COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

A-040/1999

INFORME TÉCNICO

Accidente ocurrido el día 26 de Julio de 1999 a la aeronave Agusta A-109-E, matrícula EC-GQX, en el término municipal de Villarejo de Salvanés (Madrid)

MINISTERIO
DE FOMENTO

A-040/1999

INFORME TÉCNICO

Accidente ocurrido el día 26 de Julio de 1999 a la aeronave Agusta A-109-E, matrícula EC-GQX, en el término municipal de Villarejo de Salvanés (Madrid)

MINISTERIO DE FOMENTO

SUBSECRETARÍA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Teléf.: 91 597 89 60
Fax.: 91 463 55 35

E-mail: ciaiac@mfom.es
http://www.mfom.es/ciaiac

c/ Fruela 6, planta 1
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 y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional y el Real Decreto 389/1998, de 13 de marzo, por el que se regula la investigación de los accidentes e incidentes de aviación civil, la investigación tiene carácter exclusivamente técnico, sin que se haya dirigido a la declaración o limitación de derechos ni de responsabilidades personales o pecuniarias. La conducción de la investigación ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba y sin otro objeto fundamental que la prevención de los futuros accidentes. Los resultados de la investigación no condicionan ni prejuzgan los de cualquier expediente sancionador que, en relación con el evento, pudiera ser incoado con arreglo a lo previsto en la Ley de Navegación Aérea.

INDICE

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS 1

1.1. Reseña del vuelo 1

1.2. Lesiones a personas 1

1.3. Daños sufridos por la aeronave 1

1.4. Otros daños 2

1.5. Información sobre la tripulación 2

1.6. Información sobre la aeronave 2

1.6.1. Célula. 3
1.6.2. Certificado de aeronavegabilidad 3
1.6.3. Registro de Mantenimiento 3
1.6.4. Motores 3
1.6.5. Elementos del rotor principal 4

1.7. Información meteorológica 5

1.8. Ayudas a la navegación 6

1.9. Comunicaciones 6

1.10. Información sobre el aeródromo 6

1.11. Registradores de vuelo 6

1.12. Información sobre los restos de la aeronave y el impacto 6

1.13. Información médica y patológica 7

1.14. Incendio 8

1.15. Supervivencia 8

1.16. Ensayos e investigaciones 8

1.16.1. Inspección detallada de los restos en hangar 8
1.16.2. Inspección de diversos componentes en laboratorio 13
1.16.3. Estudio de la rotura del tornillo de fijación de la tijera inferior de arrastre del sistema de mando de las palas del rotor principal 15
1.16.4. Trayectoria de la aeronave 23
1.16.5. Declaraciones de testigos 23

1.17. Información adicional 23

1.17.1. Accidentes de aeronaves similares en el Reino Unido 23
1.17.2. Contactos con el Air Accident Investigation Branch (AAIB) del Reino Unido 25
1.17.3. Acciones tomadas por el fabricante y la Autoridad del Estado de Diseño 26
1.17.4. Información sobre el mantenimiento efectuado por el operador 26
1.17.5. Requisitos de certificación para evitar el montaje incorrecto de piezas de los sistemas de mandos de vuelo 27

2. ANALISIS 29

2.1. Desarrollo del vuelo 29

2.2. Documentación de mantenimiento y diseño de la tijera inferior 32
2.3. Acciones correctoras y recomendaciones seguridad..... 33
2.4. Inspección visual del tornillo de fijación 34
3. CONCLUSIONES.....35
3.1. Evidencias..... 35
3.2. Causas..... 35
4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD 37
5. ANEXOS 38

Abreviaturas

00 ºC	Grados centígrados
00º 00' 00"	Grados, minutos y segundos
Ac	Altocúmulos
ACC	Centro de Control de Area
ADF	Equipo receptor de señal de radiofaros NDB
AIP	Publicaciones aeronáuticas internacionales
APP	Oficina de Control de Aproximación
ATC	Control de Tránsito Aéreo
CAT I	Categoría I OACI
Ci	Cirros
CTE	Comandante
CTR	Zona de Control
Cu	Cúmulos
CVFR	Reglas de Vuelo Visual Controlado
CVR	Registrador de Voces en Cabina
DH	Altura de Decisión
DME	Equipo medidor de distancias
E	Este
EPR	Relación de presiones en motor
FAP	Punto de aproximación final
FDR	Registrador de Datos de Vuelo
ft	Pies
g	Aceleración de la gravedad
GPWS	Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno
h	Horas
hh:mm	Tiempo expresado en horas y minutos
hPa	Hectopascal
IAS	Velocidad indicada
IFR	Reglas de Vuelo Instrumental
ILS	Sistema de aterrizaje por instrumentos
IMC	Condiciones meteorológicas instrumentales
INTA	Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial
Kms	Kilómetros
Kts	Nudos
Kw	Kilowatio
lbs	Libras
m	Metros
min	Minutos
MAC	Cuerda media aerodinámica de la aeronave
mb	Milibares
MDA	Altitud mínima de descenso
MDH	Altura mínima de descenso
METAR	Informe meteorológico ordinario
MHz	Megahertzios
MM	Baliza intermedia del ILS
N	Norte
N/A	No afecta
NDB	Radiofaro no direccional
MN	Milla náutica
MPa	Megapascales
P/N	Número de la Parte (Part Number)
QNH	Ajuste de la escala de presión para hacer que el altímetro marque la altura del aeropuerto sobre el nivel del mar en el aterrizaje y en el despegue
RVR	Alcance visual en pista
S/N	Número de serie
SAS	"Stability augmentation system"
Sc	Estratocúmulos
Shp	Caballos de vapor al eje
SVFR	Reglas de vuelo visual especial
UTC	Tiempo Universal Coordinado
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
VOR	Radiofaro omnidireccional VHF
W	Oeste

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El helicóptero, que se empleaba en labores de evacuación médica con base de operaciones en Las Rozas (Madrid), había volado a la base de mantenimiento del operador, en San Vicente del Raspeig (Alicante), el 23 de Julio de 1999, y había sido sometido allí a una revisión de mantenimiento tras haber alcanzado las 300 horas de vuelo durante los días 24 y 25 de Julio, día en el que había sido declarado apto para el servicio tras la revisión.

El helicóptero despegó de San Vicente del Raspeig sobre las 4:45 h UTC del día 26 de Julio de 1999, con la intención de volar hasta la base de operaciones en Las Rozas. El piloto era la única persona a bordo.

Sobre las 6:00 h UTC (8:00 horas local) de ese día, un testigo que se encontraba trabajando en un campo de Villarejo de Salvanés vio al helicóptero a gran altura que llegaba en dirección Este-Oeste. Al cabo de unos segundos volvió a mirar y vio que la aeronave había perdido considerable altura mientras se acercaba a su posición. Cuando hubo alcanzado la vertical del testigo, giró 180º pasando a volar de Oeste a Este mientras hacía mucho ruido y seguidamente cayó impactando en el suelo con violencia. No se produjo incendio. La aeronave resultó destruida y el piloto falleció a consecuencia del choque contra el suelo.

1.2. Lesiones a personas

LESIONES	MUERTOS	GRAVES	LEVES/ILESOS
TRIPULACION	1		
PASAJEROS			
OTROS			

1.3. Daños sufridos por la aeronave.

La aeronave resultó destruida como consecuencia del impacto con el terreno.

1.4. Otros daños

El accidente se produjo en un campo de olivos jóvenes y la aeronave chocó con uno de ellos. No hubo otros daños.

1.5. Información sobre la tripulación

PILOTO AL MANDO

Edad / Sexo:	43 años / Varón.
Nacionalidad:	Española.
Título:	Piloto Comercial de Helicóptero
Número de Título:	602
Antigüedad:	19-2-1988

Historial de horas de vuelo a 21-6-1999 (tiempos redondeados a unidades de hora):

Horas totales de vuelo:	3846 h
Horas durante últimos 12 meses:	300 h
Horas en el tipo últimos 12 meses:	121 h
Horas en los últimos 30 días:	46 h
Horas en los últimos 7 días:	18 h

Después del 21-6-1999, el piloto sólo realizó el vuelo del día del accidente, que debió durar aproximadamente una hora y cuarto.

El historial de vuelo del piloto en el último año incluía los siguientes modelos de helicóptero (tiempos redondeados a unidades de hora):

Bell 47	14 h
Bell 205	10 h
Bell 206	84 h
Bell 212	32 h
Bell 412	37 h
Agusta 109	121 h

1.6. Información sobre la aeronave

El Agusta A109E es un helicóptero bimotor cuatripala de tren retráctil. La tripulación mínima es de un piloto, y puede llevar otros seis ocupantes en su versión sanitaria.

El helicóptero EC-GQX había sido matriculado en España el 27 de Marzo de 1998. Se utilizaba para servicios médicos de urgencia, para lo cual tenía instalado un kit de interior especializado.

1.6.1. Célula.

Marca:	Agusta
Modelo:	A-109-E
Nº de Fabricación:	11013
Año de Fabricación:	1997
Matrícula:	EC-GQX
M.T.O.W.:	2850 kg
Propietario:	Helicópteros del Sureste, S.A.
Explotador:	Helisureste

1.6.2. Certificado de aeronavegabilidad

Número:	4173
Tipo:	Transporte Público de Pasajeros, Transporte Público de Mercancías, Trabajos Aéreos, Normal
Fecha de renovación:	13/01/1999
Fecha de caducidad:	13/01/2000

1.6.3. Registro de Mantenimiento

Horas totales de vuelo:	302 h
Ultima revisión anual/300 h:	25-7-1999 (301 h)
Horas desde última rev. 300 horas:	1 h 15 min

1.6.4. Motores

MOTOR IZQUIERDO:

Marca:	Pratt & Whitney
Modelo:	PW-206-C
Potencia:	549 SHP
Número de serie:	BC0028
Horas totales:	302 h
Ultima rev. 300 horas:	25/7/1999
Horas desde últ. rev. 300 horas:	1 h 15 min

MOTOR DERECHO:

Marca:	Pratt & Whitney
Modelo:	PW-206-C
Potencia:	549 SHP
Número de serie:	BC0025
Horas totales:	302 h
Ultima rev. 300 horas:	25/7/1999
Horas desde últ. rev. 300 horas:	1 h 15 min

Al helicóptero se le habían realizado con anterioridad las revisiones que se indican a continuación (tiempos redondeados):

22-6-98, a las 101 h	Revisión de 100 h, tipo A+B
19-12-98, a las 197 h	Revisión de 100+200 h + 12 meses, tipo A+B
25-7-1999, a las 301 h	Revisión de 100+300 h + 12 meses, tipo A+B

En la última revisión, se detectaron holguras en los casquillos del conjunto de la tijera de arrastre, por lo que se procedió a desmontar, cambiar los casquillos, y volver a montar la tijera de arrastre y su tornillo de sujeción al plato giratorio.

Después, se realizó un vuelo de prueba de aproximadamente 45 minutos de duración el 25-7-1999, con resultado satisfactorio.

1.6.5. Elementos del rotor principal

Los controles rotatorios del rotor principal incluyen (ver figuras en el Anexo E):

- Plato giratorio ("swashplate", ítem 40 en la Figura 62-34 del Manual de Mantenimiento que se incluye en el Anexo E) que trasmite los comandos de control a las palas del rotor movimientos de control.

- Cuatro varillas de cambio de paso de longitud ajustable ("pitch change links", ítem 20 en la mencionada figura del Anexo E)

- Tijera giratoria ("rotating scissors"), que consiste en dos piezas articuladas entre sí y que están unidas en un extremo (el superior) al plato de unión a la cabeza del rotor (ver ítems 12, 13 y 14 de la figura 62-20 en el Anexo E) y en el otro (el inferior), mediante una rótula esférica, al anillo exterior del plato giratorio. La pieza superior ("lever assy., half compass", P/N 109-8110-16-1) está marcada en el Catálogo Ilustrado de Piezas como ítem 9, Figura 1 de la página 23, 62-31-00, 01/98 (ver Anexo E). La pieza inferior ("half-scissors assy.", P/N 109-0134-10-105) está marcada en dicha figura como ítem 17. Este conjunto incluye una rótula esférica en su parte inferior a través de la cual pasa un tornillo que no aparece en la figura, pero que está indicado como ítem 20 (P/N NAS6606D28, "Bolt, close tolerance") en la Figura 2 (hoja

2 de 2) 62-31-00, Página 29, del Catálogo Ilustrado de Piezas A109E IPC, cuya copia puede verse también en el Anexo E.

