de movimiento alguno.

### 1.6.3. Descripción y funcionamiento del sistema hidráulico del Bell 407

El sistema hidráulico de la aeronave consta de un circuito de presión y otro circuito de retorno, incluyendo los siguientes elementos: depósito de líquido hidráulico, bomba, filtros, electroválvula y válvula de alivio, distribuidor, mangueras de circuito de presión (y de retorno) y servoactuadores.

El depósito suministra fluido hidráulico al circuito a través de la bomba, donde se presuriza a  $1.000 \pm 25$  psi. A través del acoplamiento correspondiente, el fluido pasa por un filtro donde se eliminan aquellas partículas que por su tamaño pueden resultar peligrosas para el funcionamiento adecuado del sistema. A continuación el fluido pasa a través de la válvula de alivio, que se abre si la presión alcanza valores superiores a  $1.225 \pm 150$  psi, provocando que el líquido vuelva al depósito a través de las mangueras del circuito de retorno tras pasar por otro filtro, de esta manera se previenen posibles daños tanto en la electroválvula como en los servoactuadores. Si la presión es correcta, el fluido hidráulico pasa a través de la electroválvula, la cual se abre (o se cierra) permitiendo (o no) el paso del líquido hidráulico hacia los servoactuadores.

El interruptor HYD SYS del sistema hidráulico del helicóptero situado en la cabina está normalmente en posición ON, incluso en caso de fallo total de suministro eléctrico. El

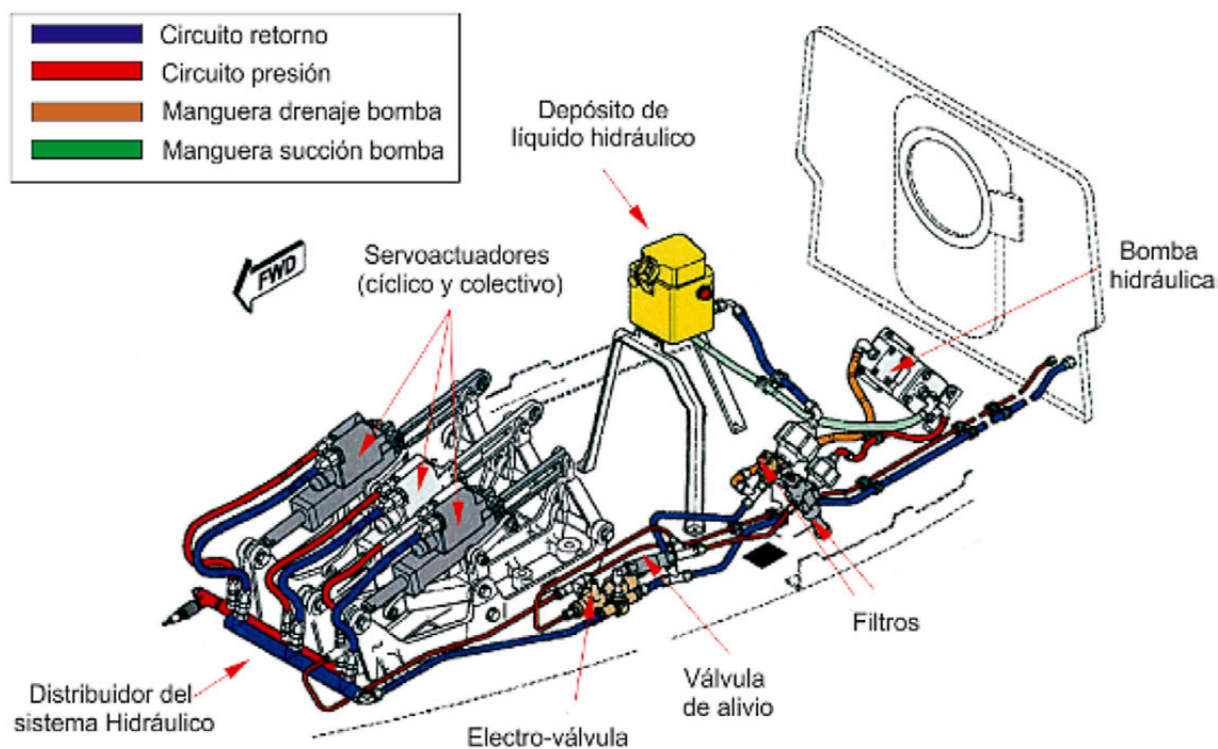


Figura 5. Sistema hidráulico

interrupción del hidráulico controla la electroválvula, de manera que cuando ésta no está energizada, ya sea porque el interruptor está en la posición ON o por fallo eléctrico, permite el paso del líquido hacia los cuatro servoactuadores. Por el contrario, cuando el interruptor HYD SYS está en posición OFF no permite el paso del fluido hacia los servoactuadores.

Previamente a la llegada a los servoactuadores, el líquido hidráulico discurre por el sistema de distribución hidráulica, que regula el paso del fluido, ya sea en el sentido de la bomba hacia los servoactuadores por el circuito de presión, ya sea por el de retorno si el sentido es desde los servoactuadores hacia el depósito.

En la parte superior delantera del fuselaje se encuentra el soporte de tres de los cuatro servoactuadores de los que dispone el helicóptero y sus correspondientes mecanismos. El cuarto servoactuador se encuentra en la zona de cola.

### 1.6.3.1. Descripción y funcionamiento de los servoactuadores

Un servoactuador dispone de un cilindro con un pistón en su interior que a partir de la presión del fluido hidráulico crea la fuerza necesaria para mover un sistema de la aeronave o una superficie de control.

El fluido hidráulico presurizado y los servoactuadores mueven las conexiones que controlan la dirección y actitud del vuelo. La fuerza que el piloto aplica sobre las palancas de control de paso colectivo y de paso cíclico, o sobre los mandos del control direccional, únicamente actúa sobre la servoválvula correspondiente. Esta fuerza es mucho menor que la que requeriría actuar directamente sobre los controles.

Cada servoactuador está controlado y protegido por varios dispositivos o válvulas que actúan atendiendo a diferentes condiciones, distinguiéndose la servoválvula hidráulica, servoválvula bypass y las válvulas de alivio, las cuales se activan bien por diferencia de presión o bien por condiciones térmicas.

La servoválvula hidráulica constituye el dispositivo principal de control, ya que transmite las órdenes recibidas del sistema de mando accionado por el piloto al servoactuador. El pistón debe desplazarse con la velocidad requerida por el piloto al actuar sobre los mandos. Para ello, la servoválvula posee un husillo con un recorrido por el interior del servo que fija las posiciones extremas de las órdenes que el piloto puede dar con los mandos de vuelo.

La servoválvula contiene un núcleo cerrado de tres vías diferentes que constituye la válvula de derivación. Dependiendo de la fuerza aplicada en la entrada, dicha válvula entrará, o no, en funcionamiento permitiendo, o no, el paso del fluido hidráulico a los puertos del servoactuador.

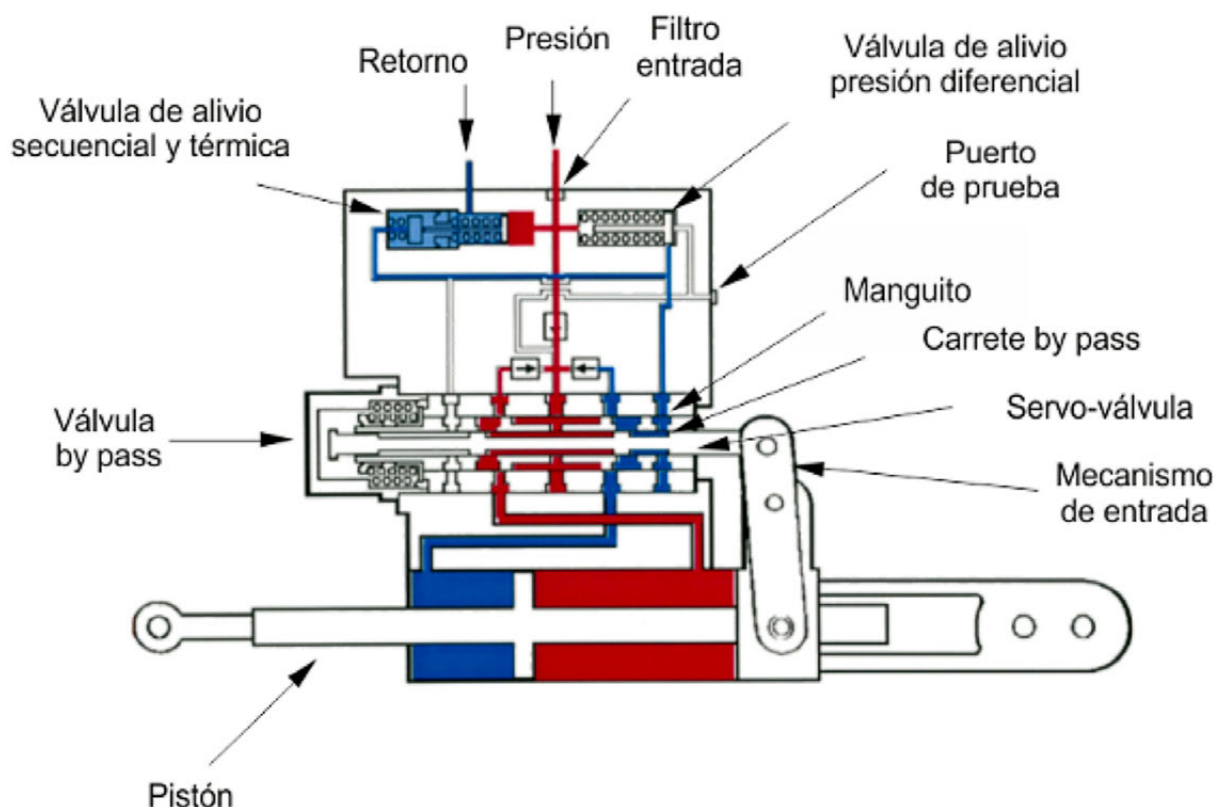


Figura 6. Diagrama del servoactuado

Por otro lado, la válvula de alivio, por diferencia de presión, protege el servoactuador y la válvula de las fuerzas transmitidas desde las superficies de control.

## 1.7. Información meteorológica

Según los datos facilitados por la Agencia Estatal de Meteorología (AEMET), teniendo en cuenta la situación sinóptica general, las imágenes de satélite, el mapa significativo de baja altura para las 12:00 h UTC, la predicción para Teruel y datos de estaciones automáticas, las condiciones más probables para la zona de Teruel a la hora del accidente fueron:

- Viento medio de componente norte flojo (velocidad media hasta 10 kt) con alguna racha de hasta 15 kt.
- Buena visibilidad en superficie.
- Cielo poco nuboso o despejado.
- Temperatura en superficie alrededor de unos 15 °C.
- Humedad relativa del aire: 30 a 40%.
- Sin fenómenos de tiempo significativo ni actividad tormentosa.
- No hubo avisos de fenómenos adversos.

### 1.8. Comunicaciones

Desde el helicóptero, el personal de la brigada mantuvo comunicación con el Centro Provincial de Operaciones de Teruel, indicando que ya avistaban el humo del incendio y que estaban aproximándose a la zona. No hubo ninguna otra comunicación posterior desde el helicóptero.

### 1.9. Registradores de vuelo

No existían registradores de vuelo a bordo y no son preceptivos para este tipo de aeronave.

La aeronave estaba equipada con un equipo de navegación Bendix/King KLN 89B GPS, y con un sistema de posicionamiento basado en GPS AVL-280. Además entre los restos se encontraron dos equipos GPS portátiles, uno modelo Garmin GPS Map 96C y otro modelo GPS 12XL.

De todos ellos únicamente se ha podido extraer información del sistema de posicionamiento basado en GPS AVL280, que aporta datos de posición, altura, velocidad y rumbo, y del equipo portátil Garmin GPS Map 96 C que facilita datos de posición y altitud. El resto de equipos no contenía información alguna, al encontrarse uno de ellos apagado y el otro no permitía el registro de datos.

Las trayectorias obtenidas de los datos de ambos registros, aunque no exactamente coincidentes, son de gran similitud (véase figura 7).

Según los datos aportados por el sistema de posicionamiento basado en GPS AVL280, a las 12:28:48 h el helicóptero había pasado la población de Cedrillas y se hallaba a una distancia aproximada al destino de 19 millas náuticas.

Hasta las 12:30:46 h el helicóptero mantuvo una altitud media ligeramente superior a 1.500 m, momento en el que inició un descenso con un régimen aproximado de 550 ft/min durante unos dos minutos. A continuación redujo el régimen de descenso al entorno de 190 ft/min durante prácticamente dos minutos y medio. En el último tramo registrado de aproximadamente un minuto y medio de duración, se observa un mantenimiento inicial de la altitud seguido de un descenso continuo más pronunciado que el tramo anterior.

En cuanto a los datos de velocidad facilitados por el mismo equipo, indican que el helicóptero mantuvo una velocidad media de crucero cercana a los 140 kt hasta las 12:31:48 h, iniciando posteriormente una disminución progresiva de la velocidad hasta valores comprendidos entre los 100 y 110 kt que mantuvo hasta las 12:36:27 h.

A las 12:36:58 h, la velocidad registrada es de 10 kt y es el último punto registrado en el Sistema de Seguimiento de Flota.

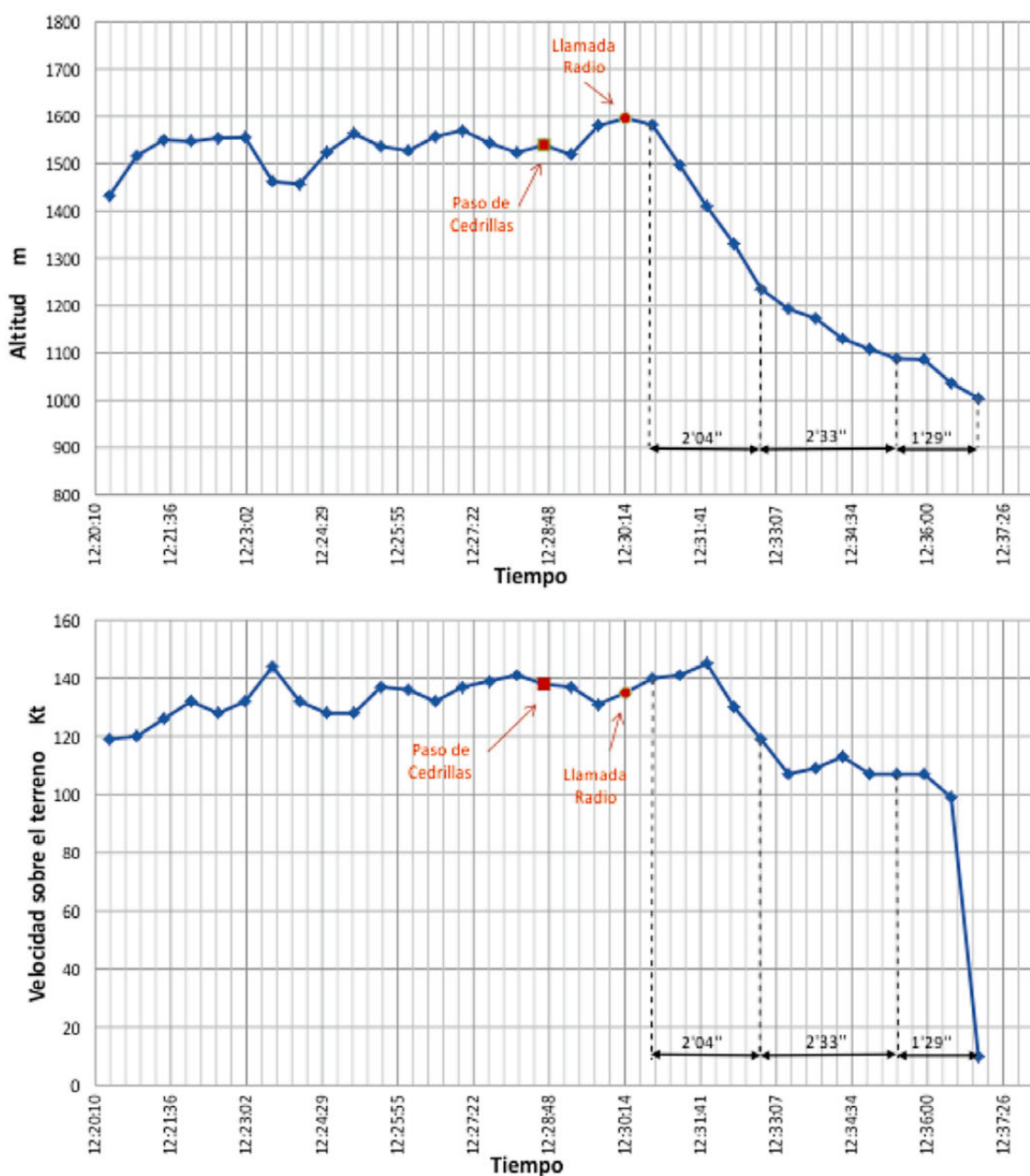


Figura 7. Datos del sistema de posicionamiento basado en GPS AVL-280

A partir de este punto, se cuenta con 14 segundos más de información procedente del equipo portátil Garmin 96C. Durante los primeros 8 segundos se mantiene la trayectoria con una ligera variación a la derecha, y a continuación ésta experimenta un desplazamiento brusco de prácticamente  $90^\circ$  a la izquierda

Por otra parte se pudo extraer la información contenida en una tarjeta de memoria localizada en el lugar del accidente, perteneciente a una cámara fotográfica marca Panasonic, modelo DMC-FX10 que también se encontró entre los restos.



Figura 8. Panorámica desde cabina de trayecto hasta el fuego y localización del punto de impacto

El contenido de la tarjeta consistía en seis fotografías realizadas en el intervalo de los últimos cuatro minutos registrados en el sistema de posicionamiento basado en GPS AVL280, desde la parte delantera de la cabina del helicóptero. Las fotografías mostraban diferentes vistas panorámicas del terreno sobre el que debería desarrollarse el resto del vuelo hasta el lugar del incendio, pudiéndose apreciar la columna de humo de éste al fondo. La observación secuencial de las fotografías muestra una disminución progresiva de altura con respecto al terreno.

#### 1.10. Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

El accidente tuvo lugar en el término municipal de Villastar (Teruel), en una finca de secano, arada y nivelada situada en un valle de orientación este-oeste. La zona era amplia, llana y libre de obstáculos.

Los restos principales de la aeronave se encontraban concentrados y el helicóptero se encontró tendido sobre el lado izquierdo a muy poca distancia de las huellas sobre el terreno, con el morro orientado aproximadamente a 290°.





Figura 9. Restos principales

Al norte de los restos principales y muy próximas a ellos, se hallaban en el terreno dos huellas paralelas entre sí con orientación similar a la de los restos del fuselaje (alrededor de 270°). La huella de la izquierda, vista en el sentido del vuelo, tenía una profundidad de unos 15 cm y la de la derecha apenas tenía profundidad, siendo ésta un poco más corta de longitud que la izquierda (véase figura 10).

Los daños en el fuselaje de la aeronave se restringían al compartimento de morro, ventanillas, lateral izquierdo del fuselaje y tren de aterrizaje. La parte inferior del fuselaje del helicóptero no presentaba daños importantes.

El tren de aterrizaje permanecía sujeto al helicóptero solamente por su anclaje trasero derecho. El travesaño delantero en su parte izquierda y cercano al patín estaba roto. Ambos travesaños estaban doblados en su costado izquierdo hacia dentro y en el costado derecho hacia fuera, además de ligeramente hacia atrás. El estribo izquierdo estaba roto y separado del tren de aterrizaje.

Se encontraron pequeños daños dentro del espacio de cabina, aunque el suelo, techo y los laterales no estaban fuertemente deformados. El área del asiento trasero izquierdo se encontraba levantada.



Figura 10. Deformación de tren de aterrizaje y huellas en el terreno

La cabeza del rotor principal presentaba grandes daños y dos de las cuatro uniones de cambio de paso de las palas estaban rotas. Las tijeras de arrastre del plato oscilante estaban rotas en la sujeción al plato. Dos de las cuatro palas mantenían su longitud total aunque su superficie estaba muy dañada. Las otras dos habían perdido parte de su longitud y su superficie estaba también muy dañada.

El cono de cola presentaba un doblé a la altura del inicio de las letras de la matrícula y una rotura inmediatamente detrás del estabilizador horizontal. La rotura permitía ver la continuidad de las varillas de control del cambio de paso de las palas del rotor de cola, presentando un ligero doblé. Se pudo confirmar la continuidad de los controles.

En el compartimento de motor, el conjunto de la transmisión no presentaba daños importantes. Los detectores de partículas metálicas estaban limpios, el eje de transmisión del helicóptero estaba torsionado y su longitud se había acortado hasta el extremo de haberse soltado del enganche («coupling») de unión trasero. Se pudo girar el eje de la transmisión confirmando su continuidad y la unidad de rueda libre se comprobó que funcionaba correctamente.

Los asientos central y de la derecha de la parte más atrasada estaban separados de sus anclajes. El anclaje del cinturón derecho del asiento central estaba roto y el cinturón separado de dicho anclaje. El anclaje de dicho asiento central estaba desplazado hacia delante y hacia la izquierda.

En la fila de asientos traseros había una orejeta atornillada a la estructura del helicóptero en la que confluyen dos cinturones de seguridad que resultó rota en el accidente.

En la cabina de vuelo los parabrisas estaban rotos. El interruptor HYD SYS estaba en la posición OFF, confirmándose por parte del personal que accedió a la cabina, que no había sido manipulado tras el impacto y el disyuntor («circuit breaker») del sistema hidráulico estaba en posición activa.

El conjunto del panel de instrumentos estaba desplazado de su sitio y caído hacia la izquierda y hacia atrás. Los instrumentos de vuelo estaban a cero y el altímetro con QNH calado en 1.019 mb indicaba una altitud de 2.900 ft. El interruptor de la baliza ELT estaba en OFF después de haber sido desconectado por personal del operador para detener su emisión tras el impacto.

La parte superior del panel de instrumentos donde están las luces de aviso y alerta estaba separada de su soporte al igual que varios instrumentos de motor.

El mando del colectivo estaba desviado de su posición y al tocarlo se apreciaba suelto, solo sujeto por su propia funda. El mando del cíclico también estaba suelto y sujeto por la funda.

La varilla de conexión de los pedales con los controles del helicóptero estaba flexionada y rota casi en su totalidad cerca de los pedales. Posteriormente se rompió al comprobar la continuidad de los mandos.

La entrada de aire del motor en su costado izquierdo estaba obturada por la tierra ingerida en el impacto.

En cuanto al sistema hidráulico, se pudo constatar la existencia de líquido hidráulico en el depósito y la conexión de los controles. No se observó fuga alguna y su estado visual no presentaba daños apreciables. El servoactuador hidráulico situado en el lado izquierdo según el sentido del avance se encontraba con el pistón en posición totalmente extendida.

### **1.11. Información médica y patológica**

Los resultados de las autopsias realizadas a las víctimas indican, en todos los casos, fallecimiento debido a traumatismos producidos en el impacto. En el caso del piloto, los resultados de los análisis toxicológicos resultaron negativos, por lo que no hay elementos que hagan sospechar que su capacidad estuviera mermada o alterada. Todos los ocupantes del helicóptero tenían los cinturones de seguridad abrochados en el momento del accidente.

Las lesiones descritas en los informes de las correspondientes necropsias, demuestran la presencia de lesiones que afectan a órganos vitales y mortales de necesidad. Dichas lesiones son compatibles con el importante impacto y trauma consecuente de los ocupantes sobre las superficies internas de la aeronave, sometida a una importante fuerza de inercia tras el impacto contra el terreno.

Según los estudios publicados en el Manual de Referencia de Investigación de accidentes de aviación de la división de medicina aérea del Centro de Seguridad Naval de EE.UU. (Pocket Reference to Aircraft Mishap Investigation, The Naval Safety Center, Aeromedical Division), se estima que teniendo en cuenta la velocidad del impacto, trayectoria y lesiones ocasionadas pudieron generarse fuerzas de inercia con aceleraciones de hasta 50 g.

Aunque el habitáculo se mantuvo en un alto grado de integridad, existe una concordancia entre la posición en la que se situaba cada uno de los ocupantes y las lesiones producidas contra las zonas de impacto en el interior de la cabina. Así, los ocupantes colocados en el sentido contrario al del vuelo mostraban lesiones predominantemente en el lado derecho en contraposición al resto de ocupantes donde son fundamentalmente en el lado izquierdo.

### **1.12. Incendio**

No hubo incendio.

### **1.13. Supervivencia**

Los siete ocupantes iban sujetos con los correspondientes cinturones de seguridad de tres puntos de anclaje.

En el lugar del accidente se presentaron dos helicópteros y una ambulancia UVI del Servicio 112, dotaciones de bomberos y de la Guardia Civil.

Seis de los ocupantes se encontraban muertos y el otro gravemente herido. Éste fue retirado del interior de la cabina por los servicios de emergencia desplazados al lugar, recibiendo las primeras asistencias in situ y siendo trasladado posteriormente a un centro hospitalario.

### **1.14. Ensayos e investigaciones**

Los restos de la aeronave fueron trasladados a un hangar donde permanecieron convenientemente custodiados hasta poder llevar a cabo las inspecciones que se consideraron necesarias.

#### 1.14.1. *Investigación del motor y del sistema de combustible*

Se procedió a realizar un análisis de una muestra del combustible que se había recuperado previamente de la aeronave. Los resultados no encontraron contaminación alguna e indicaron que la muestra de combustible JET A-1 analizada cumplía con los requisitos que establece la especificación correspondiente.

Así mismo la cantidad de combustible recuperada del helicóptero (>300 lb) indica que había combustible suficiente para realizar el vuelo inicialmente previsto.

En cuanto a la inspección del sistema de combustible, no se encontraron anomalías previas al impacto y se pudo determinar que los diferentes componentes del sistema –válvulas, bomba, etc.– funcionaban correctamente después de haber sido adecuadamente comprobados.

Con posterioridad se procedió a la realización de una inspección detallada del motor a través de una prueba funcional en un banco de ensayos, realizada en las propias instalaciones del fabricante, en Estados Unidos, bajo la supervisión de personal de la CIAIAC. Se pudo detectar una ligera disminución de la potencia nominal máxima así como un consumo de combustible ligeramente más alto del nominal, aspectos perfectamente atribuibles a la cantidad de arena tragada por el motor durante el impacto.

Por otro lado, este motor está equipado con un sistema de control digital del motor («Full Authority Digital Engine Control», FADEC). El componente central de este sistema es la Unidad de Control del Motor («Engine Control Unit», ECU). El ECU es capaz de supervisar y grabar múltiples parámetros de motor, y en caso de una anomalía de alguno de los parámetros, además de almacenar los datos correspondientes de ese momento, lo hace también de los momentos previos y posteriores para su posterior revisión. En relación con el accidente que nos ocupa, se había almacenado una anomalía que se correspondía con el momento del impacto.

Por tanto se pudo determinar que el motor se encontraba en un correcto estado de funcionamiento hasta el momento del impacto con el suelo.

#### 1.14.2. *Investigación del sistema hidráulico. Inspecciones y pruebas*

Como parte de la inspección realizada a los restos de la aeronave se procedió a realizar un estudio detallado de su sistema hidráulico que determinó las siguientes consideraciones.

La bomba hidráulica no presentaba desgastes aparentes y los filtros, tanto el de presión como el de retorno, estaban limpios y sin partículas extrañas. Tras energizar la bomba, se pudo observar que ésta giraba libremente y que proporcionaba presión hidráulica suficiente. Durante la realización de una prueba funcional posterior, que precisó de

conexión con muela hidráulica al sistema, se observó que los servoactuadores no respondían a los movimientos en los mandos de la cabina. Se procedió entonces a la desconexión de los tubos de transmisión y control que estaban doblados (e inmóviles algunos) para aislar los servoactuadores. Actuando directamente sobre éstos, a través de la manipulación de la válvula secuencial, con el fin de determinar su capacidad de respuesta, se observó que el situado a la derecha correspondiente al mando cíclico, así como el central correspondiente al mando colectivo, se movían libremente en todo su recorrido. Sin embargo el servoactuador correspondiente al mando cíclico situado a la izquierda en el sentido de avance permanecía inamovible.

A tenor de los resultados obtenidos se determinó necesaria la realización de una inspección adicional que fue llevada a cabo en las instalaciones del fabricante del helicóptero en Estados Unidos bajo la supervisión de personal de la CIAIAC. A continuación se detallan las consideraciones más relevantes de dicha inspección:

### *Válvulas y conjunto de tuberías*

Las diferentes válvulas de control del sistema así como las tuberías de conexión fueron examinadas por rayos X y no se observó ningún tipo de obstrucción o bloqueo.

### *Distribuidor del sistema hidráulico y mangueras*

Tanto el distribuidor como las mangueras fueron examinados por rayos X y no se encontró bloqueo u obstrucción alguna. El distribuidor se conectó para la realización de la prueba hidráulica y el fluido circulaba normalmente.

### *Bomba y depósito*

La bomba, el depósito, los filtros y las mangueras asociadas, fueron también examinados con la técnica de rayos X y no se observó anomalía alguna. La bomba fue sometida a una prueba de funcionamiento, operando en todo momento correctamente.

### *Líquido hidráulico*

El análisis de la muestra de líquido recogida del sistema hidráulico determinó que las condiciones de éste eran correctas.