A lo largo de este informe llamamos “tijera inferior de arrastre” al “half-scissors assy.” El tornillo o tornillo de unión (P/N NAS6606D28) de esta “tijera inferior” con el plato giratorio es también objeto de atención especial a lo largo de este informe.

El plato giratorio (ver de nuevo figura 62-34, hoja 1 de 3, del Anexo E) es arrastrado por el cabezal del rotor mediante la tijera de arrastre, o tijera giratoria antes mencionada, y gira alrededor del plato basculante no giratorio apoyado en unos rodamientos. La acción de mando le llega al conjunto de los dos platos por medio de tres actuadores hidráulicos que se acoplan, mediante casquillos con rótula, a los tres brazos del plato no giratorio y se transmite a las orejetas situadas en la base de las palas del rotor para cambiar su ángulo de paso, mediante las cuatro varillas de conexión que unen dichas orejetas con las horquillas de los cuatro brazos del plato giratorio.

Cuando la actuación de los tres actuadores hidráulicos es de la misma intensidad, se produce un desplazamiento vertical del plato giratorio, cualquiera que sea la inclinación del plato y ello produce una variación en el paso colectivo. Si la actuación de los tres actuadores es diferente, se produce, cualquiera que sea la posición vertical del plato, una variación de la inclinación del mismo y ello provoca una variación del paso cíclico de las palas.

1.7. Información meteorológica

La situación general en la Comunidad de Madrid entre las 5:00 h y las 7:00 h UTC, de acuerdo a la información proporcionada por el Instituto Nacional de Meteorología, era que había una banda nubosa de nubes medias y altas con algunos cúmulos o grandes cúmulos que afectaban a la zona considerada (de Villarejo de Salvanés). Los vientos en superficie en dicha zona eran flojos, de 3 a 5 kt, del sureste. Los vientos pronosticados a 1500 metros eran del sur de 10 a 15 kt.

El METAR del Aeropuerto de Barajas del día 26-7-1998, a las 6:00 h UTC era:

Viento: Calma.

Visibilidad: 10 km o más

Nubosidad: 3 a 4 octas a 4000 ft, 3 a 4 octas a 10000 ft

Temperatura: 21º C

Punto de rocío: 13ºC

Presión a nivel del mar: 1014 mb

1.8. Ayudas a la navegación

No son relevantes para la investigación de este accidente.

1.9. Comunicaciones

No se tiene constancia de que el helicóptero efectuase ninguna comunicación durante su vuelo de crucero desde San Vicente del Raspeig hasta que impactó contra el suelo en Villarejo de Salvanés.

1.10. Información sobre el aeródromo.

No es relevante en la investigación de este accidente.

1.11. Registradores de vuelo

La aeronave no llevaba registradores de vuelo. No son preceptivos para las de su tipo.

1.12. Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

El accidente había ocurrido en el paraje conocido como “Monte de los de Madrid”, término municipal de Villarejo de Salvanés (Madrid), a la altura del km 5,500 de la carretera M-321 de Villarejo de Salvanés a Villamanrique de Tajo.

Al llegar el equipo investigador al lugar del accidente, se observó que el helicóptero, que había chocado con un pequeño olivo, se encontraba a unos 50 m de la carretera y en posición invertida, con el tren de aterrizaje retraído. En el Anexo A puede verse un croquis de la disposición de restos, y en el Anexo B se han incluido una serie de fotografías del estado de los restos tal y como se encontraron.

El terreno era de tierra de labor, llano y con poca vegetación.

La mayor parte de los restos, incluyendo las partes proyectadas, se encontraban en un círculo de unos 30 m de radio.

El rotor aparecía en el lado izquierdo del fuselaje. La cabeza del rotor tenía las cuatro palas aún sujetas, aunque sus bordes de salida se habían desprendido y los largueros estaban muy dañados. El larguero de la pala roja estaba roto. El cojinete de elastómero se había despegado de su alojamiento. Las marcas en el terreno y resto de evidencias indicaban que las cuatro palas del rotor principal habían golpeado contra el suelo, se habían fracturado, y los bordes de salida y otras partes de ellas habían salido despedidas en línea recta. Además, se encontró un trozo metálico de la protección antiabrasión y el carenado de punta de una pala al otro lado de la carretera, a unos 60 m de la situación de los restos principales.

El soporte de la pata derecha del tren estaba muy dañado, mientras que el de la pata izquierda aparecía menos afectado por el impacto.

Estos hechos indicaban que el rotor había entrado girando durante el accidente. La deformación del fuselaje sugería que la actitud en el momento del impacto debió ser de morro alto y alabeo a la derecha.

El cono de cola había sido cortado por las palas del rotor principal durante la secuencia del impacto, y había quedado a unos 6 m detrás del fuselaje. El rotor de cola se había desprendido y había quedado cerca del cono. Las dos palas del rotor de cola estaban presentes y fuertemente dañadas.

La batería había salido despedida hasta unos dos metros a la derecha del fuselaje, con el consiguiente daño a la sección de morro del fuselaje, que por lo demás no presentaba aplastamiento.

Los depósitos de combustible se habían roto y cierta cantidad de combustible se había derramado. No fue posible estimar la cantidad de combustible que había a bordo en el momento del accidente.

1.13. Información médica y patológica

El piloto y único ocupante de la aeronave presentaba una serie de lesiones incompatibles con la vida. La causa fundamental de la muerte fue politraumatismo. El cuerpo había quedado sujeto por los cinturones dentro del helicóptero, de donde fue extraído por los bomberos. Presentaba fractura abierta de extremo distal de tibia y peroné derechos, lo que era congruente con el hecho de que el helicóptero había chocado con el suelo inclinado hacia el lado derecho, y con una situación en la que el piloto estuviera metiendo pie derecho.

Se realizó un análisis químico-toxicológico y en el mismo no se detectó ninguno de los tóxicos investigados.

1.14. Incendio

No se produjo incendio durante el accidente. Se observó que los depósitos de combustible se habían roto y se había derramado combustible sobre el terreno.

1.15. Supervivencia

Aunque el piloto, que llevaba casco de vuelo, quedó sujeto por el cinturón de seguridad, el impacto se produjo con elevada velocidad vertical y con el helicóptero inclinado sobre su lado derecho (el lado en el que se sentaba el piloto). El espacio libre del habitáculo quedó fuertemente disminuido debido al aplastamiento del lado derecho del fuselaje y del techo de la cabina. Ambos asientos habían quedado deformados hacia la derecha como resultado de las fuerzas de inercia resultantes del impacto. El asiento derecho se había desprendido de los raíles de sujeción.

La observación de los restos conducía a la conclusión de que las posibilidades de supervivencia al impacto eran muy escasas.

El testigo que presenció el accidente se dirigió a la carretera cercana al lugar y consiguió que un automovilista llamara por teléfono a los servicios de emergencia, que se personaron a los pocos minutos.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1. <u>Inspección detallada de los restos en hangar</u>

Durante la tarde del día del accidente, una vez efectuada una detallada inspección de la disposición de los restos in situ y tras haberse dado por finalizada la fase de investigación en campo, los restos del helicóptero fueron trasladados a un hangar en Alcorcón (Madrid), para proceder a una inspección más detallada del estado de la estructura y sistemas del helicóptero y determinar si algunas partes del mismo debían enviarse a laboratorios especializados para examen exhaustivo.

Esta inspección comenzó al día siguiente del traslado de los restos, con asistencia de personal del fabricante del motor, Pratt & Whitney Canada, y de personal del fabricante de la aeronave, Agusta, además de miembros de la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil, del operador y de la Dirección General de Aviación Civil.

Se reseñan a continuación, de modo resumido a partir de los informes detallados preparados por los asistentes, las conclusiones más relevantes de esta inspección. Para la referencia a las diferentes partes y componentes del motor, se utilizan en ocasiones, entrecomillados, los términos en inglés reflejados en su manual de mantenimiento.

1.16.1.1. Inspección de los restos de la célula

Los restos se colocaron en la posición normal del helicóptero en tierra, y se pudo comprobar de nuevo que la deformación se había producido sobre todo en el lado derecho del fuselaje. La cabina de vuelo estaba totalmente aplastada. Los asientos estaban inclinados hacia la derecha. Se quitaron los capots para obtener buena visibilidad y se cortó la estructura para tener acceso a los mandos de vuelo.

Los instrumentos y mandos de vuelo daban las siguientes lecturas y estaban en las siguientes posiciones:

- Anemómetros del lado izquierdo y derecho: 0 KIAS

- Altímetro del lado derecho: 2700 ft (reglaje 1014 hPa)

- Altímetro del lado izquierdo: 2600 ft (reglaje 1014 hPa)

- Indicador de velocidad vertical lado derecho: 450 ft/min descendiendo

- Indicador de velocidad vertical lado izquierdo: 925 ft/min descendiendo

- Panel de Helipilot (piloto automático): SAS 1: Off
(SAS: “stability augmentation system”) SAS 2: Off
COUPL.: On
Autotrim: On
Attitude Hold: On

- Interruptor de control del sistema hidráulico: BOTH

- Los dos horizontes artificiales (“Attitude Director Indicator”) marcaban 40º de ángulo de alabeo a la derecha.

- La caja de controles de la palanca de colectivo se había desprendido, y en ella se veía que el Eng. Gov. estaba en auto y las RPM en 102.

El mástil del rotor principal aparecía fuertemente inclinado hacia atrás. Los montantes delanteros habían roto a tracción. El montante trasero derecho estaba doblado y el trasero izquierdo estaba doblado y roto. El plato antipar se había doblado y roto por su lado izquierdo.

La transmisión del rotor al eje estaba rota.

Como ya se vio en el campo al observar el cono de cola, se pudo comprobar que el fuerte batimiento hacia abajo de las palas había hecho que una de ellas golpeara el escape del motor, la zona trasera de equipajes, la cola horizontal y la varilla de control del rotor de cola.

El eje transmisor del rotor de cola se había partido en su parte delantera, y había sufrido deformación en otras zonas.

El propio rotor podía ser girado a mano, pese al daño que se había producido sobre todo en sus palas.

Al mirar a través de la mirilla los depósitos de líquido hidráulico parecía vacíos, y diversas tuberías hidráulicas se habían roto.

Los expertos consideraron que las evidencias indicaban que tanto el rotor principal como el de cola estaban girando con energía en el momento del impacto.

1.16.1.2. Inspección de los restos de los motores

Ambos motores se habían desprendido de sus bancadas. Las tomas de aire estaban rotas y deformadas, pero por lo demás, con la excepción de algunos daños menores en los “Fuel Management Modules” debidos al impacto, los motores no tenían aparentemente deformaciones, abolladuras o aplastamientos externos.

Los conductos y capots de escape de la célula sí estaban fuertemente dañados y deformados.

Los discos de la turbina de potencia, con sus álabes, estaban intactos en ambos motores y podían ser girados fácilmente a mano.

Los ejes transmisores de ambos motores se habían soltado de los acoplamientos con la transmisión principal. Tenían algunas suaves marcas en espiral que indicaban que habían contactado con partes adyacentes de la estructura.

El compresor del motor BC0028 (izquierdo) podía girarse a mano. En el motor derecho no se pudo comprobar porque la distorsión de la toma impedía que se parte exterior se pudiera desmontar con facilidad. En este motor era patente la existencia de polvo y tierra en la toma de aire. La toma de aire del motor izquierdo estaba relativamente limpia.

Los controles electrónicos del motor (EEC) eran visibles, aunque no podían desmontarse al estar partes de la célula aplastadas a su alrededor. Los controles de motor en la cabina de vuelo que pudieron observarse mostraban las siguientes posiciones:

- “Engine Governor Switches”: Modo normal

- Palancas de potencia: La izquierda en posición de vuelo y la derecha ligeramente adelantada, hacia el máximo.

- “Rotor % RPM switch”: 102%

La caja de interruptores del mando colectivo se encontró separada de la palanca.

Después de esta inspección inicial, se determinó que no había en principio sospecha de que los motores hubieran contribuido al accidente, por lo que no se continuó con un examen más detallado y las investigaciones se centraron en otras partes del helicóptero, sobre todo en el sistema de control del rotor principal.

1.16.1.3. Segunda inspección de los restos de la célula

Al cabo de un tiempo de la primera inspección de los restos, de nuevo con la asistencia del fabricante, se procedió en el hangar en el que se encontraban, a un examen más detallado con los objetivos de:

- Verificar el tipo y secuencia de fractura de los controles de vuelo.

- Analizar el modo de fallo del elastómero de la pala roja.

Las conclusiones del fabricante eran que todas las fracturas analizadas aparentemente habían sido consecuencia del accidente. Se reproducen a continuación, de forma casi textual, las informaciones proporcionadas por los expertos que realizaron la inspección.

No se determinó que hubiera desconexiones en el sistema de control. En algunos pocos casos, un mismo componente mostraba dos secciones de fractura diferentes, con diferentes modos de fractura en cada sección. Los expertos determinaron que las fracturas probablemente ocurrieron en rápida sucesión con diferentes configuraciones de carga. Esto permitía en principio excluir la vibración como causa de las cargas que provocaron los fallos.

El elastómero número de pieza (P/N) 109-0111-04-101 (LORD P/N LB4-1077-4-1), número de serie LK0096, instalado en la pala roja estaba roto. La sección que había fallado era la primera capa de goma en la cara interior.

La fecha de curado de los 4 elastómeros era Septiembre de 1996. Se determinó que parte de la superficie no estaba bien pegada (aproximadamente el 25%). Había roce en una zona pequeña, casi despreciable. Si la pieza se hubiera roto previamente al impacto, las dos superficies estarían muy unidas por la fuerza centrífuga y, al hacer la pala diversos movimientos durante el accidente, el roce debería haber sido muy fuerte.

El fabricante informó que este elemento es un componente “tolerante al daño” sin vida límite, y se sustituye de acuerdo a su estado durante las inspecciones. El elastómero no mostraba signos de rozaduras de goma que son típicas cuando comienza la degradación de uno de estos componentes, por lo que se excluía la posibilidad de fallo progresivo.

El fabricante también informó que el elastómero está siempre cargado a compresión, tanto en tierra (700 kg) como en vuelo (14000 kg). Esta carga de compresión mantiene la posición correcta del elastómero incluso en el caso de que falle alguna capa de goma. Por lo tanto, la ausencia de la carga de compresión puede ser crítica para la integridad estructural del elastómero. En su opinión, esa condición sólo podía haberse dado en las etapas finales del choque del helicóptero mientras el rotor ya se estaba parando.

Los cuatro brazos de la cabeza del rotor mostraban signos de contacto contra el alojamiento del elastómero. Las marcas eran coherentes con el movimiento de las palas durante el impacto contra el suelo. El brazo rojo parecía ligeramente más dañado que los otros. El resto de evidencias indicaban que la pala roja había sido la primera en golpear con el suelo.

Las roturas de los cuatro topes de batimiento eran iguales, lo que daba idea de la misma secuencia de rotura. El fallo de uno de estos topes puede ocurrir sólo cuando el elastómero está en la posición correcta, y después de que falle el tope estático inferior.

Además de los dos exámenes indicados (mandos de vuelo y elastómero), se realizaron también las siguientes determinaciones:

- Interruptores de control de modos de funcionamiento del motor situados en el panel de techo: Se observó que la posición de estos interruptores no era la normal de vuelo. El “switch” del motor 1 estaba en “IDLE” y el del motor 2 en “OFF”. Las palancas de gases, usadas sólo para mando manual del “governor” de cada motor, estaban ambas en posición de vuelo.

El panel de techo estaba muy dañado y otros interruptores estaban dañados o deformados debido al choque. Sin embargo, la posición de “OFF” sólo puede alcanzarse tras pulsar y rotar el interruptor, mientras que la posición de “IDLE” basta con una simple rotación.

Esta posición del interruptor del motor 2 era la única indicación de mal funcionamiento de algún motor, mientras que las marcas de las partes rotatorias indicaban que los rotores principal y de cola giraban con energía durante el impacto. Un fallo de motor hubiera requerido, de acuerdo al manual de vuelo, poner la palanca de gases en “OFF” y cortar el combustible, mientras que ambas se encontraron en posición normal de vuelo.

- Carenados de punta de pala del rotor principal: los cuatro carenados se habían desprendido de las palas pero se encontraron en el lugar del accidente. Estaban fuertemente dañados, de modo consistente con su

impacto con el suelo mientras el rotor giraba. La partes desprendidas de las palas no indicaban que se hubieran despegado.

- Protección del borde de ataque de la pala azul del rotor principal: Una parte de esta protección fue encontrada a unos 60 m de los restos principales. Esta pieza mostraba una buena condición del pegado al larguero y los daños eran consecuencia de impacto contra el suelo con el rotor girando, con lo que se consideró que la pieza no podía haberse desprendido en vuelo.

- Tope estático inferior del "grip": Los cuatro topes se habían desprendido de los grip. Mostraban fallo de tipo estático al haber golpeado contra el anillo flotante a consecuencia de un movimiento excesivo de batimiento.

- Amortiguadores de arrastre: Los cuatro amortiguadores estaban rotos por la rosca del tensor. Los fallos eran de tipo estático por sobrecarga, tres en tracción y el otro, el de la pala roja, tenía una parte de flexión. El modo de fallo podía indicar que la primera pala que golpeó el suelo y causó una parada brusca del rotor fue la roja.

- Tornillo de fijación de la tijera de arrastre ("lower rotating scissors bolt"): Se estimó que el fallo de este tornillo era de tipo estático causado por sobre cargas de cortadura y, por lo tanto, parecía ser una consecuencia del choque.

- Pernos de los montantes de la transmisión ("transmission mounting rods"): Los pernos delanteros habían roto estáticamente en tensión, mientras que los traseros estaban deformados en pandeo, con el izquierdo roto en flexión. También el plato anti-par había fallado en la cara izquierda, con lo que se corroboraba la hipótesis de que la actitud del helicóptero en el impacto hubiera sido de morro arriba y alabeo a la derecha.

1.16.2. Inspección de diversos componentes en laboratorio

Puesto que tras los primeros exámenes de los restos en campo y en un hangar no se había podido encontrar evidencias claras de fallos anteriores al impacto contra el suelo de ninguna pieza o componente, ni de mal funcionamiento de ningún sistema del helicóptero, se decidió seleccionar una serie de piezas (herrajes y varillas de mando algunas de las cuales mostraban dobles fracturas) cuyas fracturas inducían a dudas en cuanto al mecanismo de rotura que habían seguido, y enviarlas a un laboratorio especializado para que las examinase al detalle y emitiese el correspondiente dictamen sobre las causas de sus roturas.

A este efecto, las piezas seleccionadas fueron enviadas al "Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial" (INTA) para su análisis. En el Anexo C se incluyen fotos de algunos de los catorce conjuntos enviados al INTA.

El laboratorio de la División de Materiales y Estructuras del INTA analizó las piezas, realizó estudios de los caracteres macro y microfractográficos de las

roturas examinadas, y elaboró el informe “Estudio de las fracturas de herrajes y varillas de mando del helicóptero Agusta A-109E, matrícula EC-GQX” (referencia FS1/RPT/4310/057/INTA/00).

En este informe se presentan las siguientes deducciones:

- Todas las roturas presentan un carácter dúctil.

- El pequeño desarrollo de las cúpulas es característico de un proceso de aplicación de carga a alta velocidad.

- En ningún caso se han encontrado caracteres, ni macro ni microfactográficos, característicos de roturas por fatiga, diferidas bajo carga estática ni de procesos de corrosión.

- En ninguna de las roturas examinadas se han encontrado señales, huellas o marcas, que por su entidad o posición sean significativas e indicativas de entrada concentrada de carga por sitios o zonas diferentes a las normales de entrada de carga en los elementos que han sufrido roturas.

El informe incluye una descripción detallada de los sistemas de cargas que habían actuado básicamente sobre los distintos elementos en el proceso de rotura. No se considera necesario incluir en este apartado dichas descripciones por ser muy extensas y no afectar a las conclusiones genéricas antes apuntadas.

Las conclusiones definitivas del informe son:

- Todas las roturas se han producido por sobrecarga estática con alta velocidad de aplicación de carga, habiéndose producido, en todos los elementos rotos, la entrada concentrada de cargas por las zonas previstas de acoplamiento de los mismos.

- No se ha encontrado en las roturas examinadas indicios de rotura progresiva (fatiga o corrosión bajo tensiones), ni tampoco efectos de corrosión general o local que pudieran haber debilitado la resistencia mecánica de los elementos rotos.

- No se ha observado en el desarrollo de las roturas ningún indicio de defecto local del material de las piezas rotas que hubieran podido tener influencia en el inicio o desarrollo de las roturas.

- Las características de las roturas de los ejes huecos de acoplamiento indican que en el momento de producirse el impacto del helicóptero con el suelo, la turbina y la caja principal de engranajes se encontraban acoplados a través de los ejes huecos.

En consecuencia, todas las piezas examinadas se han roto como resultado del impacto del helicóptero con el suelo; es decir, el fallo primario que ha provocado el accidente no está entre las piezas examinadas.

1.16.3. Estudio de la rotura del tornillo de fijación de la tijera inferior de arrastre del sistema de mando de las palas del rotor principal

Como resultado de todas las inspecciones y estudios en laboratorio descritos con anterioridad, no habían podido encontrarse pruebas concluyentes de fallo o malfunción de ningún conjunto, pieza o componente del helicóptero, y se mantenían varias líneas de investigación abiertas hasta que un hecho clave cambió el curso de los acontecimientos.

En efecto, tal y como se indica en el apartado 1.17 de este informe, el fabricante y el operador de la aeronave informaron al equipo investigador, el 29 de Agosto de 2000, sobre una deficiencia encontrada en la investigación de dos accidentes de helicópteros del mismo modelo, ocurridos en el Reino Unido los días 14 de Enero y 17 de Junio de 2000, en los cuales no se habían producido víctimas mortales.

En los restos del helicóptero que había sufrido el segundo accidente se había encontrado montada al revés la tijera inferior de arrastre del sistema de actuación del rotor principal, y la consecuente re-inspección de los restos del helicóptero que había sufrido el primer accidente encontró la misma deficiencia en cuanto al montaje de dicha pieza.

En los dos casos se daba la circunstancia de que se habían realizado operaciones de mantenimiento en el rotor principal, aproximadamente 2 horas de vuelo antes de producirse los respectivos accidentes.

Puesto que en el accidente del EC-GQX se habían dado las mismas circunstancias, se realizó una nueva inspección de los restos de este helicóptero, que seguían en un hangar de Alcorcón, y se encontró la misma deficiencia de montaje.

Se desmontaron los elementos afectados y se enviaron al INTA para su estudio con vistas a la determinación de la causa y tipo de fractura del tornillo de fijación de la tijera inferior de arrastre del plato giratorio del mando de ángulo de las palas del rotor principal. Los componentes enviados eran, aparte del propio tornillo con su tuerca:

- el plato giratorio,

- la tijera de arrastre del plato giratorio completa (plato de unión a la cabeza del rotor, y los dos brazos),

- la cabeza del rotor principal con tres de las cuatro palas acopladas, los cuatro amortiguadores hidráulicos también acoplados al plato de anclaje (arrastre y articulación) de las palas,

- tres de las cuatro varillas de conexión para cambio de paso, entre la raíz de la pala y el plato giratorio,

- una de las cuatro palas del rotor, junto con su varilla de conexión al plato giratorio todavía acoplado a la pala,

- el subconjunto formado por el plato basculante no giratorio y el cilindro hueco con rótula en un extremo sobre la que bascula el plato mencionado,

- las platinas de retención de rodamiento y casquillo superior de la rótula, y la tornillería de unión de esas piezas.