### *Prueba hidráulica a los servoactuadores de paso colectivo y cíclico*

Los tres servoactuadores de paso colectivo y cíclico de P/N 206-076-062-107 fueron así mismo inspeccionados con técnicas basadas en rayos X, no observándose ningún tipo

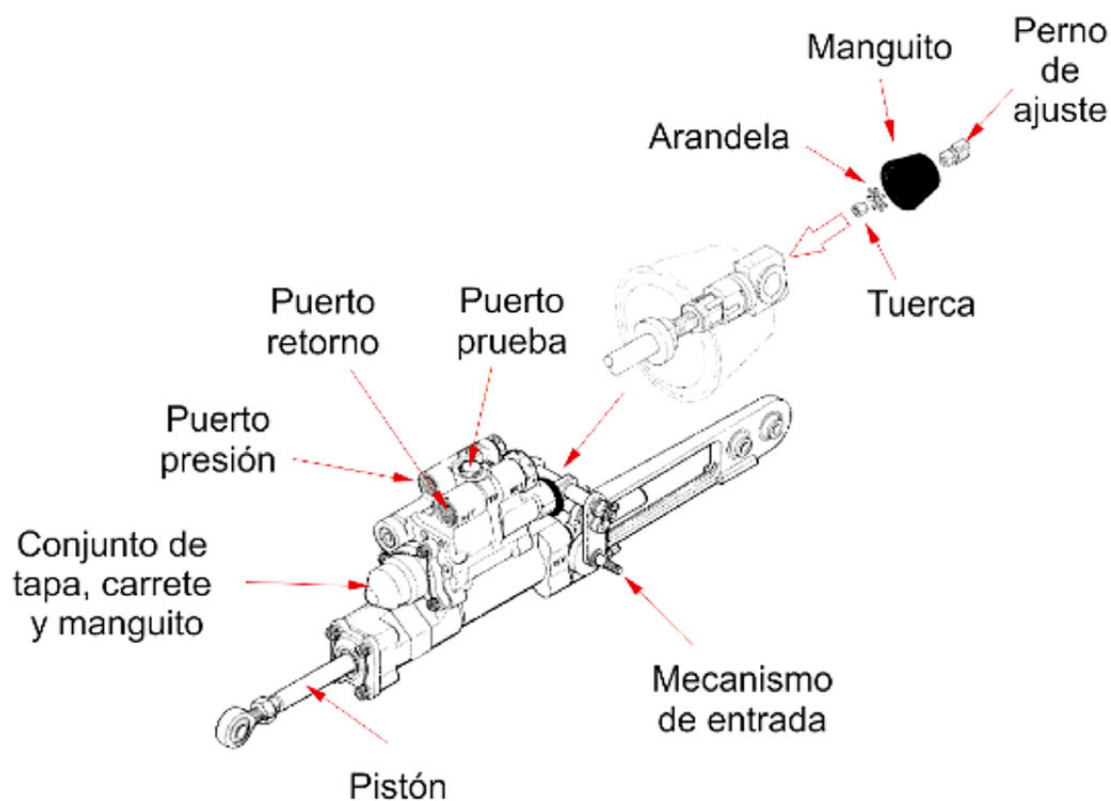


Figura 11. Vista servoactuador

de fracturas ni obturaciones internas. Su apariencia externa no mostraba deterioros de importancia.

Se retiró la funda protectora del conjunto de ajuste (conocido como clevis assembly) de los diferentes servoactuadores para proceder a observar el estado y posición de tuercas, arandelas de frenado y ejes. Tanto el servoactuador cíclico derecho (S/N HR2588) como el colectivo (S/N HR2539) tenían un perno de ajuste (conocido como «clevis lug») con cuatro superficies planas. La arandela de frenado tenía cuatro orejetas dobladas sobre las correspondientes superficies planas del perno y tres orejetas dobladas sobre la tuerca. El sellado del par de apriete estaba presente en el conjunto del ajuste de ambos servoactuadores, aunque algo gastado. No se percibía giro alguno de ninguna de las partes: tuerca, arandela o eje.

El perno de ajuste del servoactuador cíclico izquierdo (S/N HR2036) tenía dos superficies planas. La arandela de frenado tenía tres orejetas dobladas sobre el perno y cuatro orejetas dobladas sobre la tuerca. Las orejetas de la arandela de bloqueo dobladas sobre el perno, habían sido dobladas sobre una parte circular del perno en lugar de hacerlo sobre las superficies planas, según queda patente por el ángulo de doblado de las orejetas y el hueco existente entre éstas y las superficies planas del perno. Se encontraron restos del sellado del par de apriete. La tuerca y la arandela de frenado se encontraron sueltas y fuera de la posición de bloqueo.

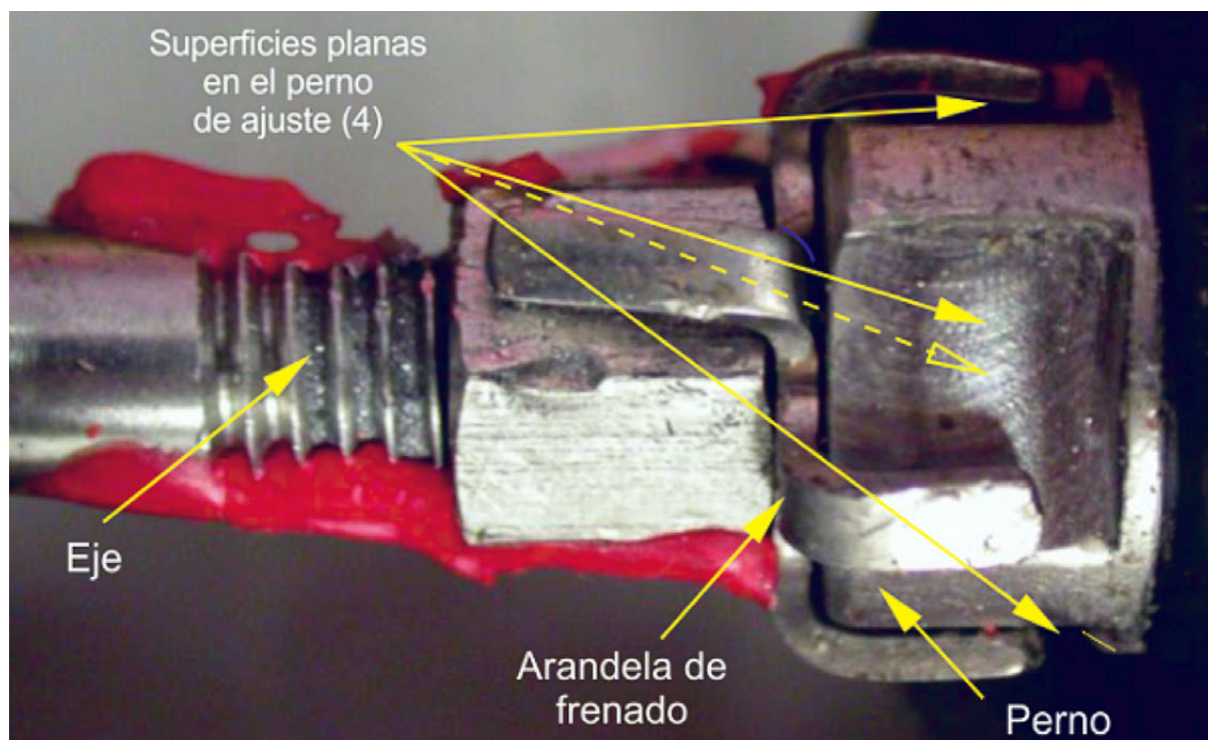


Figura 12. Servoactuador cíclico derecho HR2588

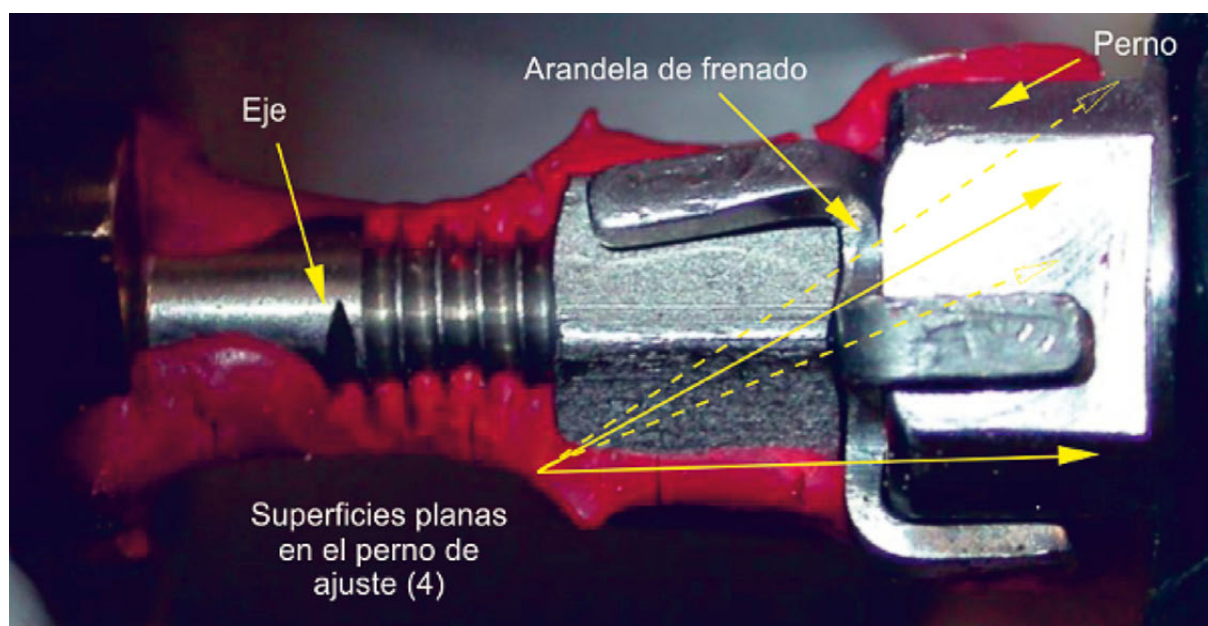


Figura 13. Servoactuador colectivo HR2539

Se procedió también a medir el recorrido total de la señal de entrada («input lever travel total stroke») de la servoválvula en los tres servoactuadores:



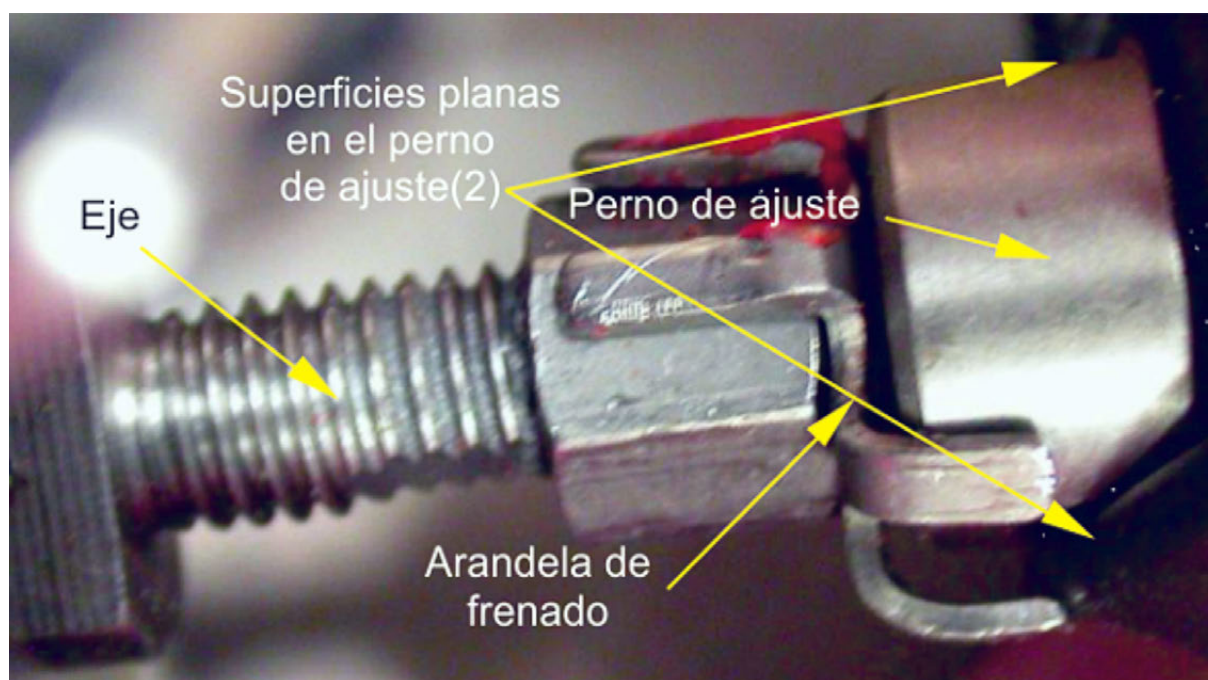


Figura 14. Servoactuador cíclico izquierdo HR2036

El servoactuador S/N HR2036 tenía un recorrido total de 0,015" (0,38 mm), mientras que en los servoactuadores S/N HR2588 y HR2539 era de 0,022" (0,56 mm) y 0,021" (0,53 mm), respectivamente.

Los tres servoactuadores fueron conectados a un banco de pruebas para proceder a la realización de sendas pruebas funcionales. El pistón del servoactuador cíclico derecho (S/N HR2588) y el del colectivo (S/N HR2539) podían ser accionados y se retraían y extendían correctamente, no ocurriendo así con el pistón del servoactuador cíclico izquierdo (S/N HR2036) que se encontraba en posición extendida y no se pudo retraer. Se procedió de nuevo a medir el recorrido total de la señal de entrada en la servoválvula de este servoactuador resultando ser de 0,011" (0,28 mm) lo que indica que la tuerca y eje se movieron libremente durante la manipulación del servoactuador para su conexión en el banco de pruebas. Tras ajustarlos de nuevo a su posición inicial de 0,015" (0,38 mm) se realizó un segundo intento por retraer el pistón. Esta vez el pistón se retrajo pero a una velocidad muy lenta, mientras que el proceso de extensión lo realizó a una velocidad normal.

A continuación se ajustó la tuerca y el eje a una posición que se correspondía con un recorrido total de la señal de entrada de 0,023" (0,58 mm) que se corresponde con una configuración normal como la observada en los otros dos servoactuadores. Fue entonces cuando el pistón al ser accionado de nuevo se extendió y se contrajo a una velocidad normal similar a las velocidades observadas en los otros dos servoactuadores.

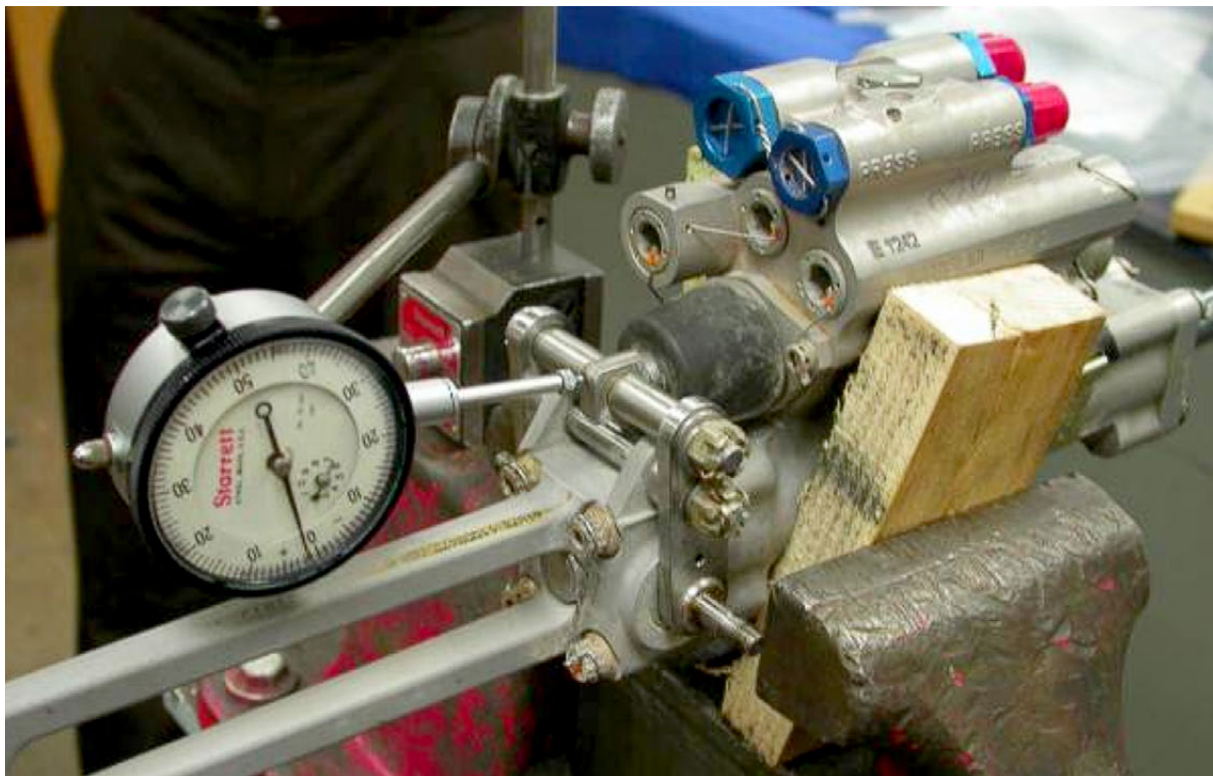


Figura 15. Detalle realización prueba funcional

Se procedió a realizar varios ajustes de tuerca y eje para establecer distintos recorridos de la señal de entrada en el servoactuador S/N HR2036 con objeto de medir las correspondientes velocidades de extensión y retracción del pistón:

Recorrido señal entrada	Tiempo de extensión del pistón	Tiempo de retracción del pistón
0,022" (0,56 mm)	0,98 s	1,06 s
0,018" (0,46 mm)	1,03 s	2,68 s
0,016" (0,41 mm)	1,08 s	18,80 s

Además la fuerza requerida se incrementaba según se reducía el recorrido de la señal de entrada.

Se procedió a la comprobación de los tres servoactuadores según el Procedimiento de Prueba de Laboratorio (LTP)<sup>2</sup> n.º 794 de Bell Helicopter, no encontrándose anomalías en el funcionamiento de los servoactuadores. (la tuerca y eje del servoactuador S/N HR2036

<sup>2</sup> LTP: Laboratory Test Procedure.

se ajustaron a la posición correspondiente a un recorrido total de la señal de entrada de 0,022" (0,56 mm) como corresponde a lo indicado en el LTP n.º 794.)

En fechas posteriores se llevó a cabo, en las instalaciones de AEM Ltd. (centro autorizado por Woodward HR Textron, empresa fabricante del servoactuador) en Inglaterra, un desmontaje completo del Servoactuador S/N HR2036, según la HR Textron CMM 67-31-09, Revision 2, de 15 de marzo de 2006. No se encontraron nuevos condicionantes susceptibles de provocar un malfuncionamiento del servoactuador.

El servoactuador cíclico izquierdo (S/N HR2036) estaba sujeto al Boletín de Servicio 407-05-70 (véase 1.18.2 Información adicional referente al servoactuador S/N HR2036), que establecía que una vez cumplimentado dicho boletín, se anotarían en la placa de modificaciones con la indicación 67-01. En la placa de modificaciones encontrada en el servoactuador no consta esta leyenda.

#### 1.14.3. *Estudio del proceso de rotura de la orejeta de sujeción de cinturones de seguridad*

Se procedió al estudio detallado del proceso de rotura de la orejeta que se encontró atornillada a la estructura y que actuaba de soporte de enganche de dos cinturones de seguridad en la fila de asientos traseros. Se ha podido establecer que se trata de una rotura dúctil, provocada por una fuerte tracción sobre el cuerpo central de la pieza, a través del enganche, en el orificio central. Esta importante sobrecarga originó primero una deformación plástica y doblado del cuerpo central, procediendo a continuación a la rotura, mediante desgarramiento, por parte del enganche del cinturón, de la sección remanente a ambos lados del orificio de enganche.

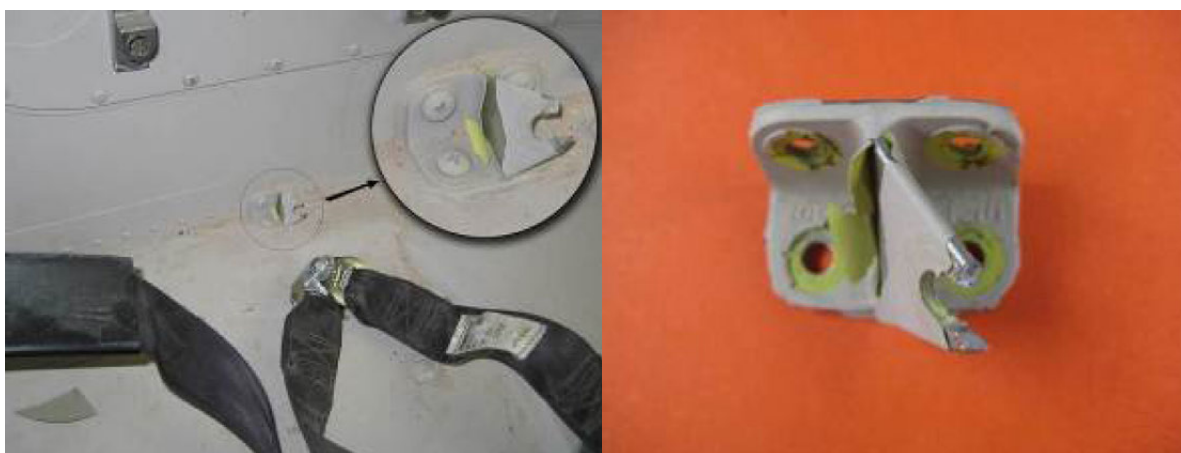


Figura 16. Localización de enganche de cinturones y detalle de rotura

### **1.15. Información orgánica y de dirección**

Para el desarrollo de diferentes cometidos vinculados a su actividad, la Dirección General de Gestión Forestal, perteneciente al Departamento de Agricultura, Ganadería y Medio Ambiente del Gobierno de Aragón, estableció un contrato con la empresa INAER Helicópteros SAU, para la realización de misiones que abarcan el ataque directo contra el fuego de los incendios forestales, la coordinación de acciones aeroterrestres, el transporte de personal y materiales para la prevención y extinción de incendios, y cualquier otra misión vinculada a la actividad.

En la fecha del accidente el contrato se encontraba en situación de prórroga, iniciada el 8 de abril de 2010 con una vigencia de dos años hasta el 8 de abril de 2012.

### **1.16. Información adicional**

#### **1.16.1. *Declaraciones de testigos***

Se ha podido contar con las manifestaciones del superviviente, que ocupaba el asiento situado al lado derecho de la aeronave, detrás del piloto y mirando en sentido contrario al de la marcha. Se da la circunstancia de que éste era el único de los cinco ocupantes situados en la cabina de pasaje que disponía de comunicación con el piloto y el guarda forestal situado en la parte delantera. De sus manifestaciones se han podido extraer las siguientes consideraciones.

Todos los ocupantes llevaban el cinturón de seguridad puesto, ya que él mismo lo comprobó como encargado que era de comunicárselo al piloto antes del despegue.

El vuelo se estaba realizando con total normalidad, hasta que una vez pasada la población de Cedrillas oyó al guarda forestal comunicar el paso por esta localidad, y a continuación, tras una breve conversación acerca del repostaje, oyó al piloto comentar: «¡qué duro va esto!, ¡que duro va el mando!...», «tranquilos, no pasa nada...».

No recuerda la realización de movimientos extraños por parte del helicóptero e indica que le parece que durante el descenso fueron realizando una curva suave. Tampoco recuerda que nadie tuviera sensación de peligro antes del accidente.

Indicó además que en el mes de enero, el mismo piloto, poco antes de un aterrizaje y a baja altura, había realizado un entrenamiento simulando un fallo del sistema hidráulico con la brigada a bordo, durante un tiempo estimado de 15 s.

#### **1.16.2. *Información referente al servoactuador cíclico izquierdo SIN HR2036***

Con motivo de la cumplimentación del Boletín de Servicio ASB 407-09-90, publicado por Bell Helicopter el 3 de noviembre de 2009, el servoactuador L/H S/N HR2590,

instalado entonces en el helicóptero accidentado, hubo de ser sustituido por otro servoactuador de mismo P/N y S/N HR2036 que contaba con 12 h de vuelo. Este fue enviado por el fabricante Woodward HRT el 28 de abril de 2010, a través de Bell Helicopter, con el correspondiente Certificado de Puesta en Servicio («Authorized Release Certificate») y sustituido en la aeronave siniestrada el 5 de mayo de 2010 por el personal de mantenimiento autorizado del operador INAER.

Anteriormente, el 10 de noviembre de 2005, Bell Helicopter había emitido un Boletín de Servicio (ASB 407-05-70) que contemplaba los requisitos del Boletín n.º 41011400-67-01 emitido por el fabricante del servoactuador HR Textron el 9 de noviembre de 2005. Este boletín, que por n.º de serie del aparato no afectaba a los servoactuadores originales, sí que afectaba al servoactuador HR2036 sustituto del original. En él se indicaba que existía la posibilidad de que el eje de sistema de ajuste del servo estuviese suelto, debido a que las lengüetas de la arandela de frenado estuvieran indebidamente dobladas sobre la tuerca o sobre el perno de ajuste, requiriéndose por tanto la inspección obligatoria de los elementos componentes del sistema de ajuste: tuerca, arandela y eje. Una vez cumplimentada la inspección, ésta se reflejaría en la placa correspondiente con la indicación 67-01, lo que indicaría el cumplimiento de dicho boletín. Dicha inspección debía de llevarse a cabo dentro de las siguientes 10 h de vuelo desde la emisión del boletín o bien antes del 15 de diciembre de 2005, lo que ocurriera antes (véase anexo IV).

Tras el accidente, en las inspecciones realizadas al servoactuador (S/N HR2036) se observó un ajuste del sistema inadecuado y las pruebas realizadas en laboratorio confirmaron que ese inadecuado ajuste fue progresando libremente hasta impedir la funcionalidad del servoactuador.

Con posterioridad a la inspección del sistema hidráulico llevada a cabo durante la investigación, Bell Helicopter emitió el 29 de junio de 2011 el Boletín de Servicio n.º 407-11-96, donde se llama la atención sobre el hecho de que algunos de los servoactuadores afectados por el anterior boletín ASB 407-05-70, no habían sido sometidos a inspección. Por tanto se proponía a los operadores que verificasen y asegurasen que los servoactuadores hidráulicos habían sido objeto de la cumplimentación según el boletín original.

Por otra parte, la autoridad de aviación civil del estado de diseño del helicóptero, Transport Canada, emitió la Directiva de Aeronavegabilidad n.º CF-2011-17 de 30 de junio de 2011 donde se indicaba que al haberse detectado un fallo en el control de calidad de un producto suministrado a Bell Helicopter por un proveedor, era necesaria la realización de una inspección para comprobar el correcto ajuste del sistema de mando de los servoactuadores. Dicha directiva entraba en vigor en la misma fecha de su publicación, debiéndose aplicar antes del siguiente vuelo (véase anexo III).

En el mismo sentido se pronunció la FAA emitiendo con fecha 8 de julio de 2011 la directiva de aeronavegabilidad AD 2011-15-51 donde también se requería la realización de una inspección para comprobar el estado de los servoactuadores (véase anexo II).

Con fecha 22 de febrero de 2012, Bell Helicopter informó a los propietarios y operadores de helicópteros modelo 407 de la ampliación de los requisitos de las inspecciones de mantenimiento programadas a los 12 y 24 meses. En la primera se requiere una inspección del sistema de ajuste, asegurando la integridad del dispositivo de frenado y en la segunda la medición del recorrido de la señal de entrada para asegurar su correcto funcionamiento.

### **1.16.3. *Proceso de emisión de directivas de aeronavegabilidad (AD)***

Según información facilitada por Transport Canada (TC), se emitirá una AD cuando se haya detectado una condición insegura en un determinado producto aeronáutico y sea probable que ésta se pueda desarrollar dando lugar a un suceso no deseado.

Para ello, los Titulares de las Aprobaciones de Diseño («Design Approval Holders», DAH), están obligados a comunicar a TC de los sucesos ocurridos, atendiendo a la probabilidad de que surjan de nuevo y a la gravedad de sus consecuencias.

Basándose en dichos datos y una vez identificado una situación insegura, se requiere al DAH que lleve a cabo un proceso de gestión del riesgo, que identifique el nivel de riesgo y proponga un plan para su mitigación. Este proceso de gestión del riesgo constituye la base de discusión entre TC y el DAH para llegar a un acuerdo sobre un plan de acción correctiva. Una vez establecido, se requiere al DAH que desarrolle acciones específicas tales como cambios de diseño, procedimientos de inspección, revisiones de manuales e instrucciones de cumplimiento complementarias, como por ejemplo Boletines de Servicio (SBs).

Todos los SBs que vayan a ser objeto de una AD requieren la aprobación de TC para asegurar que las acciones correctoras establecidas reducirán el riesgo identificado.

Para otros temas donde no se justifica la adopción de medidas correctivas obligatorias, es posible que TC emita una Alerta de Seguridad de Aviación Civil («Civil Aviation Safety Alert», CASA) o un artículo informativo, o que el DAH establezca una acción correctiva no obligatoria como Mensajes a todos los operadores, cartas de servicio («Service Letters», SL), SB, etc.