1.16.3.1. Resultado del informe del INTA

Como resultado de sus trabajos, el INTA elaboró el informe "Estudio de la rotura sufrida por el tornillo de fijación de la tijera de arrastre del sistema de mando de las palas del rotor principal del helicóptero accidentado Agusta A-109-E, Matrícula EC-GQX", ref. FS1/RPT/4310/005/INTA/01. En el Anexo D se han incluido diversas fotos extraídas de este informe y que ilustran el resumen que se presenta a continuación.

Se sometió a estudio el mencionado tornillo, apreciándose visualmente que se había recibido roto en dos partes; una de ellas, la parte correspondiente a la zona roscada en la que se encontraba la tuerca, alojada en la rótula del brazo inferior de la tijera con la presencia de arandela en copa, y la segunda, correspondiente a la cabeza, empotrada en el plato giratorio.

El trozo de tornillo que se recibió alojado en el brazo de la tijera, una vez extraído de ésta, presentaba una rotura en la caña, a la altura del empotramiento en el plato giratorio, desarrollada en gran parte en una superficie aproximadamente plana con una inclinación aproximada de 45º respecto al eje longitudinal del tornillo. El recorrido de la rotura en la intersección con la superficie cilíndrica del tornillo es acorde, en general, con el contorno de este plano, excepto en dos pequeños tramos, de aproximadamente 45º, en que es perpendicular al citado eje.

Este tornillo presentaba un recubrimiento protectivo que, en ciertas zonas de la caña, estaba parcialmente eliminado por ludimiento (frotamiento) con el interior de la rótula de acoplamiento con el brazo inferior de la tijera.

En la parte de la caña inmediatamente próxima al tramo de recorrido de rotura perpendicular al eje longitudinal del tornillo se observaban dos marcas de indentación paralelas en un arco de circunferencia inferior a 90º, siendo coincidente una de ellas con el tramo del recorrido de la rotura citado anteriormente.

Por otra parte, en la arandela en copa, que se encontraba entre la tuerca y el brazo inferior de la tijera, se observaba una marca de indentación producida por la presión de la arandela contra la pared exterior del brazo inferior de la tijera, en cuya pared se observaba la contrahuella correspondiente.

La tuerca aparecía girada con respecto a la posición inicial, en relación con el tornillo, ya que el pasador de aletas, utilizado en el frenado, aparecía con las aletas deformadas y desplazadas con respecto a la posición y deformación lógica resultante del frenado. La aleta superior, doblada sobre el exterior del tornillo, aparecía situada entre la cresta de la rosca y la almena, mientras que la aleta inferior aparecía muy desviada de la posición paralela al eje longitudinal del tornillo.

Extraído el pasador de aletas, se pudo comprobar que la tuerca podía hacerse girar con los dedos, en el sentido de la rosca, aproximadamente vuelta y media, antes de que el primer hilo de rosca de la tuerca tropezase con la salida de rosca del tornillo.

El material del tornillo fue analizado en el INTA y se obtuvo que correspondía a un acero tipificado como SAE 8640. También se analizó su contenido en hidrógeno, y se obtuvo que tenía 1.9 partes por millón en la superficie y 0.9 partes por millón en el núcleo.

El tornillo presentaba un recubrimiento protectivo que, analizado por la técnica de dispersión de energía de rayos X, correspondía a cadmio.

Se analizaron probetas de secciones del material del tornillo obtenidas por cortes transversales y longitudinales para determinar su microestructura metalúrgica. Se concluyó que correspondía, en este tipo de acero, a un tratamiento térmico de templado y revenido a 425ºC, aproximadamente.

Se preparó otra probeta para determinar el tamaño de grano austenítico primitivo, que una vez observada al microscopio puso de manifiesto la presencia de un tamaño de grano dúplex, que podía considerarse fino.

La dureza media del material del tornillo resultó ser de 434 HV a 30 kg, equivalente a 44 HRc y a un esfuerzo de rotura de 1430 MPa.

1.16.3.1.1 ESTUDIO MACROFRACTOGRÁFICO DE LA ROTURA DEL TORNILLO

Del estudio macrofactográfico de la superficie de fractura se observó que no había macrodeformación plástica generalizada, ni asociada a la fractura. La superficie de rotura presentaba una textura suave en la que se apreciaba un relieve direccional de rugosidad poco marcada, que en el plano de rotura de la zona A (ver figura INTA III.16 en el Anexo D) presentaba un carácter más suave con una direccionalidad menos acusada que en el resto de la superficie de fractura.

Dichas marcas direccionales indicaban un desarrollo de rotura en la dirección diametral entre las zonas A y B citadas. En la zona A se apreciaba la existencia de estrías periféricas (ver figura INTA III.15 en el Anexo D) indicativas de orígenes de grietas en planos paralelos muy próximos entre sí.

No se observó ningún tipo de discontinuidad, en lo que se refiere a la textura y a las marcas direccionales, entre los dos planos de la rotura mencionados (A y B en la mencionada figura INTA III.16) y el resto de la superficie de fractura, ni tampoco discontinuidades ni cambios bruscos de orientación en la superficie general de la fractura.

Este estudio macrofractográfico indicaba que la rotura se había desarrollado por un mecanismo continuo, a partir de la superficie exterior del tornillo en la zona A y concluyendo su desarrollo en las proximidades de la pared exterior del tornillo en la zona B. La ausencia de macrodeformación plástica indica que el proceso de rotura, considerado desde el punto de vista macroscópico, había sido de carácter frágil.

1.16.3.1.2 ESTUDIO MICROFRACTOGRÁFICO DE LA ROTURA DEL TORNILLO

En el plano perpendicular al eje longitudinal del tornillo (zona A de la figura III.16) y situado en la parte superior del diámetro paralelo al eje del rotor principal, se observó por medio del microscopio electrónico de barrido a 1000 aumentos, en zonas alejadas aproximadamente 1 mm de la pared exterior del tornillo, una micromorfología formada por plataformas de contorno irregular, delimitadas en gran parte por bordes blancos, que aparecían como superpuestas y presentaban un relieve irregular que no se resolvía a los aumentos citados. A mayores aumentos (5000 X), estas plataformas presentaban un relieve complejo que en parte de ellas se resolvía como formas estriadas, no muy bien definidas, con la presencia de microgrietas asociadas.

Esta micromorfología es típica de roturas producidas por fatiga en aceros de alta resistencia templados y revenidos, como es el caso del material del tornillo objeto de estudio.

1.16.3.1.3 ESTUDIO DE LA TIJERA

El conjunto de la tijera se recibió en un estado en el cual la disposición del brazo inferior no correspondía con la que se desprende de la información recibida de Agusta, como puede verse comparándola con el esquema recibido del fabricante en la figura INTA III.29-A del Anexo D.

Además, en este esquema se observa que, entre la tuerca de sujeción y la rótula, junto a la arandela en copa (“cup washer”) se encuentra la arandela cónica (“bevelled washer”), mientras que en el conjunto recibido de la tijera (figura INTA III.29-B) solamente se encontraba la arandela en copa entre la tuerca y la rótula; no se recibieron ni la arandela cónica ni la arandela fina (“thin washer”).

En la figura INTA III.30 del Anexo D puede observarse que entre la rótula y la rotura del tornillo queda un espacio en el que probablemente estuvieran colocadas las dos arandelas (cónica y fina) citadas anteriormente.

En el montaje que traía el helicóptero, además de la diferente disposición de las arandelas, el brazo inferior de la tijera estaba montado girado 180º respecto a su eje longitudinal, en relación con la posición indicada por el fabricante en la figura INTA III.29-A.

En la zona del brazo inferior de la tijera en que se aloja el tornillo roto se observaban marcas de aplastamiento que sí estaban relacionadas con el proceso de rotura. Una de ellas estaba situada en la pared exterior del brazo inferior por encima de la rótula. Esta huella se correspondía con la situada en la pared convexa de la arandela en la zona en que dicha arandela presentaba una deformación por flexión y en la que, a su vez, presentaba una indentación profunda en su cara cóncava, que había sido causada por la presión ejercida por la tuerca.

Estas huellas permitían deducir las posiciones relativas que habían tenido la tijera y el tornillo, y que en estas posiciones el brazo inferior de la tijera había ejercido cargas verticales de importancia sobre el extremo roscado del tornillo, como quedaba reflejado por la intensidad y profundidad de la huella de indentación, producida por la tuerca, presente en la arandela y por la deformación sufrida por ésta.

También se habían producido deformaciones en el anillo de alojamiento de la rótula, bajo la presión ejercida por la propia rótula como consecuencia del desplazamiento angular del brazo inferior, que ha sobrepasado los valores normales que se pueden alcanzar en su funcionamiento correcto.

1.16.3.1.4 ESTUDIO DEL PLATO GIRATORIO Y VARILLAS

El plato giratorio, con forma de estrella de cuatro puntos, se puede ver en la figura INTA I.2 del Anexo D. En las cuatro puntas del plato se encuentran las horquillas de alojamiento de las varillas, señaladas como A, B, C y D en dicha figura.

Las varillas citadas son las conexiones mecánicas del plato giratorio con las orejetas de la base de las palas del rotor y que actúan para variar el calado (ángulo de paso) de las mismas.

En la posición de la horquilla A se encuentra el empotramiento del tornillo de acoplamiento de la tijera al plato giratorio, señalado con una flecha en la figura INTA III.36. En la pared del plato se puede ver la zona de empotramiento del tornillo y la superficie de fractura de la parte del mismo alojada en el citado empotramiento. En esa pared se observaba una huella en forma de anillo circular producida por la presión de la arandela fina, con una marca de indentación.

Se observaban otras huellas producidas por la presión de las varillas sobre las paredes del plato giratorio debidas a un retardo en el giro del plato respecto al giro del rotor principal.

1.16.3.1.5 INFORME DE HECHOS ESTABLECIDOS POR LOS ESTUDIOS

De todas las roturas presentes en las piezas examinadas, solamente la rotura del tornillo de acoplamiento al plato giratorio del brazo inferior de la tijera de arrastre presenta características (rotura progresiva por fatiga) que no corresponden a rotura producida por impacto del helicóptero contra el suelo y puede, por tanto, ser el fallo primario en vuelo que provocó el accidente.

Los caracteres microfractográficos presentes en la superficie de fractura del tornillo son típicos de un proceso de rotura por fatiga en el tipo de material del tornillo y permiten clasificar inequívocamente la rotura del tornillo como una rotura progresiva por fatiga bajo la acción de cargas variables repetidas suficiente número de veces.

Las características del material empleado en la fabricación del tornillo indican que el material es correcto y no presenta ningún defecto, por lo que no existe ningún factor intrínseco del material que justifique un comportamiento del mismo inferior al esperable ante cualquier tipo de solicitación mecánica, incluida la de fatiga.

El proceso de propagación de la rotura fue rápido y continuo, culminando en un área final de rotura por carga estática muy reducida, pero con la aparición gradual de cúpulas (mezcladas con estriaciones) antes de la rotura final.

La no existencia de playas de fatiga en la superficie de fractura concuerda con lo expuesto. Esto quiere decir que no había habido detención del proceso de propagación, pero sí podía haber habido interrupción de la solicitación mecánica durante la fase de cebado de la grieta, fase durante la cual la grieta, que luego se propagó, no era aún detectable, y que suponía una fracción muy importante del número total de ciclos necesarios para la rotura.

La solicitación básica sobre el tornillo había sido la flexión del mismo, actuando como viga en voladizo, principalmente bajo la acción de un momento flector en el plano definido por el eje longitudinal del tornillo y el eje de giro del plato giratorio (plano X-Y), aunque en presencia de otro momento flector de menor entidad en un plano paralelo al plato giratorio.