En cuanto al proceder de la Autoridad Estadounidense, la FAA cuenta con un proceso establecido por el cual un Comité de Estudios de Acciones Correctivas (Corrective Action Review Board, CARB) determina la necesidad de la emisión de una AD o no. Para ello, se evalúa el riesgo y la conveniencia de su aplicación a partir de la información relacionada con el tema entre la cual se incluyen los SB's que pudiera haber publicados.

Cuando se constata la existencia de una condición de inseguridad la Dirección responsable diseñará, coordinará y publicará una Directiva de Aeronavegabilidad.

Los fabricantes pueden emitir SBs según su criterio. Éstos son de obligado cumplimiento cuando se trate de operadores bajo reglas FAA parte 135 (taxi y comerciales) y tengan

un programa de mantenimiento aprobado. Si por el contrario se trata de operadores bajo reglas FAA parte 91, no están obligados a su cumplimiento. En todo caso todos los operadores están obligados a cumplir con cualquier AD que haga referencia a su aeronave y haya sido publicada.

Aunque en raras ocasiones, si la FAA lo considera de interés puede llegar a publicar una AD sin la necesidad de un SB previo.

Para los productos con certificado de tipo USA, la FAA aprueba los aspectos técnicos de los boletines de servicio del fabricante. Si es previsible que se genere una AD, entonces fabricante y FAA trabajan conjuntamente incorporando a la AD el SB, que adquiere el rango de ley.

Para productos en los que USA no es el estado de diseño, como el caso que nos ocupa, la FAA se apoya en la autoridad extranjera para controlar la aeronavegabilidad continuada de sus productos, además de cualquier coordinación necesaria referente a SBs. A este respecto, la autoridad extranjera puede, o no, notificar a la FAA acerca de la emisión inminente de un SB. Asimismo, si la autoridad va a llevar a cabo acciones de aeronavegabilidad, puede notificárselo a la FAA con anterioridad a su publicación. En todo caso, la FAA ratifica cualquier acción de aeronavegabilidad que haya sido emitida por parte de una autoridad extranjera.

#### 1.16.4. *Operación de emergencia*

El manual de vuelo en su Sección 3 Emergencias/Malfuncionamiento contempla dos situaciones de emergencia con respecto al sistema hidráulico: la pérdida de presión y el funcionamiento anómalo de uno de los servoactuadores de control de vuelo. En ambos casos se relacionan las indicaciones para su reconocimiento y los procedimientos a llevar a cabo (véase anexo I).

En cualquiera de las dos situaciones existen una serie de acciones comunes a llevar a cabo: reducir la velocidad entre 70 y 100 KIAS, poner en Off el interruptor del sistema hidráulico (HYD SYS) y la realización de una toma rodada con una velocidad efectiva traslacional de aproximadamente 15 kt.

Por otra parte, según la emergencia de que se trate, se distingue entre realizar el aterrizaje tan pronto como sea factible («land as soon as practical») cuando se trate de una pérdida de presión, o bien aterrizar tan pronto como sea posible («land as soon as possible») en el caso de funcionamiento anómalo de un servoactuador (véase anexo I).

Según información facilitada por el operador, los pilotos de Bell 407 realizan con una periodicidad anual el entrenamiento y verificación en tierra y en vuelo de la operación normal y anormal del sistema hidráulico. Además en la prueba de verificación de competencia del operador se lleva a cabo la reproducción de fallo del sistema hidráulico.





## 2. ANÁLISIS

### 2.1. Análisis de los restos

El accidente tuvo lugar en un terreno arado y nivelado situado en un valle de orientación este-oeste. La zona era amplia, llana y libre de obstáculos. Estas consideraciones lo convierten en óptimo para la realización de un aterrizaje de emergencia, aunque no completamente para la realización de una toma rodada dada su condición de terreno suelto y blando.

En el terreno se hallaban dos huellas paralelas entre sí con orientación similar a la de los restos del fuselaje de manera que la huella de la izquierda, vista en el sentido del vuelo, tenía una profundidad de unos 15 cm y la de la derecha apenas tenía profundidad, siendo ésta un poco más corta de longitud que la izquierda.

Estas huellas indican que la aeronave impactó inicialmente contra el terreno con los patines del tren de aterrizaje. La diferencia de profundidad entre ambas huellas, indica que el primer contacto se realizó con el patín izquierdo absorbiendo éste la mayor parte del impacto, seguido posteriormente por el patín derecho que contactó con menor energía.

Como consecuencia del impacto, el tren de aterrizaje sufrió roturas en varios puntos permaneciendo unido al fuselaje únicamente por su anclaje trasero derecho. Los dos travesaños estaban doblados en su costado izquierdo hacia dentro y en el costado derecho hacia fuera, además de ligeramente hacia atrás.

Las deformaciones sufridas por los travesaños son congruentes con las huellas encontradas, indicando un fuerte impacto del tren de aterrizaje contra el terreno con el helicóptero en una actitud de inclinación lateral a izquierdas con respecto a su eje longitudinal y una clara componente de velocidad lateral izquierda.

Los daños de las palas del rotor principal son consistentes con una parada repentina como consecuencia del golpe de éstas contra el terreno durante una operación en un rango de giro normal del rotor principal.

No se encontraron anomalías previas al impacto permaneciendo los controles conectados y operativos hasta ese momento. Asimismo los daños en el cono de cola fueron como consecuencia del impacto y no contribuyeron al accidente.

Se encontraron pequeños daños dentro del espacio de cabina aunque el suelo, el techo y los laterales no estaban fuertemente deformados. La única área deformada era la del asiento trasero izquierdo que se encontraba levantada como consecuencia del movimiento hacia arriba de las barras del tren de aterrizaje que a través de la estructura del fuselaje afectaron al depósito de combustible y finalmente deformaron el asiento.

En la fila de asientos traseros, se encontró una orejeta rota atornillada a la estructura y que actuaba de soporte de enganche de dos cinturones de seguridad. Con el fin de

determinar la naturaleza de la rotura se llevó a cabo un estudio en el Laboratorio de Ensayo de Materiales de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos de la Universidad Politécnica de Madrid, que indica que la pieza ha sido fabricada utilizando un acero inoxidable con buenas propiedades mecánicas y que su comportamiento durante la aplicación de la sobrecarga ha sido adecuado, produciéndose una importante deformación plástica y dando lugar a la rotura dúctil.

En cabina, el interruptor HYD SYS estaba en la posición OFF, habiéndose confirmado que no había sido manipulado tras el impacto, lo que indica que había sido desconectado por el piloto. Esta circunstancia está en consonancia con la realización de una maniobra de emergencia por fallo del sistema hidráulico.

### **2.2. Análisis médico y patológico**

Existe una aceptable correlación entre las lesiones ocasionadas y consideradas mortales, y los vectores de deceleración generados por la fuerza de impacto contra el terreno, que en el interior de la cabina se transforma en un desplazamiento del ocupante en dirección a la fuerza de inercia a la que está sometido.

La posición del único superviviente colocado en el lado derecho y mirando hacia atrás, pudo haber resultado favorable a la hora de proveer un plus de seguridad al impacto, en relación con la trayectoria seguida por el helicóptero.

### **2.3. Análisis de la declaración del testigo**

De la información facilitada por el testigo se puede concluir que los ocupantes hacían uso de los cinturones de seguridad correspondientes y que el vuelo se estaba desarrollando con normalidad hasta el punto de que en ningún momento en cabina se tuvo sensación de peligro alguno. Una vez pasada la localidad de Cedrillas el piloto comentó la dureza con la que iba el mando a la vez que transmitía serenidad ante el contratiempo. Así mismo indicó que en alguna ocasión anterior ese mismo piloto había realizado un entrenamiento simulado de fallo de hidráulico.

### **2.4. Análisis del sistema hidráulico**

A raíz de la inspección llevada a cabo del sistema hidráulico, se pudo constatar la existencia e idoneidad del líquido hidráulico y la correcta conexión de los diferentes controles y mangueras del circuito, no observándose fuga alguna y presentando un estado visual sin daños visibles.

De la inspección de los tres servoactuadores situados en la parte superior delantera de la cabina que se corresponden con un servoactuador de control de paso colectivo, y dos servoactuadores más de control cíclico se han podido realizar las siguientes consideraciones:

el sistema de ajuste, tanto en el servoactuador cíclico derecho (S/N HR2588) como en el servoactuador colectivo (S/N HR2539), estaba correctamente realizado y no se observó giro alguno indeseado en ninguna de las partes que lo componen: tuerca, arandela o eje. Ello fue debido a que en ambos, cuatro de las siete orejetas de las que dispone la arandela de frenado estaban convenientemente dobladas sobre las cuatro superficies planas de las que disponía el perno y las otras tres lo estaban sobre las superficies de la tuerca. Además el sellado del par de apriete estaba presente en el conjunto del ajuste de ambos servoactuadores.

Sin embargo en el sistema de ajuste del servoactuador cíclico izquierdo (S/N HR2036) la tuerca y la arandela de frenado se encontraron sueltas y fuera de la posición de bloqueo. Se pudo observar que la arandela de frenado tenía cuatro de sus orejetas dobladas sobre la tuerca y las otras tres estaban indebidamente dobladas sobre una parte circular del perno en lugar de hacerlo sobre las superficies planas de éste, que sólo contaba con dos. Esto queda patente por el ángulo de doblado de las orejetas y el hueco existente entre éstas y las superficies planas del perno. En cuanto al sellado del par de apriete, sólo se pudieron encontrar algunos restos.

El inadecuado doblado de las lengüetas de la arandela de bloqueo sobre el perno y la falta de indicaciones de la placa correspondiente indican que el servoactuador no había sido objeto de cumplimiento del Boletín de Servicio 407-05-70.

Cuando se hace la instalación del servoactuador en el helicóptero se debe comprobar que el recorrido de los mandos de vuelo y del husillo de la servoválvula son coherentes; debiéndose entonces fijar dicho recorrido convenientemente para asegurar la operatividad plena del mismo. Una variación en la posición del mencionado ajuste, como el anteriormente descrito, puede ocasionar movimientos del pistón no congruentes con la orden comandada por el piloto al modificarse la relación entre la posición neutra mecánica y la hidráulica.

Por otra parte se observó que el recorrido total de la señal de entrada (input lever travel total stroke) de la servoválvula en el servoactuador S/N HR2588 y en el servoactuador HR2539 era similar, 0,022" (0,56 mm) y 0,021" (0,53 mm) respectivamente, y claramente diferente del observado en el servoactuador S/N HR2036 con 0,015" (0,38 mm).

A través de una prueba funcional de los mencionados servoactuadores, se pudo verificar que el pistón del servoactuador cíclico derecho (S/N HR2588) y el del colectivo (S/N HR2539) podían ser accionados y se retraían y extendían correctamente, mientras que el pistón del servoactuador cíclico izquierdo (S/N HR2036), que se encontraba en posición extendida, no se podía retraer.

Se pudo constatar asimismo que la tuerca y el eje de la servoválvula del servoactuador S/N HR2036 se movieron libremente durante la manipulación del servoactuador para su conexión en el banco de pruebas, al haberse procedido a realizar una nueva medida del recorrido total de la señal de entrada.

Por otra parte se pudo determinar que el servoactuador S/N HR2036 funcionaba correctamente con la tuerca y el eje ajustados a una posición acorde con un recorrido total de la señal de entrada de 0,022" (0,56 mm), como corresponde con una configuración normal observada en los otros dos servoactuadores. En este caso el pistón, al ser accionado, se extendió y se contrajo a una velocidad normal similar a las velocidades observadas en los otros dos servoactuadores.

Una vez realizados diferentes ajustes de tuerca y eje para establecer distintos recorridos de la señal de entrada en el servoactuador S/N HR2036, se pudo determinar que pequeños cambios de recorridos de la señal de entrada, suponen grandes diferencias en los tiempos de respuesta del pistón en sus recorridos de retracción y de extensión, además de requerimientos de fuerza mayores según se reduce el recorrido de la señal de entrada.

Por tanto, se puede asegurar que en una circunstancia de desajuste del control de un servoactuador, la sensación que se experimenta en el puesto de pilotaje es de una mayor dureza de los mandos y una sensación de respuesta de los controles de la aeronave muy lenta en uno de los dos sentidos, aumentando a medida que el desajuste sea mayor, pudiendo llegar al extremo de no percibir respuesta alguna.

### 2.5. Análisis de la trayectoria

El análisis de los datos facilitados por el sistema de posicionamiento de flota, indica que a las 12:28:48 h el helicóptero había pasado la población de Cedrillas, y que hasta las 12:30:46 h el helicóptero mantuvo una altitud media ligeramente superior a 1.500 m.

A partir de este momento y a pesar de encontrarse a una distancia superior a diez millas del destino, inició un descenso con un régimen aproximado de 550 ft/min durante unos dos minutos y a continuación se redujo hasta el entorno de 190 ft/min durante prácticamente dos minutos y medio más. Estos regímenes de descenso son acordes con una operación de descenso normal en vuelo, habiendo disminuido su magnitud a medida que la aeronave se va acercando al terreno.

En el último tramo registrado de aproximadamente un minuto y medio de duración, se observa un mantenimiento inicial de la altitud seguido de un descenso continuo más pronunciado que el tramo anterior. Este rápido descenso final no parece consecuente con un desarrollo normal del vuelo, ya que debería ser más suave al encontrarse la aeronave más cercana al suelo, por lo que pudo ser consecuencia de una mayor premura por intentar acercarse al terreno ante una dificultad añadida en el control de la aeronave, además de por la propia disminución de la velocidad que el helicóptero llevó a cabo, tal y como se indica a continuación.

La declaración del testigo, aunque de forma aproximada, sitúa cronológicamente las manifestaciones del piloto indicando la sorpresa ante la dureza del mando, una vez

pasada la localidad de Cedrillas, lo cual da idea de la toma de conciencia por parte del piloto del problema con el sistema hidráulico y el inicio de la maniobra de emergencia, tal y como se refleja en los datos de la trayectoria.

Los datos de velocidad facilitados por el mismo equipo, indican que el helicóptero mantuvo una velocidad media de crucero cercana a los 140 kt hasta las 12:31:48 h, iniciando posteriormente una disminución progresiva de la velocidad hasta valores comprendidos entre los 100 y 110 kt que mantuvo hasta las 12:36:27 h. Esta disminución de la velocidad hasta valores cercanos a los 110 kt es acorde con la realización de una maniobra de emergencia por fallo de sistema hidráulico.

A partir de este punto, se cuenta con 14 segundos más de información de posición y altitud procedente del equipo portátil Garmin 96C. Durante los primeros ocho segundos se mantiene la trayectoria y a continuación vira ligeramente a la derecha en lo que parece una clara adaptación a la orografía del terreno, acabando finalmente desplazándose perpendicularmente unos 70 m hacia la izquierda en un cambio repentino de su trayectoria.

La información extraída de los archivos recuperados de la tarjeta de memoria encontrada entre los restos, indica que desde la parte delantera de la cabina se habían realizado seis fotografías en el intervalo comprendido en los últimos cuatro minutos registrados por el sistema de posicionamiento basado en GPS AVL280.

Las fotografías mostraban diferentes vistas panorámicas del terreno sobre el que debería desarrollarse el resto del vuelo hasta el lugar del incendio, pudiéndose apreciar la columna de humo de éste al fondo. La observación ordenada cronológicamente de las fotografías muestra una disminución progresiva de la altura con respecto al terreno. Así mismo también se puede distinguir en la última de las panorámicas el terreno donde impactó finalmente la aeronave, pudiéndose deducir la necesidad de realizar un viraje posterior a la derecha para adaptarse al valle, tal y como reflejan por otra parte los datos del GPS portátil, y ser consecuente con la orientación final de los restos.

En el último tramo, de aproximadamente 70 m, que realizó la aeronave, sobrevino un cambio brusco, prácticamente perpendicular de su trayectoria hacia la izquierda. Este cambio no obedecía a un cambio de rumbo a través de una maniobra coordinada, sino que se trató de un desplazamiento lateral del helicóptero manteniendo rumbo oeste, tal y como se corresponde con las huellas y los restos, motivado por la aparición de una circunstancia inesperada en las condiciones de vuelo.

La maniobra de emergencia se estaba desarrollando de una forma controlada siguiendo una trayectoria rectilínea, sin necesidad de realizar acciones significativas sobre los mandos de control.

Fue en el tramo final, cuando ante la necesidad de realizar un suave viraje a la derecha para adaptarse al las condiciones del terreno, el piloto debió actuar sobre el mando

cíclico, primero hacia el lado derecho y luego al contrario para finalizar el viraje y estabilizar la aeronave. Dada la proximidad con el terreno, la acción sobre el mando cíclico se pudo ver acompañada de otra sobre el mando colectivo en sentido ascendente del plato para la realización de la toma.

Estos movimientos en los mandos del helicóptero justificarían por un lado la posición extendida del pistón del servoactuador izquierdo, y por otro, el deterioro brusco en las condiciones de movimiento de éste, no permitiendo su variación. El propio movimiento sobre los servoactuadores y las vibraciones del helicóptero pudieron favorecer un aumento del desajuste del control de la servoválvula, que como se ha visto puede producir importantes modificaciones en los tiempos de respuesta del servoactuador.

La posición extendida y agarrotada en que se encontraba el pistón del servoactuador lateral izquierdo, implicó la modificación de la situación del plano del rotor principal inclinándolo hacia la izquierda y como consecuencia el desplazamiento lateral hacia ese mismo lado del helicóptero. Esto explicaría el desplazamiento brusco experimentado por la aeronave en el tramo final de su trayectoria justo antes del impacto.

Por tanto se puede considerar que durante aproximadamente los seis últimos minutos de vuelo, el helicóptero se encontraba realizando una maniobra de emergencia por fallo del sistema hidráulico, por encontrarse en un descenso continuado a unos rangos de velocidades correspondientes con las indicaciones de dicha maniobra en el Manual de Operaciones.

### **2.6. Análisis de la publicación de las directivas de aeronavegabilidad**

Según la información recopilada de las organizaciones correspondientes se puede afirmar que existen procedimientos que establecen canales de comunicación entre fabricantes y autoridades, que garantizan el conocimiento por parte de éstas de potenciales situaciones de inseguridad, posibilitando la toma de acciones correctoras, entre las que se encuentra la emisión de directivas de aeronavegabilidad.

El 10 de noviembre de 2005 Bell Helicopter emitió el Boletín de Servicio 407-05-70, que requería la realización de una inspección y posible actuación sobre el sistema de ajuste de determinados servoactuadores, y cuya cumplimentación hubiera eliminado la condición insegura que provocó el accidente. Transport Canada no emitió directiva de aeronavegabilidad al respecto.

Con posterioridad al accidente, el 29 de junio de 2011, Bell Helicopter volvió a emitir un nuevo Boletín de Servicio, el n.º 407-11-96, donde se insistía en los mismos aspectos de la cumplimentación del boletín anterior. En esta ocasión Transport Canada si consideró la emisión de una Directiva de Aeronavegabilidad.

### 3. CONCLUSIÓN

#### 3.1. Conclusiones

- El helicóptero se disponía a trasladar a los componentes de una brigada forestal para la extinción de un incendio.
- El piloto estaba convenientemente capacitado para volar el helicóptero, disponiendo de licencia, habilitaciones y reconocimiento médico en vigor.
- El helicóptero contaba con un certificado de aeronavegabilidad en vigor y había completado todas las inspecciones programadas de mantenimiento. No había averías o defectos pendientes de resolución.
- Las condiciones meteorológicas eran adecuadas para el vuelo.
- Los daños en el helicóptero y las huellas existentes en el terreno indican un impacto con una fuerte componente de velocidad lateral izquierda.
- Los ocupantes de la aeronave iban convenientemente sujetos por los correspondientes cinturones de seguridad de tres puntos de anclaje.
- El servoactuador lateral izquierdo se encontraba bloqueado en su posición extendida.
- El helicóptero se encontraba realizando una maniobra de emergencia por fallo del sistema hidráulico, ajustándose a las instrucciones indicadas en el Manual de Operaciones.
- El sistema hidráulico había sido desconectado por el piloto para atender la maniobra de emergencia.
- El mecanismo de ajuste del servoactuador lateral izquierdo no estaba bloqueado de acuerdo a las especificaciones indicadas en el Boletín de Servicio n.º 407-05-70.
- El servoactuador HR2036 había sido suministrado por el fabricante Bell Helicopter con el correspondiente Certificado de Puesta en Servicio, aunque con el Boletín de Servicio n.º 407-05-70 sin cumplimentar.
- La emisión del Boletín de Servicio n.º 407-11-96 de fecha 29 de junio de 2011, motivó la publicación de sendas Directivas de Aeronavegabilidad por parte de Transport Canada y la Federal Aviation Administration de EEUU, requiriendo la realización de inspecciones y posibles actuaciones en el sistema de ajuste de determinados servoactuadores. Éstos ya habían estado afectados por el Boletín de Servicio 407-05-70 de fecha 10 de noviembre de 2005 con el mismo propósito, no habiéndose emitido en aquella ocasión directiva alguna.

#### 3.2. Causas

Se considera que el accidente sobrevino como consecuencia de la pérdida de control de la aeronave, al quedarse inmovilizado en posición de extendido, el pistón correspondiente del servoactuador hidráulico que controla el paso cíclico situado en el lado izquierdo en el sentido del avance. Ello fue debido al progresivo desajuste del mecanismo de control de actuación del servoactuador motivado por un inadecuado bloqueo de sus componentes, como consecuencia de la no cumplimentación del Boletín de Servicio ABS 407-05-70.





#### **4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD OPERACIONAL**

- REC 12/14.** Se recomienda a HR Textron que revise y refuerce sus sistemas de producción y control de manera que garanticen la calidad de sus productos.
- REC 13/14.** Se recomienda a Bell Helicopter la necesidad de reforzar su Sistema de Calidad, y adapte convenientemente sus sistemas de control de manera que garanticen la calidad de los productos suministrados por sus proveedores.
- REC 14/14.** Se recomienda a Transport Canada que establezca las medidas necesarias orientadas a conseguir que los procedimientos de Bell Helicopter garanticen un control total de la calidad de sus equipos.
- REC 15/14.** Se recomienda a Transport Canada que revise sus criterios de evaluación y valoración para la determinación de emisión de Directivas de Aeronavegabilidad.



# ANEXOS



## **ANEXO I**

**Manual de vuelo. BHT-407-FM1.  
Sección 3. Maniobras de emergencia,  
párrafo 3.6. Sistema hidráulico**



TC APPROVED

BHT-407-FM-1

**3-5-B. FIXED PITCH FAILURES**

This is a situation involving inability to change tail rotor thrust (blade angle) with anti-torque pedals.

● **INDICATIONS:**

1. Lack of directional response.
2. Locked pedals.

**NOTE**

If pedals cannot be moved with a moderate amount of force, do not attempt to apply a maximum effort, since a more serious malfunction could result. If helicopter is in a trimmed condition when malfunction occurs, TRQ and AIRSPEED should be noted and helicopter flown to a suitable landing area. Certain combinations of TRQ, NR, and AIRSPEED will correct a yaw attitude, and these combinations should be used to land helicopter.

● **PROCEDURE:****NOTE**

Pull pedal stop emergency release to ensure pedal stop is retracted.

**3-5-B-1. HOVERING**

Do not close throttle unless a severe right yaw occurs. If pedals lock in any position at a hover, landing from a hover can be accomplished with greater safety under power-controlled flight rather than by closing throttle and entering autorotation.

**3-5-B-2. IN-FLIGHT — LEFT PEDAL APPLIED**

In a high power condition, helicopter will yaw to left when power is reduced. Power and AIRSPEED should be adjusted to a value where a comfortable yaw angle can be

maintained. If AIRSPEED is increased, vertical fin will become more effective and an increased left yaw attitude will develop. To accomplish landing, establish a power-on approach with sufficiently low AIRSPEED (zero if necessary) to attain a rate of descent with a comfortable sideslip angle. (A decrease in NP decreases tail rotor thrust.) As collective is increased just before touchdown, left yaw will be reduced.

**3-5-B-3. IN-FLIGHT — RIGHT PEDAL APPLIED**

In cruise flight or reduced power situation, helicopter will yaw to right when power is increased. A low power, run-on type landing will be necessary by gradually reducing throttle to maintain heading while adding collective to cushion landing. If right yaw becomes excessive, close throttle completely.

**3-6. HYDRAULIC SYSTEM****3-6-A. LOSS OF HYDRAULIC PRESSURE**● **INDICATIONS:**

1. HYDRAULIC SYSTEM caution light illuminated.
2. Grinding or howling noise from pump.
3. Increase in force required to move flight controls.
4. Feedback forces may be evident during flight control movement.

● **PROCEDURE:**

1. Reduce AIRSPEED to 70 to 100 KIAS.
2. HYD SYSTEM circuit breaker — Out. If hydraulic power is not restored, push breaker in.
3. HYD SYS switch — HYD SYS; OFF if hydraulic power is not restored.

13 JAN 2009 Rev. 8 3-11

BHT-407-FM-1

TC APPROVED

4. For extended flight set comfortable AIRSPEED, up to 120 KIAS, to minimize control forces.
5. Land as soon as practical.
6. A run-on landing at effective translational lift speed (approximately 15 knots) is recommended.

### 3-6-B. FLIGHT CONTROL ACTUATOR MALFUNCTION

An actuator hardover can occur in any flight control axis, but a cyclic cam jam will only occur in the fore and aft axis. An actuator hardover is manifested by uncommanded movements of one or two flight controls. If two controls move, the pilot will find one of these controls will require a higher than normal control force to oppose the movement. This force cannot be "trimmed" to zero without turning the HYD SYS switch OFF. Once the hydraulic boost is OFF, the forces on the affected flight control will be similar to the "normal" hydraulic off forces.

#### ● INDICATIONS:

1. Uncommanded flight control movements.
2. High flight control forces to oppose movement in one axis.
3. Feedback forces only in affected flight control axis.
4. Flight control forces normal in unaffected axis.

#### ● PROCEDURE:

1. Attitude — Maintain.
2. HYD SYS switch — OFF.
3. AIRSPEED — Set to 70 to 100 KIAS.

4. Land as soon as possible using procedure from paragraph 3-6-A.

## 3-7. ELECTRICAL SYSTEM

### 3-7-A. GENERATOR FAILURE

#### ● INDICATIONS:

1. GEN FAIL caution light illuminated.
2. AMPS indicates 0.
3. Voltmeter — Approximately 24 volts.

#### ● PROCEDURE:

1. GENERATOR FIELD and GENERATOR RESET circuit breakers — Check in.
2. GEN switch — RESET; then GEN.
3. If power is not restored, place GEN switch to OFF; land as soon as practical.

#### NOTE

With generator OFF, a fully charged battery will provide approximately 21 minutes of power for basic helicopter and one VHF COMM radio (35 minutes with optional 28 ampere/hour battery).

### 3-7-B. EXCESSIVE ELECTRICAL LOAD

#### ● INDICATIONS:

1. AMPS indicates excessive load.
2. Smoke or fumes.

#### ● PROCEDURE:

1. GEN switch — OFF.
2. BATT switch — OFF.
3. FUEL BOOST/XFR LEFT circuit breaker switch — LEFT (on).



## **ANEXO II**

**Directiva de aeronavegabilidad CF-2011-17,  
de 30 de junio de 2011, emitida por  
Transport Canada**





Transport Canada / Transports Canada

TP 7245E

No.	CF-2011-17	1/2
Issue Date	30 June 2011	

# AIRWORTHINESS DIRECTIVE

The following airworthiness directive (AD) may be applicable to an aircraft which our records indicate is registered in your name. ADs are issued pursuant to Canadian Aviation Regulation (CAR) 621 Division 2. Pursuant to CAR 605.94 and the further details of CAR Standard 625, Appendix H, the continuing airworthiness of a Canadian registered aircraft is contingent upon compliance with all applicable ADs. Failure to comply with the requirements of an AD may invalidate the flight authorization of the aircraft. Alternative means of compliance shall be applied for in accordance with CAR 606.94 and the above-referenced Standard. This AD has been issued by the Continuing Airworthiness Division (AARDG), National Aircraft Certification Branch, Transport Canada, Ottawa, telephone 613 952-4357.

**URGENT URGENT URGENT URGENT URGENT URGENT URGENT URGENT URGENT**

**TRANSPORT CANADA EMERGENCY AIRWORTHINESS DIRECTIVE  
PLEASE FORWARD IMMEDIATELY TO THE PERSON RESPONSIBLE FOR THE  
OPERATION AND MAINTENANCE OF YOUR AIRCRAFT**

- Number:** CF- 2011-17
- Subject:** Incorrect Assembly of Hydraulic Servo Actuators
- Effective:** 30 June 2011
- Applicability:** Bell Helicopter Textron Canada (BHTC) helicopters:  
**Model 407, serial numbers 53000 through 53900, 53911 through 53999 and 54000 through 54070**  
**Model 427, serial numbers 56001 through 56077, 58001 and 58002**
- Compliance:** As indicated below.
- Background:** Transport Canada was advised that a quality escape by a supplier has occurred and a number of Bell Helicopter hydraulic servo actuators may have a loose nut, shaft, and clevis assembly. The loose connection is due to improper lock washer installation. This discrepancy is not traceable or identifiable except by inspection. A disconnect of the affected components may lead to loss of control of the helicopter.
- This directive mandates inspections and rectification of the nut, shaft and clevis assembly for all affected components.
- Corrective Actions:** A. Upon receipt of this directive and prior to next flight, identify the applicable Bell Alert Service Bulletin (ASB) listed below and determine the helicopter hydraulic servo actuator part number and serial number in accordance with the applicable accomplishment instructions in Steps 1 and 2 of the ASB listed below.