En condiciones normales, la única acción que ejerce la tijera sobre el tornillo es una fuerza tangencial, que la recibe a través de la rótula de acoplamiento al brazo inferior de la tijera.

Si las condiciones normales de funcionamiento se vieran alteradas por la variación en la disposición de montaje de la tijera en la que se encontró el conjunto, el brazo inferior de la tijera llegaría a ejercer una acción de palanca que alcanzaría un nivel de solicitación importante que provocaría la aparición del momento flector en el plano X-Y antes mencionado.

Además de los mencionados momentos flectores, sobre el tornillo pudieron haber actuado la tensión inicial inducida por el apriete de la tuerca y la torsión inducida durante la aplicación de dicho par. El valor del par de apriete debe estar, según la documentación del fabricante, entre 81 y 104 cm*kg y estos valores, dado el diámetro del tornillo, no inducen tensiones importantes frente a las producidas por la flexión.

El factor preponderante y suficiente por sí mismo que ha provocado la rotura por fatiga sufrida por el tornillo, ha sido la posición incorrecta de montaje del brazo inferior de la tijera. La influencia de esta posición aparece bien patente comparando las figuras INTA III.29-A y III.29-B (nótese que en dichas figuras el brazo superior de la tijera está en la misma posición).

La otra anormalidad observada (la arandela cónica no estaba entre la arandela en copa y el lateral de la rótula) no es relevante frente al efecto de la inversión en el montaje del brazo inferior de la tijera y aún más, si se comparan las figuras III.29-A y III.29-B, en el caso de la disposición del brazo de la tijera según III.29-B, resulta más lógica y casi obligada la posición de la arandela cónica reflejada en esa figura.

Al producirse la rotura del tornillo en que se articula el brazo inferior de la tijera de arrastre, el plato giratorio se retrasa angularmente respecto a la posición que debe ocupar en relación con el plato de anclaje de las palas del rotor. Como consecuencia de este retraso, las varillas de conexión del plato giratorio a las orejetas situadas en la base de las palas del rotor se inclinan en la dirección de rotación del rotor, hasta apoyar en la pared interior de las horquillas de alojamiento en el plato giratorio de las rótulas del extremo inferior de las mencionadas varillas, siendo ahora a través de éstas como se efectúa el arrastre del plato giratorio. La inclinación de las varillas así originada produce una disminución del paso.

Por tanto, la rotura del tornillo de la tijera provoca inmediatamente una disminución de paso de las palas del rotor principal, con la consiguiente pérdida de sustentación, y además la alteración funcional grave del dispositivo de control y mando.

La magnitud de las huellas y deformaciones presentes parecen excesivas para haberse producido solamente por acción de arrastre y su origen debe atribuirse a la acción de los actuadores hidráulicos sobre el conjunto plato no giratorio-plato giratorio al tratar de corregir la pérdida de sustentación aumentando el paso de las palas mediante el desplazamiento vertical de dicho conjunto, lo que, en las posición inclinada de las varillas de conexión, fuerza éstas aún más en su apoyo sobre los laterales de las horquillas de alojamiento de las rótulas de las varillas.

Se consideró también la posibilidad de que el tornillo, aunque agrietado ya por un proceso de fatiga consecuencia de la anomalía detectada en el montaje de la tijera, aún no estuviera roto del todo y la rotura se hubiese consumado bajo los efectos del impacto contra el suelo de las palas del rotor principal. Se concluyó que esto no podía haber sucedido porque:

- No se encontró en el estudio de la fractura ninguna evidencia ni aún indicio de discontinuidad en el proceso de rotura.

- Si la reacción del terreno sobre las palas del rotor al detenerlas tuviese una componente que ocasionase en las palas una disminución de paso estando aún sin acabar de romper el tornillo, la tijera de arrastre, que tendería a cerrarse, transmitiría efectivamente al tornillo una solicitación de flexión del mismo sentido que la que ha actuado en el proceso de fatiga, pero, al romperse el tornillo, la inercia del giro del plato giratorio, que ahora se adelantaría en relación con la posición angular que debe tener con respecto al plato de anclaje y las varillas de conexión se inclinarían en sentido contrario al antes mencionado, y esta violenta acción habría dejado marcas de apoyo en las paredes de las horquillas de alejamiento de las rótulas del plato giratorio, opuestas a la posición de las huellas realmente encontradas.

1.16.3.1.6 CONCLUSIONES DEL INFORME DEL INTA SOBRE EL TORNILLO Y PLATO GIRATORIO

El estudio realizado de los elementos del rotor principal y su sistema mecánico de mando, pone de manifiesto que el helicóptero de que proceden sufrió en vuelo la rotura por fatiga del tornillo de articulación al plato giratorio del brazo inferior de la tijera de arrastre de dicho plato.

Esta rotura originó inicialmente una disminución del paso circunferencial de las palas, con la consiguiente disminución brusca de sustentación de las palas y pérdida, además, del correcto control de paso de las palas.

El tornillo roto no presentaba ningún defecto intrínseco del material con que estaba construido, ni tampoco ningún defecto del tratamiento térmico aplicado o de realización mecánica del tornillo.

El proceso de fatiga sufrido en funcionamiento por el tornillo, fue producido por la aplicación sobre el mismo de un momento flector, variable y repetido, actuando en el plano definido por el eje longitudinal del tornillo y la propia tijera. Este momento, que no se produce en las condiciones previstas de funcionamiento normal, se originó como consecuencia de un montaje defectuoso del brazo inferior de la tijera de arrastre, que se instaló girada 180º respecto a su eje longitudinal, en relación con su posición correcta.

Las características fractográficas de propagación de la rotura por fatiga corresponden a un proceso continuo y rápido. Previo a este proceso de

propagación existió necesariamente un proceso de cebado de la grieta (dañado del material) que no es detectable por inspección al no haberse iniciado aún la grieta; esta parte de cebado requiere, bajo la misma solicitación, un periodo de tiempo que supone una parte considerable del número total de ciclos necesarios para la rotura.

1.16.4. Trayectoria de la aeronave

La aeronave despegó de San Vicente del Raspeig (Alicante) y se dirigía a Las Rozas (Madrid). En el Anexo A se presenta una reconstrucción de la trayectoria final de la aeronave tal y como fue descrita por un testigo, junto con un croquis de la dispersión de restos. Lo más relevante de esta parte final de la trayectoria es que la aeronave descendió rápidamente, giró 180º respecto a la derrota inicial que llevaba, y siguió descendiendo hasta chocar contra el suelo

1.16.5. Declaraciones de testigos

Un testigo que se encontraba trabajando en el campo declaró que vio al helicóptero a gran altura que llegaba en dirección Este-Oeste. Al cabo de unos segundos volvió a mirar y vio que había perdido considerable altura mientras el helicóptero se acercaba a su posición. Cuando hubo alcanzado la vertical del testigo, giró 180º pasando a volar de Oeste a Este mientras hacía mucho ruido y levantaba mucha polvareda y seguidamente cayó impactando en el suelo con la parte delantera, originándose una nube de polvo. Pudo comprobar que había quedado de lado, y el motor se había parado, y observó que salía un poco de humo de cuando en cuando.

No vio que saliesen llamas o humo del helicóptero cuando estaba volando.

Después, se dirigió a la carretera para ver si pasaba alguien y al momento pasó un vehículo cuya conductora llamó por teléfono para pedir ayuda.

1.17. Información adicional

1.17.1. Accidentes de aeronaves similares en el Reino Unido

El equipo investigador fue informado por el fabricante y el operador de la aeronave, el 28 de Agosto de 2000, sobre una deficiencia encontrada en la

investigación de dos accidentes de helicópteros del mismo modelo, mantenidos por el mismo centro de mantenimiento, ocurridos en el Reino Unido con posterioridad al del EC-GQX:

1.- Agusta A109E, G-JRSL, ocurrido el 14 de Enero de 2000, con resultado de 2 heridos leves de las 3 personas que iban a bordo (Referencia del "Air Accidents Investigation Branch", EW/C2000/01/01).

2.- Agusta A109E, G-TVAA, ocurrido el 17 de Junio de 2000, con resultado de 2 heridos leves de las 3 personas que iban a bordo (Referencia del "Air Accidents Investigation Branch", EW/C2000/6/6).

En el primer accidente, ambos pilotos a bordo oyeron un sonido que venía de arriba y atrás, y el helicóptero quedó casi fuera de control y hubo una pérdida total de energía eléctrica. Se produjo un alabeo a la izquierda y un cabeceo hacia arriba. El alabeo hacia la izquierda continuó, probablemente hasta pasar la vertical (más de 90º) y el helicóptero entró en un pronunciado picado mientras giraba. El comandante pudo finalmente ganar cierto control de la aeronave pero, pese a tirar de la palanca de colectivo para frenar el descenso en la etapa final de lo que parecía ser un aterrizaje sin motores, esta acción no tuvo ningún efecto y no se pudo evitar un fuerte impacto contra el suelo. Las palas del rotor principal, varillas de cambio de paso y muchos otros componentes de la zona de la cabeza del rotor, estaban rotos o desconectados como consecuencia del choque. La investigación del motor, del control de combustible y del sistema electricó y de aviónica no reveló ninguna deficiencia anterior al accidente.

A este helicóptero se le había realizado recientemente una inspección combinada Anual/100 horas, y durante la misma se le habían cambiado las tijeras de arrastre del plato giratorio. Sólo había volado unos 45 minutos desde ese cambio.

Mientras se realizaba la investigación de este accidente, el 17 de Junio de 2000 ocurrió el segundo que se ha reseñado más arriba, en el cual, estando a unos 300 ft de altura sobre el suelo y a 60 u 80 kt de velocidad, se oyó un fuerte ruido de la parte superior trasera de la cabina y el helicóptero comenzó a caer repentinamente. El helicóptero realizó una toma muy dura pero con poca velocidad horizontal. El tren se aplastó y la parte inferior del helicóptero sufrió fuertes daños, pero la zona de la cabeza del rotor quedó intacta, lo que permitió a los investigadores percatarse de que el tornillo de la tijera inferior de arrastre del plato rotatorio había fallado.

Después, se determinó que la tijera inferior había sido montada al revés de su posición normal, con lo que la rótula esférica a través de la cual pasaba el tornillo de fijación de la tijera tenía restringido su movimiento. Las arandelas "cup washer" y "bevelled washer", mencionadas en el Manual de Mantenimiento no estaban montadas.

Este helicóptero G-TVAA, construido en 1999, tenía 271 horas de vuelo, y el día antes del accidente, se le había cambiado la tijera inferior de arrastre debido a que se había detectado un juego excesivo en el cojinete de la

articulación de la tijera. Desde ese cambio, el helicóptero había volado 3 horas y 10 minutos hasta que ocurrió el accidente.

El examen metalúrgico del tornillo reveló que había fallado por fatiga

La constatación de este hecho produjo que se reexaminasen los restos del helicóptero G-JRSL y se encontró que también en ese caso las tijeras inferiores de arrastre habían sido montadas al revés. El tornillo de unión al plato giratorio también había fallado en este caso, aunque la primera inspección visual había determinado que la rotura se había producido como consecuencia del choque contra el suelo debido a que la cara fracturada formaba un ángulo de 45º con el eje del tornillo. Este tornillo fue también examinado en laboratorio y se determinó que su fallo se había producido por fatiga. La "bevelled washer" no se encontraba en su posición correcta.

Se determinó que en la información del manual de mantenimiento "...la representación de la tijera inferior no había sido dibujada con suficiente detalle para asistir a un mecánico para identificar la orientación correcta. Una pista de la instalación incorrecta habría sido que el reborde del casquillo de articulación tendría que estar en el lado opuesto al indicado para que pudiese encajar en la ranura mecanizada en la tijera inferior." . El manual no contenía información escrita sobre la correcta orientación de la tijera. De hecho, había un error en las instrucciones, ya que la "bevelled washer" se cita como ítem 29 cuando en el dibujo parece ser el 25.