Helicopter Model	Alert Service Bulletin	Date
407	407-11-96	29 June 2011
427	427-11-35	29 June 2011

Pursuant to CAR 202.61 the registered owner of a Canadian aircraft shall, within seven days, notify the Minister in writing of any change of his or her name or address.

To request a change of address, contact the Civil Aviation Communications Centre (AACRC) at Place de Ville, Ottawa, Ontario K1A 5N8, or 1-800-305-2055, or [www.tc.gc.ca/civilaviation/communications/centre/address.asp](http://www.tc.gc.ca/civilaviation/communications/centre/address.asp)



- B. If the part number and serial number determined from paragraph A are listed in Table 1 of the above-mentioned ASB, then *prior to next flight*, perform inspections in accordance with the accomplishment instructions in Step 3 of the ASB.
- C. If the part number and serial number determined from paragraph A are not listed in paragraph B, but are listed below, then *within 25 hours air time from the effective date of this directive, but no later than 31 July 2011*, inspect in accordance with the accomplishment instructions in Step 3 of the above-mentioned ASB.

Helicopter Model	Part number	Serial number
407	41011300-101 (BHT 206-076-062-105)	Prior to 807
	41011400-101 (BHT 206-076-062-107)	Prior to 2248
427	41011300-101 (BHT 206-076-062-111)	Prior to 807
	41011700-101 (BHT 206-076-062-109)	Prior to 230

- D. If the part number and serial number are not listed in paragraphs A or B of this directive, no further action is required.
- E. Any spare parts with part numbers and serial numbers as identified in paragraph B or C must have completed inspections in accordance with the accomplishment instructions in Step 3 of the applicable above-mentioned ASB prior to installation on a helicopter.

**Authorization:** For the Minister of Transport, Infrastructure and Communities

*ORIGINAL SIGNED BY*

Derek Ferguson  
Chief, Continuing Airworthiness

**Contact:** Ms. Yosha Mendis, Continuing Airworthiness, Ottawa, telephone 613-952-4357, facsimile 613-996-9178 or e-mail [CAWWEBFeedback@tc.gc.ca](mailto:CAWWEBFeedback@tc.gc.ca) or any Transport Canada Centre.

### **ANEXO III**

**Directiva de aeronavegabilidad de emergencia,  
2011-15-51, de 8 de julio de 2011, emitida por  
Federal Aviation Administration (FAA)**





**FAA**  
**Aviation Safety**

## **EMERGENCY AIRWORTHINESS DIRECTIVE**

[www.faa.gov/aircraft/safety/alerts/](http://www.faa.gov/aircraft/safety/alerts/)

**DATE: July 8, 2011**  
**AD #: 2011-15-51**

Send to all U.S. owners and operators of Bell Helicopter Textron Canada (Bell) Model 407 and 427 helicopters.

This Emergency Airworthiness Directive (AD) is prompted by a report that a quality escape by a supplier has occurred and certain hydraulic servo actuators (servo) may have a loose nut, shaft, and clevis assembly due to improper lock-washer installation. An investigation after an accident revealed the clevis nut on the servo was loose. This condition, if not detected, could lead to a malfunction of a servo in the flight control system and subsequent loss of control of the helicopter.

We have reviewed Bell Alert Service Bulletin (ASB) 407-11-96 and 427-11-35, both dated June 29, 2011, which specify the part numbers and serial numbers of the affected servos and refer to ASB 407-05-70, Revision A, dated November 10, 2005; ASB 427-05-12, Revision A, dated November 14, 2005; with HR Textron Service Bulletin (SB) 41011300-67-01, Revision 2, dated November 9, 2005; HR Textron SB 41011400-67-01, Revision 2, dated November 9, 2005; and HR Textron SB 41011700-67-01, Revision 2, dated November 9, 2005, attached. The ASBs also specify reidentifying the servos with a "67-01" on the modification plate indicating the inspection procedures were followed.

Transport Canada, the airworthiness authority for Canada, notified the FAA that an unsafe condition may exist on these helicopter models. Transport Canada advises that a quality escape by a supplier has occurred, and a number of servos may have a loose nut, shaft, and clevis assembly. Transport Canada states in its AD that the loose connection is due to improper lock washer installation, which is not traceable or identifiable except by inspection. The authority also states a disconnect of the affected parts may lead to loss of control of the helicopter. Transport Canada classified the ASBs as mandatory and issued AD No. CF-2011-17, dated June 30, 2011, to ensure the continued airworthiness of these helicopters.

These helicopters have been approved by the aviation authority of Canada and are approved for operation in the United States. Pursuant to our bilateral agreement, Canada has notified us of the unsafe condition described in the AD. We are issuing this AD because we evaluated all information provided by Canada and determined the unsafe condition exists and is likely to exist or develop on other helicopters of these same type designs. Therefore, this AD requires before further flight for certain affected servos and within 25 hours time-in-service for certain other affected servos, identified by a serial number, retracting the boot and inspecting the servo as follows:

- Applying only hand pressure, determining whether the nut, shaft, or clevis assembly turns independently. If the shaft turns independently of the nut or the clevis assembly, before further flight, replacing the servo with an airworthy servo.

- If the shaft does not turn independently, inspecting to determine whether at least one tab of a lock washer is bent flush against a flat surface of the nut and at least one tab of the lock washer is bent flush against a flat surface of the clevis assembly.

- If at least one lock washer tab is not aligned and bent flush with a flat surface of the nut and at least one lock washer tab is not aligned and bent flush with a flat surface of the clevis assembly, before further flight, replacing the servo with an airworthy servo.

- If any tab of the lock washer is not bent flush against either a flat surface of the nut or clevis assembly, bending the tab flush against a flat surface.

- Reidentifying the servo by metal-impression stamping or by vibro etching "67.01" onto the modification plate.

- Before installing a servo with a P/N and S/N identified in this AD, not identified by "67-01" on the modification plate, inspecting it by following the requirements of this AD.

The actions must be done by following specified portions of the alert service bulletins described previously.

This AD differs from Transport Canada AD in that we do not require that the servo be returned to the manufacturer. Also, we do not limit the applicability to specific serial-numbered helicopters. We have specified the inspection requirements rather than referring to the applicable service bulletins. The AD requires that the servo be replaced before further flight, and the Transport Canada AD refers to the ASB, which requires that the servo be replaced within 300 hours time-in-service.

This rule is issued under 49 U.S.C. Section 44701 pursuant to the authority delegated to me by the Administrator, and is effective immediately upon receipt of this emergency AD.

**2011-15-51 BELL HELICOPTER TEXTRON CANADA:** Directorate Identifier 2011-SW-038-AD.

**Applicability:** Model 407 helicopters with a hydraulic servo actuator assembly (servo), part number (P/N) 206-076-062-105, or -107 and Model 427 helicopters, with servo, P/N 206-076-062-109 or -111, installed, certificated in any category.

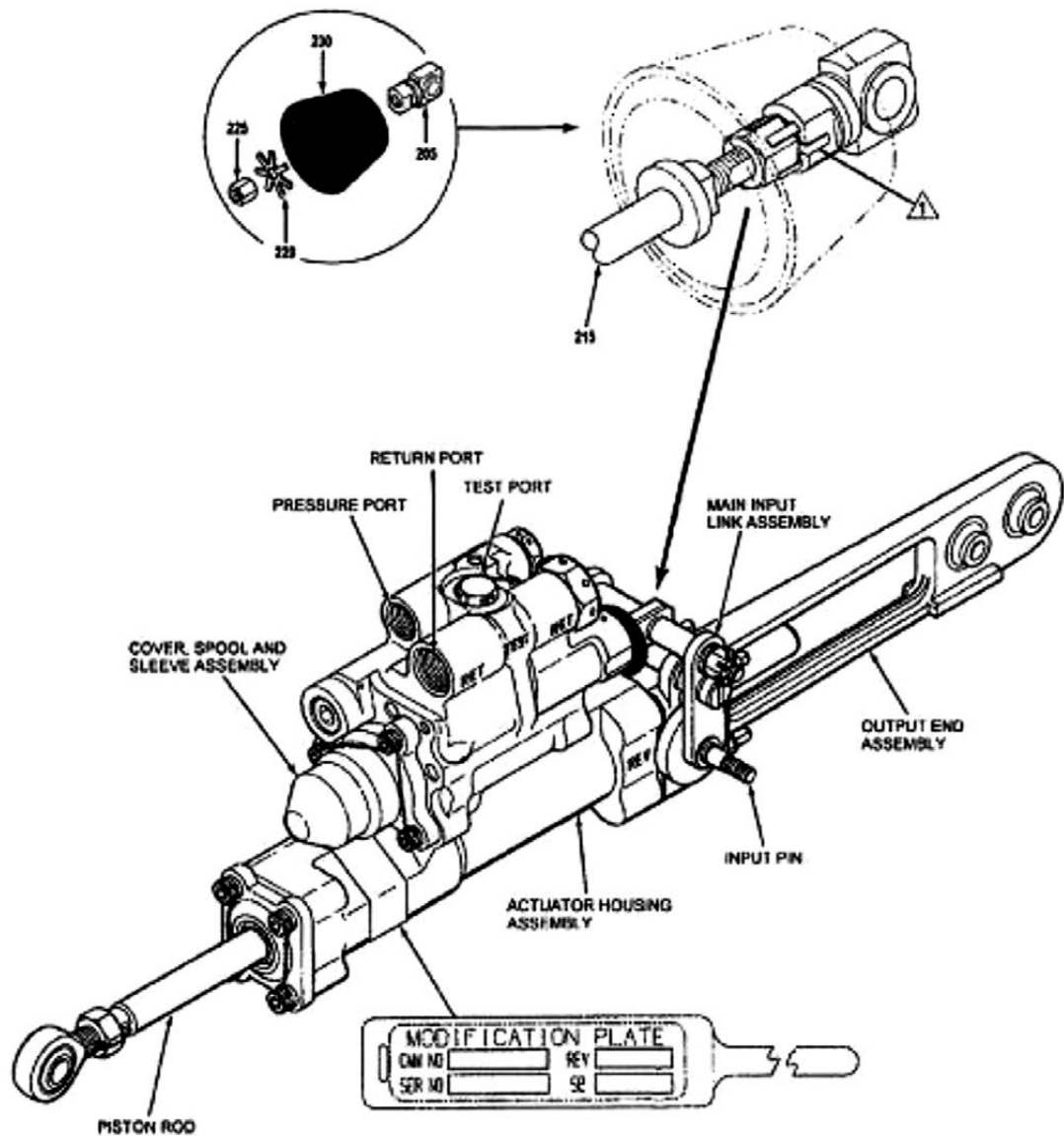
**Compliance:** Required as indicated, unless accomplished previously.

To detect loose or misaligned parts of the servo that could lead to failure of the servo and subsequent loss of control of the helicopter, do the following:

(a) Before further flight, for those helicopters with a servo serial number (S/N) on the modification plate listed in Table 1 of Bell Alert Service Bulletin (ASB) No. 407-11-96, dated June 29, 2011, for the Model 407 helicopters or Table 1 of ASB 427-11-35, dated June 29, 2011, for the Model 427 helicopters, do the following:

(1) Retract the boot depicted as "230" in Figure 1 of this AD:





**NOTE:**

**ACCEPTABLE CONDITION**  
 A MINIMUM OF ONE TAB SHALL BE IN LINE AND BENT FLUSH WITH THE NUT FLAT SURFACE AND A MINIMUM OF ONE TAB SHALL BE IN LINE AND BENT FLUSH WITH THE CLEVIS ASSEMBLY FLAT SURFACE

Clevis Assembly  
 Figure 1

- Legend:  
 205 Clevis Assembly  
 215 Shaft  
 225 Nut  
 220 Lock Washer  
 230 Boot

Note 1. Bell ASB 427-05-12, Revision A, dated November 14, 2005; HR Textron SBs 41011300-67-01, 41011400-67-01, and 41011700-67-01, all Revision 2, all dated November 9, 2005, which are not incorporated by reference, contain information pertaining to the subject of this AD.

(2) Applying only hand pressure, determine whether the nut, shaft, or clevis assembly, depicted as “225,” “215,” and “205,” respectively, in Figure 1 of this AD, turns independently. If the shaft turns independently of the nut or the clevis assembly, before further flight, replace the servo with an airworthy servo.

(3) If the shaft does not turn independently, inspect to determine whether at least one tab of the lock washer is bent flush against a flat surface of the nut and at least one tab of the lock washer is bent flush against a flat surface of the clevis assembly.

(i) If at least one lock washer tab is not aligned and bent flush with a nut flat surface and at least one lock washer tab is not aligned and bent flush with a flat surface of the clevis assembly, before further flight, replace the servo with an airworthy servo.

(ii) If any tab of the lock washer is not bent flush against either a flat surface of the nut or clevis assembly, bend the tab flush against a flat surface.

(4) After accomplishing paragraph (a)(1) through (a)(3) of this AD, reidentify the servo by metal-impression stamping or by vibro etching “67-01” onto the modification plate.

(b) For those servo P/Ns with a S/N less than the S/Ns listed in the following Table A of this AD but NOT specifically included in the list of S/Ns in Table 1 referenced in paragraph (a) of this AD, within 25 hours time-in-service, inspect the nut, shaft, and clevis assembly and accomplish the requirements of paragraphs (a)(1) through (a)(4) of this AD.

**Table A**

<b>Helicopter Model</b>	<b>Servo P/N</b>	<b>Servo Prefix “HR,” S/N</b>
407	41011300-101 (BHT 206-076-062-105)	Less than 807
	41011400-101 (BHT 206-076-062-107)	Less than 2248
427	41011300-101 (BHT 206-076-062-111)	Less than 807
	41011700-101 (BHT 206-076-062-109)	Less than 230

(c) Before installing a servo with a P/N and S/N identified in paragraphs (a) or (b) of this AD, not identified by “67-01” on the modification plate, inspect the servo by following the requirements of this AD.

(d) To request a different method of compliance or a different compliance time for this AD, follow the procedures in 14 CFR 39.19. Contact the Manager, Safety Management Group, FAA, ATTN: Matt Wilbanks, Aviation Safety Engineer, 2601 Meacham Blvd, Fort Worth, Texas 76137, telephone (817) 222-5051, fax (817) 222-5961, for information about previously approved alternative methods of compliance.

(e) The Joint Aircraft System/Component (JASC) Code is: 6730: Rotorcraft Servo System.

(f) Copies of the applicable service information may be obtained from Bell Helicopter Textron Canada Limited, 12,800 Rue de l'Avenir, Mirabel, Quebec J7J1R4, telephone (450) 437-2862 or (800) 363-8023, fax (450) 433-0272, or at <http://www.bellcustomer.com/files/>.

(g) Emergency AD 2011-15-51, issued July 8, 2011, becomes effective upon receipt.

Note 2: The subject of this AD is addressed in Transport Canada AD CF-2011-17, dated June 30, 2011.