El AAIB emitió 3 recomendaciones de seguridad al respecto el 14-7-2000

Estas circunstancias produjeron que se examinasen de nuevo los restos del helicóptero EC-GQX accidentado en España. Se encontró que la tijera inferior había sido montada al revés y se procedió a enviar todo el conjunto al INTA para su estudio, como se ha indicado en el apartado 1.16.3 de este informe.

1.17.2. Contactos con el Air Accident Investigation Branch (AAIB) del Reino Unido

Tras tener constancia de los accidentes similares ocurridos en el Reino Unido, se produjo un primer contacto del equipo investigador de la CIAIAC con el del AAIB, y se pusieron en común los datos disponibles en esos momentos sobre los tres accidentes acaecidos.

Se mantuvo una reunión final entre investigadores de la CIAIAC y del AAIB en el INTA (Torrejón de Ardoz, Madrid) para comentar los resultados definitivos de los estudios de laboratorio. Se llegó a la conclusión de que en los tres casos se había producido una rotura por fatiga oligocíclica del tornillo de fijación de la tijera inferior de arrastre al plato giratorio del rotor principal, debido a un montaje incorrecto de la tijera.

1.17.3. Acciones tomadas por el fabricante y la Autoridad del Estado de Diseño

El 19 de Junio de 2000, es decir, dos días después de ocurrir el segundo de los accidentes en el Reino Unido mencionados en 1.17.1, el fabricante emitió la "Information Letter" 109-2000-005, que informaba a los operadores sobre el accidente y avisaba de una inspección preventiva para comprobar la correcta instalación de la tijera giratoria inferior. Posteriormente se emitió la "Information Letter" 109-2000-006, que incluía un diagrama detallando la correcta instalación de los componentes.

El fabricante también emitió la Revisión Temporal 62-1 (de 24 de Julio de 2000) al Manual de Mantenimiento A109EMM, se aclaran los procedimientos de montaje de la tijera inferior añadiendo el siguiente aviso:

"WARNING: THE LOWER LINK (43) IS ASYMMETRIC; IF INSTALLED IN THE INVERTED POSITION DAMAGE TO HELICOPTER MAY OCCUR. VERIFY THE CORRECT POSITION OF LINK -AS STATED IN THE FOLLOWING STEPS"

También se emitió la Revisión Temporal 4 al Catálogo Ilustrado de Piezas A109E IPC la cual *"provides information about the scissors installation on the rotary controls"*.

El 24 de Julio de 2000, el "Ente Nazionale per l'Aviazione Civile" de Italia emitió la "Prescrizione di Aeronavigabilitá" 2000-371, con la clasificación de "urgente-aplicación inmediata", aplicable a los Agusta A109E hasta el número de serie 11082 y cuya fecha de aplicación era el 26 de Julio de 2000, en la que se requería que antes del siguiente vuelo se cumplimentase la Parte I del Boletín Técnico de Agusta 109EP-12, de 24-7-2000, y que antes de 50 horas de vuelo se cumplimentase la Parte II de dicho Boletín.

El AAIB consideró que estas acciones respondían a las tres recomendaciones de seguridad realizadas.

En el Anexo E se puede ver una copia del diagrama de instalación que aparecía en el Manual de Mantenimiento, en su Revisión 2 (4-2-2000), el diagrama modificado por la Revisión Temporal 62-31, y la ilustración de la Revisión Temporal nº 4 al Catálogo Ilustrado de Piezas.

1.17.4. Información sobre el mantenimiento efectuado por el operador

El operador tenía larga experiencia en el mantenimiento de diversos tipos de helicóptero, y operaba desde hacía años los Agusta A109A y A109B. Sin embargo, la aeronave EC-GQX era el primer helicóptero A109E en su flota, y había sido matriculado el 27 de Marzo de 1998, habiendo acumulado unas

302 horas de vuelo con este modelo hasta el momento del accidente el 26-7-1999.

La información recopilada indica que durante el mantenimiento realizado los días 24 y 25 de Julio de 1999 el personal de mantenimiento del operador efectuó su primer desmontaje y montaje de la tijera de arrastre en este modelo de aeronave.

El manual de mantenimiento, en su Revisión 2, y sección 62-31-13, indica que el procedimiento de instalación implica:

"...(2) Install a washer AN960C616L on the lower link mounting bolt located on the swashplate outer ring.

(3) Connect lower link (30, fig. 62-34) to the mounting bolt and install bevelled washer (29) P/N 109-0134-01-101 and washer (28) P/N 109-0130-49-1 and nut (27). Torque the nut to 8-10.2 Nm and install the cotter pin".

La indicación al ítem 29 parece ser errónea, ya que la bevelled washer debería ser el ítem 25 del dibujo (ver figura 62-34 hoja 2 de 3 "Rotating Controls" en el Anexo E).

Se da la circunstancia de que en la aeronave Agusta A109A, ya mantenida por el operador, la tijera inferior es también una pieza asimétrica que no puede ser montada indistintamente en una posición o rotada 180º alrededor de su eje de simetría respecto a esa posición, aunque tiene una configuración diferente a la del A109E (ver Figura 2 de la Sección 65-13-00 del A109A "Overhaul Manual" que se reproduce en el Anexo E). El tornillo de sujeción de la tijera inferior es en este caso un NAS1306-24D, "BOLT, SHEAR"

1.17.5. Requisitos de certificación para evitar el montaje incorrecto de piezas de los sistemas de mandos de vuelo

Los requisitos de aeronavegabilidad "Federal Aviation Regulations" FAR 27, aplicables a helicópteros de categoría normal, en su párrafo 27.671 b), indican:

"Each element of each flight control system must be designed, or distinctively and permanently marked, to minimize the probability of any incorrect assembly that could result in the malfunction of the system"

La "Advisory Circular" de la "Federal Aviation Administation" AC 27-1B "Certification of Normal Category Rotorcraft" proporciona en su página D-31 guías e información adicional sobre el cumplimiento con ese párrafo FAR 27.671 b), del siguiente modo:

“To meet the requirement that incorrect assembly be prevented, the preferred method is providing design features which make incorrect assembly impossible. Typical design features which can be used are different lug thicknesses, different member lengths, or significantly different configurations for each system component. In the event that incorrect assembly is physically possible (because of other considerations), the rule may be met by the use of permanent, obvious, and simple markings. Permanent (durable) decals or stencils may be used”.

2. ANALISIS

2.1. Desarrollo del vuelo

Las consideraciones hechas en el capítulo anterior, y la similaridad de circunstancias con los accidentes reseñados en 1.17, permiten establecer que la secuencia de hechos fue la siguiente:

- Se efectuó un mantenimiento programado de 300 horas de vuelo (de 100 horas + 300 horas + 12 meses tipo A+B) a la aeronave, que incluyó un desmontaje y posterior montaje de la tijera de arrastre del plato giratorio. El personal de mantenimiento del operador, que efectuaba esta operación por primera vez en ese tipo de aeronave, tal vez influenciado por la experiencia de haber trabajado en aeronaves A109A con anterioridad, en las cuales la tijera inferior es de diferente diseño , no reparó en que el montaje tenía que dejar la parte convexa del brazo de la tijera inferior mirando hacia el exterior, en lugar de mirando hacia el plato giratorio (ver figura INTA III.29 en el Anexo D) como finalmente se realizó.

En esta posición, el brazo de la tijera inferior quedaba forzado hacia las arandelas y la tuerca del tornillo de sujeción

Es bastante probable que el personal de mantenimiento también colocara erróneamente la “bevelled washer” entre la rótula esférica y el plato giratorio, en lugar de hacerlo entre la tuerca y la rótula.

- Tras un vuelo de prueba de unos 45 minutos con resultado satisfactorio, el helicóptero fue declarado apto para el servicio.

- Al día siguiente, 26-7-1999, el helicóptero despegó en dirección a Las Rozas. Durante el vuelo, momentos flectores que no estaban previstos en el diseño de la aeronave actuaron en dos planos diferentes sobre el tornillo de unión de la tijera inferior, siendo de considerable magnitud el que actuaba en el plano formado por el eje del tornillo y el eje de rotación del plato giratorio. Estos momentos actuaron durante aproximadamente una hora y cuarto de vuelo, además del vuelo de prueba del día anterior de unos 45 minutos de duración.

- La aplicación de estas cargas, no previstas en el diseño de la aeronave, terminó produciendo el fallo por fatiga que se ha descrito con detalle en el apartado 1.16.3. El proceso de propagación del daño debió ser continuo hasta la rotura. Como se discute en el mencionado apartado, se descarta la

posibilidad de que se hubiera producido sólo un fallo parcial del tornillo en vuelo y hubiera terminado de romper durante el impacto contra el suelo.

- Aunque es imposible determinar el momento exacto, es decir, la posición de la aeronave, en el que se produjo el fallo, de las declaraciones del testigo en el sentido de que vio el helicóptero que venía en dirección Este-Oeste e "iba a gran altura", se podría partir de la hipótesis de que la aeronave se encontraba en vuelo de crucero a unos 2000 ft de altitud y a unos 300 m de la posición del testigo cuando se produjo el fallo. Es bastante probable, teniendo en cuenta la práctica habitual y la posición en la que se encontraron los interruptores en cabina, que el piloto automático estuviera conectado y por tanto, el piloto no estuviese tocando los mandos de vuelo.

- Una vez roto el tornillo, el efecto inmediato sobre la aeronave sería, como se indicó en el apartado 1.16.3.1.5 repetidamente aludido, una inmediata pérdida de sustentación (por efecto de la disminución del paso de las palas). En los accidentes ocurridos en el Reino Unido, los pilotos dijeron que oyeron un ruido procedente de la parte superior y trasera de la cabina y de inmediato se produjo una repentina pérdida de sustentación y disminuyó la controlabilidad de la aeronave.

Por tanto, la rotura del tornillo en el EC-GQX, cuando se encontraba a unos 300-400 metros de distancia del punto en el que finalmente quedaron los restos, y llevaba una altitud de unos 2000 ft, debió desencadenar efectos repentinos en la controlabilidad y sustentación del helicóptero, como describió el testigo al indicar que "al cabo de unos segundos, volvió a mirar y el helicóptero había perdido considerable altura", aunque no pudo precisar la magnitud de esa pérdida de altitud.

Sin embargo, es de reseñar que, al igual que ocurrió en los accidentes del Reino Unido, la aeronave no se desplomó de inmediato, sino que continuó volando, aunque en condiciones de baja controlabilidad, durante una distancia que, a partir de las declaraciones del testigo, puede estimarse en unos 300 metros en horizontal, mientras continuaba perdiendo altura con rapidez. Durante ese tramo en el que el piloto probablemente intentó recuperar el control mientras trataba de averiguar el origen del mal funcionamiento que afectaba a la aeronave, ésta viró 180º sobre su trayectoria horizontal, hasta llegar al punto en el que impactó contra el suelo. Los dos accidentes del Reino Unido permitieron la supervivencia de los ocupantes, que sólo tuvieron heridas leves, aunque la diferencia fundamental con el accidente ocurrido en España es que en aquéllos el tren estaba abajo, lo cual permitió que se absorbiesen parte de las cargas producidas durante el impacto.

El accidente del G-JRSL ocurrió cuando la aeronave se encontraba a 1700 ft de altitud y 148 KIAS. Aunque el helicóptero entró en un picado muy pronunciado y alabeó más de 90º a la izquierda, la aplicación de mando cíclico a la derecha y hacia atrás pudo conseguir estabilizar el helicóptero hasta cierto punto. El helicóptero pudo ser nivelado a 300 ft sobre el suelo, se bajó el tren de aterrizaje. El tirón de la palanca de colectivo para frenar el descenso en la fase final del aterrizaje forzoso no tuvo ningún efecto y el

helicóptero impactó con violencia contra el suelo y giró sobre su lado derecho.