FOR FURTHER INFORMATION CONTACT: Matt Wilbanks, Aviation Safety Engineer, 2601 Meacham Blvd, Fort Worth, Texas 76137, telephone (817) 222-5051, fax (817) 222-5961.

Issued in Fort Worth, Texas, on July 8, 2011.

Kim Smith,  
Manager, Rotorcraft Directorate,  
Aircraft Certification Service.



## **ANEXO IV**

**Boletín de Servicio de Alerta 407-05-70,  
de 10 de noviembre de 2005, emitida por  
Bell Helicopter Textron**



**ALERT SERVICE BULLETIN**  
REVISION NOTICE  
**Bell Helicopter** **TEXTRON**  
A Subsidiary of Textron Inc.

DATE **Nov 10, 2005**

**TO: All Owners/Operators of Bell 407 Helicopters**

**SUBJECT: REVISION "A" TO ALERT SERVICE BULLETIN 407-05-70:  
CLEVIS ASSEMBLY – HYDRAULIC SERVO ASSEMBLY, PART  
NUMBER 41011300 AND 41011400**

Revision "A" to this Alert Service Bulletin introduces the rewritten Hydraulic Research Textron Bulletins. Included in the rewritten bulletins are the following changes:

- The HR Textron Customer Service telephone number phone number, is added in Section 1, Step F.
- The compliance in Section 2, Step A, is changed.
- The inspection criteria are clarified in Section 2.
- HR Textron-Authorized Service Centers telephone and fax number are added in Table 1.
- A better graphic view of the proper installation is shown in Figure 1.

AN APPROPRIATE ENTRY SHOULD BE MADE IN THE AIRCRAFT LOGBOOK UPON ACCOMPLISHMENT  
IF OWNERSHIP OF AIRCRAFT HAS CHANGED PLEASE FORWARD TO NEW OWNER

ALERT SERVICE BULLETIN		NO.	407-05-70
<b>Bell Helicopter</b> <b>TEXTRON</b>		DATE	Oct 17, 2005
A Subsidiary of Textron Inc.		PAGE	1 of 1
DATE	Nov 10, 2005		
REV	A		
<b>MODEL AFFECTED:</b>	407		
<b>SUBJECT:</b>	CLEVIS ASSEMBLY - HYDRAULIC SERVO ASSEMBLIES, PART NUMBER <u>41011300</u> and <u>41011400</u>		
<b>HELICOPTERS AFFECTED:</b>	Bell 407 helicopters serial number 53000 through 53665. <u>53881</u> [Bell 407 helicopters serial number 53666 and subsequent will have the intent of this bulletin accomplished prior to delivery.]		
<b>COMPLIANCE:</b>	See vendor Bulletins.		
<b>DESCRIPTION:</b>	The purpose of this bulletin is to achieve complete distribution of the attached vendor bulletin to the current affected model distribution list on record by Bell Helicopter.		
<b>APPROVAL:</b>	See vendor bulletin approval.		

AN APPROPRIATE ENTRY SHOULD BE MADE IN THE AIRCRAFT LOGBOOK UPON ACCOMPLISHMENT IF OWNERSHIP OF AIRCRAFT HAS CHANGED PLEASE FORWARD TO NEW OWNER




**HR TEXTRON**
*Relección del  
servicio*

# SERVICE BULLETIN

**CLEVIS ASSEMBLY – HYDRAULIC SERVOACTUATOR, PART NUMBER 41011400**

## 1. Planning Information

### A. Effectivity

This service bulletin applies to the clevis assembly, P/N 41009477-101, used on the hydraulic servo assembly, HR part number 41011400-101 (BHT 206-076-062-107). The intent of this service bulletin has been incorporated into these servo actuators with serial numbers 2248 and subsequent.

### B. Reason

HR has discovered the possibility that the shaft (215) (refer to Figure 1) could be loose. The looseness is as a result of lock washer tabs (220), improperly bent over the flat surface of the nut (225) or the flat surface of the clevis assembly (205).

### C. Description

This service bulletin defines mandatory inspection of nut, shaft and, clevis assembly for possible looseness as result of improper lock washer installation. This discrepancy is not traceable or identifiable except by inspection. This inspection is applicable to servos identified in paragraph 1.A. of this bulletin.

### D. Approval

HR Textron Engineering.

### E. Manpower

Approximately 2.0 man-hour, are required to remove and reinstall each hydraulic servo actuator and approximately 0.5 man-hour is sufficient to conduct visual inspection.

### F. Material Price and Availability

Prior to returning any servo to service center, contact HR Textron Customer Service and Field Service Manager at: 25200 West Rye Canyon Road, Santa Clarita, CA 91355-1265; 661-702-5509, or 661-702-5358 (tel. numbers) [mhowell@hrtextron.Textron.com](mailto:mhowell@hrtextron.Textron.com) (email); or 661-702-5970 (fax). Provide HR Textron with the part number, serial number, time since new for new servo and in addition time since overhauled or repaired and the facility if the servo was recently overhauled or repaired. This applies to servos that are found with loose nut, shaft or clevis assembly or improperly installed lock washer only. Warranty claims will be handled on a case-by-case basis.

### G. Tooling Price and Availability

New tools are not required.

#### EXPORT CONTROL WARNING

This document contains technical data whose export, transfer, disclosure, and further publication are restricted by the applicable export laws and regulations of the United States of America, including the Export Administration Act of 1979, as amended, and the Export Administration Regulations. Violations of these laws and regulations are subject to severe civil, criminal, and administrative penalties.

November 9, 2005

Revision 2

**41011400-67-01**

Page 1 of 4



# SERVICE BULLETIN

- H. Weight and Balance  
Not affected.
- I. Electrical Load Data  
Not affected.
- J. References  
67-31-09 Component Maintenance Manual with Illustrated Parts List (for) Hydraulic Servo Actuator Assembly part number 41011400-101 (BHT 206-076-062-107).
- K. Other Publications Affected  
The intent of this service bulletin will be incorporated into the next revision of 67-31-09.

## 2. Accomplishment Instructions

- A. Within the next 10 flight hours or before December 15, 2005, whichever comes first, accomplish this one-time mandatory inspection.
- B. Retract the boot (230) and perform the following inspections:
  - 1. Applying hand pressure only, and check if the nut, the shaft or the clevis assembly is turning independently from one another.
  - 2. If the shaft will turn independently to the nut or the clevis assembly, prior to the next flight, the actuator shall be removed from service and forwarded to HR Textron or one of the HR Textron Service Centers listed in Table 1. Check step 1.F. for condition.
  - 3. If the shaft is not turning independently from the nut or the clevis assembly proceed with step 2.B.4.
  - 4. Check if at least one tab of the lock washer is bent flush against one of the nut flat surface and if at least one tab of the lock washer is bent flush against one of the two flat surfaces of the clevis assembly. Lock washer tab must also be in line with the flat surface of the nut and clevis assembly. If the lock washer tabs are not bent flush against the nut and clevis assembly or are not in line with the flats, proceed with the following steps.
  - 5. If the lock washer tabs are not bent flush against the nut or clevis assembly flat surface, use needle-nosed pliers and make sure the lock washer tab is flush against nut or the flat surface of the clevis assembly.

Use or disclosure of data on this page are subject to the restriction on Page 1.

November 9, 2005  
Revision 2

**41011400-67-01**  
Page 2 of 4

25200 W. Rye Canyon Road • Santa Clarita, California 91355-1265 • 661/294-6000 • FAX 661/259-9622

**HR TEXTRON****SERVICE BULLETIN**

6. If the lock washer tab is on the edge or not aligned with a flat surface (nut or clevis assembly). Within the next 300 hours, but not later than April 30, 2006, the actuator shall be removed from service and forwarded to HR Textron or one of the HR Textron Service Centers listed in Table 1. Check step 1.F. for condition.
- C. If the servo meets all the requirements of the inspection or if the operator can accomplish the corrective action, the operator may perform the necessary corrective repairs. Remove modification plate from servo and metal-impression stamp or vibro-etch an abbreviated service bulletin number (67-01) on modification plate to identify compliance with this service bulletin. Modification plates are available; HR Textron will provide replacement modification plates if necessary. Corrective action accomplished by HR Textron or approved repair station will have the same identification added to modification plate.

**Table 1. HR Textron-Authorized Service Centers**

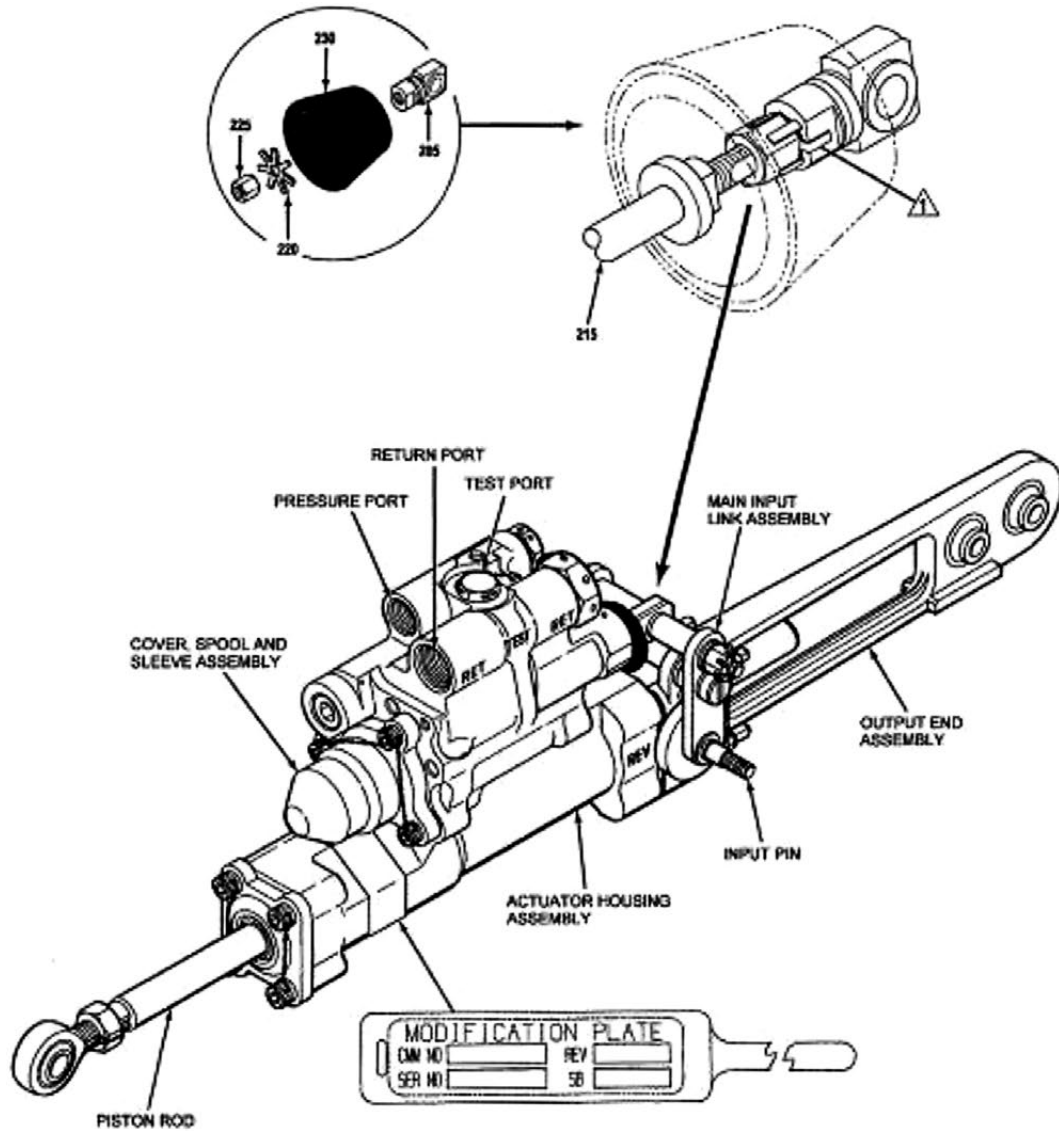
<p><b>AEM Ltd</b> 8 Wilton Road Haine Industrial Estate Ramsgate, Kent CT12 5HE (England) Tel; 001-(44)-1-843-591-381 Fax; 011-(44)-1-843-592-641</p>	<p><b>Helicopter Support Inc.</b> 116 Quarry Road Trumbull, CT 06611 (USA) Tel; (203) 416-4300 Fax; (203) 416-4282</p>
<p><b>Stansted Airport</b> Stansted, Essex CM24 1RB (England) Tel; 011-(44)-1-279-680-030 Fax; 011-(44)-1-279-680-040</p>	<p><b>JAMCO Corp</b> 6-11-25 Osawa Mitaka Tokyo 181 (Japan) Tel; 011-(81) 422-31-6111 Fax; 011 (81) 422-32-6998</p>
<p><b>HASE</b> Helicopter Accessory Service Inc. East 10102 Aileron Avenue Pensacola, FL 32506 (USA) Tel; (850) 456-8339 Fax; (850) 456-5117</p>	<p><b>Motorflug GmbH</b> Baden-Airpark Gebäude C-312 D-77836 Rheinmunster, Germany Tel; 011 (49) 7229-301-430 Fax; 011 (49) 7229-301-433</p>
<p><b>HAS West</b> Helicopter Accessory Service Inc. West 10985 Penrose Street Sun Valley, CA 91352 (USA) Tel; (818) 767-2214 Fax; (818) 767-2699</p>	<p><b>Ostermans Aero AB</b> Box 116 SE-190 46 Stockholm-Arlanda Sweden Tel; 011-(46)-8-593-787-00 Fax; 011-(46)-8-593-787-90</p>
<p><b>HELITRADES</b> 18 Terry Fox Drive Vanleek Hill, Ontario, Canada K0B 1R0 Tel; (613) 678-3027 Fax; (613) 678-2776</p>	<p><b>HELITRADES</b> Site 5, Box 7, RR 2 Airdrie Airport Airdrie, Canada K0B 1R0 Tel; (403) 912-4658 Fax; (403) 948-6475</p>

Use or disclosure of data on this page are subject to the restriction on Page 1.

November 9, 2005  
Revision 2**41011400-67-01**

Page 3 of 4

# HR TEXTRON



**NOTE:**

**⚠ ACCEPTABLE CONDITION**  
A MINIMUM OF ONE TAB SHALL BE IN LINE AND BENT FLUSH WITH THE NUT FLAT SURFACE AND A MINIMUM OF ONE TAB SHALL BE IN LINE AND BENT FLUSH WITH THE CLEVIS ASSEMBLY FLAT SURFACE

Clevis Assembly  
Figure 1

Use or disclosure of data on this page are subject to the restriction on Page 1.

November 9, 2005  
Revision 2

**41011400-67-01**

Page 4 of 4

25200 W. Rye Canyon Road • Santa Clarita, California 91355-1265 • 661/294-6000 • FAX 661/259-9622