El accidente del G-TVAA se produjo cuando la aeronave se encontraba a 300 ft y entre 60-80 kt durante una aproximación para aterrizar. Se produjo un pronunciado descenso y alabeo a la derecha. EL comandante bajó el tren y emitió una llamada de “MAYDAY” por radio. Justo antes de chocar contra el suelo, retardó las palancas de potencia de los motores a la posición de OFF en un intento de minimizar los daños del impacto. Durante los 10 segundos que duró el descenso, el comandante efectuó de memoria la mayoría de los pasos de la lista de chequeo del procedimiento de “Doble fallo de motor”. El impacto contra el suelo fue violento pero con escasa velocidad vertical. El tren se aplastó y el helicóptero botó hacia delante, aunque no llegó a volcar y quedó finalmente en reposo en posición erguida.

En el EC-GQX, cuyas condiciones de altitud inicial y velocidad cuando ocurrió el fallo del tornillo pudieron ser parecidas a las del G-JRSL, los mandos de motor se encontraron del siguiente modo:

- Palancas de potencia: La izquierda en posición de vuelo y la derecha ligeramente adelantada, hacia el máximo.

- Interruptores de control de modos de funcionamiento del motor situados en el panel de techo: Se observó que la posición de estos interruptores no era la normal de vuelo. El “switch” del motor 1 estaba en “IDLE” y el del motor 2 en “OFF”. Las palancas de gases, usadas sólo para mando manual del “governor” de cada motor, estaban ambas en posición de vuelo.

El panel de techo estaba muy dañado debido al choque. Sin embargo, la posición de “OFF” sólo puede alcanzarse tras pulsar y rotar el interruptor, mientras que la posición de “IDLE” basta con una simple rotación. Un fallo de motor hubiera requerido, de acuerdo al manual de vuelo, poner la palanca de gases en “OFF” y cortar el interruptor de combustible, Tanto la palanca como los interruptores de combustible se encontraron en posición normal de vuelo.

- Ambos interruptores de los sistemas de aumento de estabilidad (SAS) se encontraron en “OFF”, lo cual pudo deberse a la falta de alimentación eléctrica tras el impacto, ya que ambos interruptores se mantienen en su posición de modo electromagnético.

El helicóptero chocó contra el suelo con el tren retraído.

Todos estos hechos indican que, tras los primeros momentos de desconcierto producidos por los efectos de la rotura del tornillo en la sustentación y estabilidad del helicóptero, el piloto desconectó el piloto automático y se concentró en intentar recuperar el control de la aeronave y disminuir su régimen de descenso. Probablemente sospechó en un primer momento de un fallo de motor o motores, pero no efectuó el correspondiente procedimiento del manual de vuelo, ya que las palancas y los interruptores de combustible se encontraron en posición de vuelo.

Aunque no se puede descartar que las palancas fueran movidas durante la recuperación del cuerpo del piloto, parece más difícil que ocurriera lo mismo con los interruptores de combustible. El único interruptor del sistema de planta de potencia del cual existe bastante certeza de que fue accionado por el piloto antes del accidente es el de control de modos del motor derecho ("Power management system"), situado en el techo, ya que necesita dos movimientos diferenciados para colocarlo en la posición de "OFF".

El piloto, durante esos momentos, probablemente no tuvo tiempo de emitir una llamada de emergencia "MAYDAY" ni siquiera de bajar el tren, mientras estaba ocupado con la tarea primaria de recuperar el control del helicóptero. Los exámenes médicos indican que el piloto pudo haber estado metiendo pie derecho en el momento del choque.

Pese a su dilatada experiencia de vuelo, las evidencias apuntan a que no pudo conseguir esa recuperación de control, e impactó contra el suelo con elevada velocidad de descenso y, aunque la velocidad horizontal era relativamente pequeña, el impacto con unos 40º de ángulo de alabeo a la derecha y el hecho de tener el tren replegado se revelaron fatales a efectos de supervivencia ya que, a diferencia de los accidentes del Reino Unido en los cuales el impacto se produjo en posición relativamente nivelada en cuanto a alabeo con lo cual el tren que estaba abajo, pudo absorber cargas de impacto, en el caso del EC-GQX el espacio del lado derecho del habitáculo se redujo hasta niveles que hacían improbable la supervivencia tras el choque.

2.2. Documentación de mantenimiento y diseño de la tijera inferior

Como se ha indicado en el Apartado 1.17, la documentación de mantenimiento que proporcionaba la figura 62-34 del manual A109E-MM, incluso en la Revisión 2 de 4-2-2000 (tras haber ocurrido el accidente) era ambigua en cuanto a las instrucciones de montaje de la tijera inferior ("Half-scissors assy."), ya que la perspectiva del dibujo no permitía apreciar con claridad hacia qué lado había que realizar el montaje. Al ser la rótula esférica, podía físicamente realizarse el montaje en ambas posiciones, como ocurría con la pieza equivalente de los helicópteros A109A ya mantenidos por el operador con anterioridad. Tampoco había instrucciones escritas sobre cómo realizar este montaje.

El Manual de Mantenimiento sí recogía el montaje correcto en el diagrama de la figura 62-38, de la sección 62-31-04 "Swashplate Friction Adjustment" (ver Anexo E), pero esta figura, al ser parte de otra tarea de mantenimiento, no estaba en la sección de montaje de la tijera.

Además, se da la circunstancia de que la disposición de las arandelas a ambos lados de la rótula esférica sí estaban correctamente dibujadas en la figura 62-34, pero la arandela cónica estaba indicada como ítem 25, mientras que en el texto, cuando se describía el procedimiento de instalación

de la tijera giratoria, se la mencionaba como ítem 29. Esto pudo haber llevado al personal de mantenimiento a pensar que había un error en el dibujo, lo que, unido al hecho de que al montar la tijera inferior al revés era más lógico situar la “bevelled washer” entre la rótula y el plato giratorio, hizo que probablemente montaran las arandelas como se muestra en la figura INTA III.29B del Anexo D. Sin embargo, ni la arandela cónica ni la fina se recuperaron entre los restos, por lo que no puede concluirse definitivamente si fueron o no montadas durante el ensamblaje de la pieza.

Una vez realizado el montaje, las pruebas funcionales o de vuelo realizadas tras el mantenimiento no permiten detectar ningún problema o malfunción del helicóptero, ya que, como se ha visto, el efecto pernicioso del montaje incorrecto se manifiesta en forma de rotura por fatiga a las varias horas de vuelo en esas condiciones.

La experiencia ha demostrado que dos centros de mantenimiento (uno en el Reino Unido y otro en España), con diferente personal, entrenamiento, experiencia y cultura de mantenimiento, realizaron el mismo montaje incorrecto de una pieza a partir de la misma documentación de mantenimiento del helicóptero. La experiencia previa del personal de estos centros con helicópteros A109A pudo haber conducido a errores en el montaje.

El fabricante reaccionó con rapidez tras conocerse el accidente del G-TVAA y procedió a modificar dicha documentación, clarificando cómo realizar el correcto montaje de la pieza.

La evaluación del cumplimiento con las provisiones del FAR 27.671 en cuanto a minimizar, mediante diseño o marcas distintivas, la probabilidad de montaje incorrecto que pudiera resultar en el mal funcionamiento del sistema de controles de vuelo, resulta un ejercicio complejo. Si se aplican las recomendaciones de la “Advisory Circular” 27-1B antes mencionada, las marcas de la pieza, en caso de que su montaje incorrecto sea físicamente posible como ocurre en el presente caso, deben ser “obvias y simples”, además de permanentes. En una cara de la pieza estaba grabado el número de pieza, lo cual no supone por sí solo una marca obvia o simple para determinar el sentido en el que debe montarse la pieza, salvo que se use en conjunción con documentación de mantenimiento que explique con claridad su significado.

La experiencia demuestra que, pese a las provisiones de FAR/JAR 23, 25, 27 y 29 en sus párrafos 671, siguen ocurriendo accidentes en aviones y helicópteros debidos a montaje incorrecto de piezas de los sistemas de mandos de vuelo tras mantenimiento o fabricación.

2.3. Acciones correctoras y recomendaciones seguridad

Como se ha explicado en los apartados 1.16.1.5 y 1.17.1, el equipo investigador fue informado el 29 de Agosto de 2000 sobre el segundo accidente ocurrido en el Reino Unido y la posibilidad de que hubiera habido un mal montaje de la tijera. Para entonces, y tras las recomendaciones de seguridad emitidas por el AAIB, las primeras medidas de seguridad ya se habían tomado por parte del fabricante y las Autoridades de aeronavegabilidad.

En reuniones posteriores con el fabricante, se evaluaron las medidas adoptadas para evitar que pudieran repetirse las circunstancias que condujeron a este accidente.

2.4. Inspección visual del tornillo de fijación

Durante las dos inspecciones detalladas de los restos, que se realizaron en un hangar de Alcorcón, y en las que participaron representantes de los fabricantes del motor y la aeronave (en la primera inspección) y del fabricante de la aeronave (en la segunda) la rotura apreciada en el tornillo de fijación de la tijera inferior (de tipo frágil en una primera impresión) fue considerada como debida a sobrecarga durante el impacto contra el suelo, es decir, posterior al accidente.

Este hecho también ocurrió durante la inspección de los restos del G-JRSL en el Reino Unido. En ambos casos, la cabeza del rotor y elementos anexos habían sufrido importantes daños y múltiples roturas, lo cual, unido a la ausencia total de playas o marcas de fatiga visibles claramente, y presencia de una cara continua de fractura de unos 45º de inclinación en su mayor parte en el caso del EC-GQX, condujo a la conclusión antes aludida.

Como se ha visto el apartado 1.16.3, sólo el análisis al microscopio de la fractura, efectuado por personal especializado, podía detectar que la causa de la rotura había sido por fatiga.

Las circunstancias del segundo accidente en el Reino Unido, en el cual el rotor apenas quedó dañado, permitió observar rápidamente que la tijera inferior estaba suelta y condujo a la determinación última de la causa de los accidentes.

3. CONCLUSIONES

3.1. Evidencias

El piloto contaba con licencia válida y estaba calificado para el vuelo.

La aeronave tenía un Certificado de Aeronavegabilidad en vigor.

El día 25 de Julio de 1999 había finalizado una inspección de mantenimiento de 300 horas realizada a la aeronave en la base de mantenimiento del operador.

Durante dicha inspección, se había desmontado y vuelto a montar la pieza P/N 109-0134-10-105 “Half-scissors assy.” o tijera inferior de arrastre del plato giratorio.

El montaje de esta pieza se efectuó de modo incorrecto, situándola girada 180º respecto a su eje longitudinal, en relación con la posición correcta según el diseño de tipo de la aeronave.

Las instrucciones para el montaje de la tijera inferior de arrastre, proporcionadas por el manual de mantenimiento en el apartado 62-31 “Rotating Controls”, a edición de 1 de Julio de 1999, no permitían determinar con claridad la posición correcta en la que debía montarse la pieza.

Las arandelas cónica (“bevelled washer”) y fina (“thin washer”), mencionadas en la documentación del fabricante, no se montaron en su posición correcta.

Este montaje incorrecto de la tijera inferior de arrastre provocó la aparición de esfuerzos de flexión, no tenidos en cuenta durante el diseño, sobre el tornillo de fijación de la tijera inferior al plato giratorio, “Bolt, close tolerance” P/N NAS6606D28, que terminó rompiéndose por fatiga al cabo de aproximadamente dos horas de tiempo de vuelo.

3.2. Causas

Se considera que la causa más probable del accidente fue el montaje incorrecto de la tijera inferior de arrastre del plato giratorio durante labores de mantenimiento programado, como consecuencia de la información incompleta proporcionada por la correspondiente sección del manual de mantenimiento de la aeronave.

De acuerdo a las disposiciones y recomendaciones del Anexo 13 de OACI, Novena Edición, Capítulo 6, punto 6.3, los comentarios a este informe final realizados por Agusta, como titular del Certificado de Tipo de esta aeronave, se incluyen en el Apéndice F.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

Se considera que las acciones tomadas por el fabricante de la aeronave (Agusta) y por la autoridad de aeronavegabilidad del Estado de Diseño (ENAC-Italia), mencionadas en el apartado 1.17, responden adecuadamente a las recomendaciones de seguridad que pudieran haber sido pertinentes como consecuencia de este accidente.

5. ANEXOS

Anexo A

Croquis de la dispersión de restos y trayectoria final de la aeronave.

Anexo B

Fotos de los restos de la aeronave.

Anexo C

Algunas de las piezas inicialmente enviadas al INTA para su estudio detallado.

Anexo D

Fotos del estudio detallado de la rotura del tornillo de fijación de la tijera inferior de arrastre del plato giratorio.

Anexo E

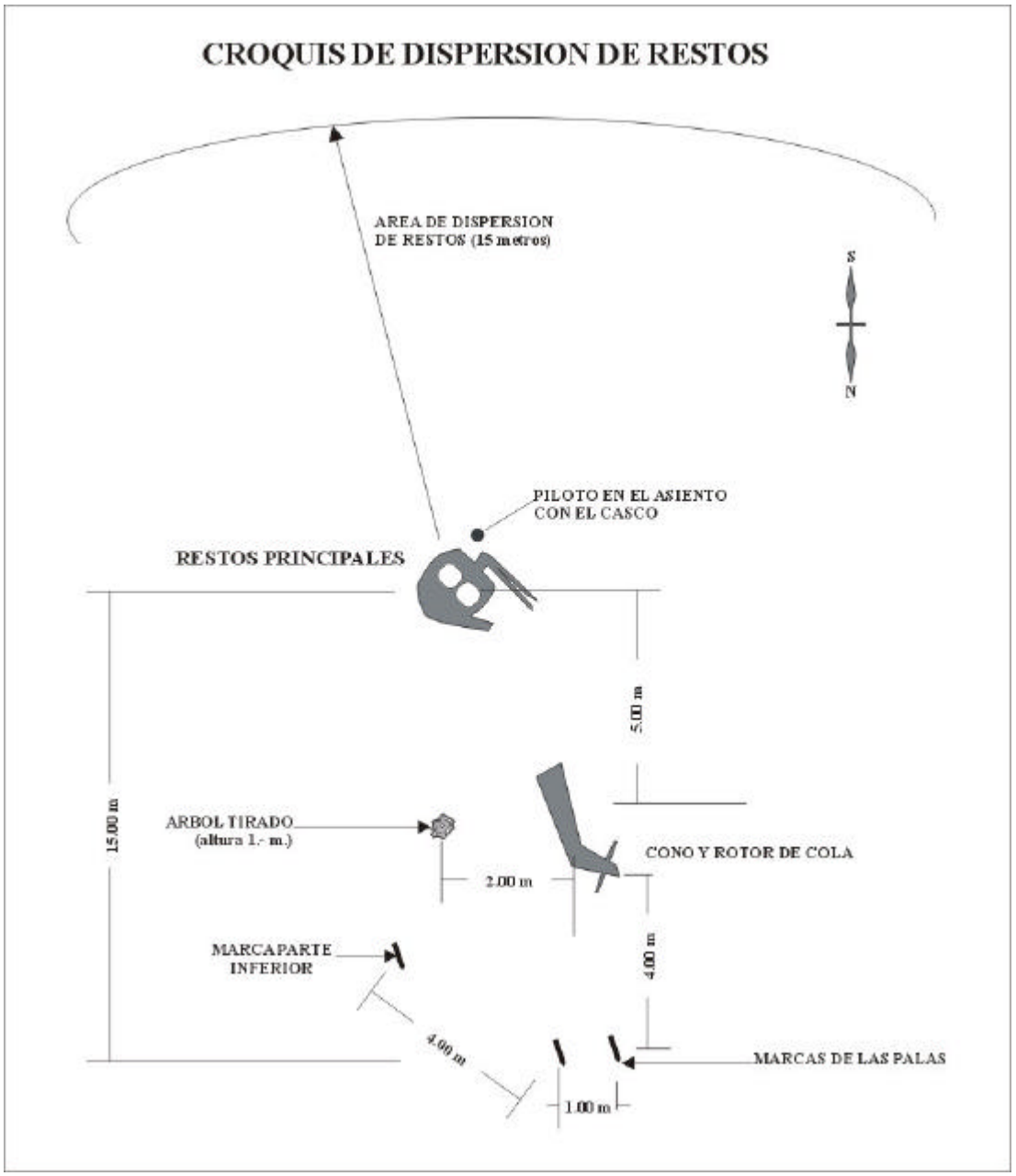
Copia de la documentación de mantenimiento de la aeronave.

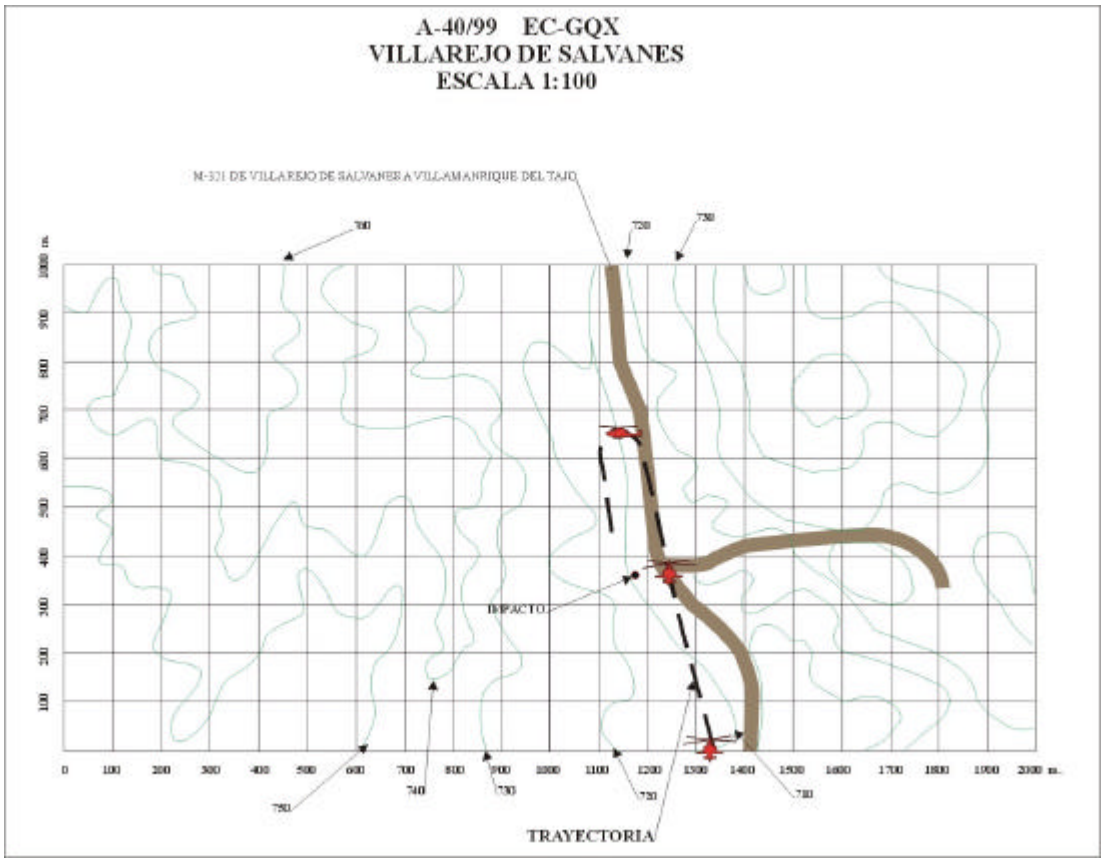
Anexo F

Comentarios de Agusta al borrador de Informe Final A-040/1999 preparado por la CIAIAC.

ANEXO A

CROQUIS DE LA DISPERSIÓN DE RESTOS Y TRAYECTORIA FINAL DE LA AERONAVE


CROQUIS DE DISPERSION DE RESTOS
AREA DE DISPERSION
DE RESTOS (15 metros)
S
N
PILOTO EN EL ASIENTO
CON EL CASCO
RESTOS PRINCIPALES
5.00 m
15.00 m
ARBOL TIRADO
(altura 1.- m.)
CONO Y ROTOR DE COLA
2.00 m
MARCAPARTE
INFERIOR
4.00 m
4.00 m
MARCAS DE LAS PALAS
1.00 m


A-40/99 EC-GQX
VILLAREJO DE SALVANES
ESCALA 1:100
M-321 DE VILLAREJO DE SALVANES A VILLAMANRIQUE DEL TAJO
IMPACTO
TRAYECTORIA

ANEXO B

FOTOS DE LOS RESTOS DE LA AERONAVE

Foto 1.- Vista general. El helicóptero entró desde la zona superior derecha de la foto, giró 180º y siguió descendiendo hasta chocar contra el suelo

Foto 2.- Vista desde el morro. Se observa tren plegado.

Foto 3.- Foto lateral de los restos

Foto 4.- Vista lateral izquierda

Foto 3.- Trozo metálico de la protección de una pala aparecido a unos 60 m

Foto 6.- Estado del cono de cola

Foto 7.- Detalle de las palancas de potencia e interruptores de motor en el panel de techo. El interruptor derecho está en posición “OFF”

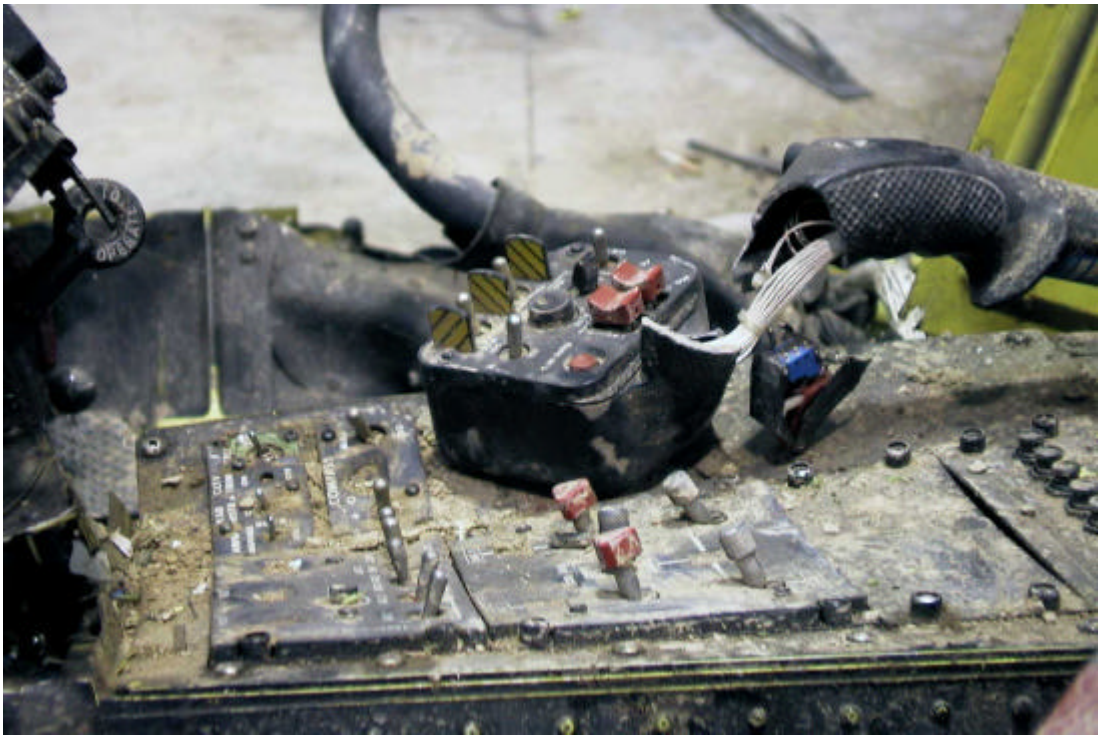


Foto 8.- Interruptores del mando de colectivo.

ANEXO C

ALGUNAS DE LAS PIEZAS INICIALMENTE ENVIADAS AL INTA PARA SU ESTUDIO DETALLADO

Fig 1.- *Elementos cuya configuración parece indicar que corresponden a varillas tubulares de mando*

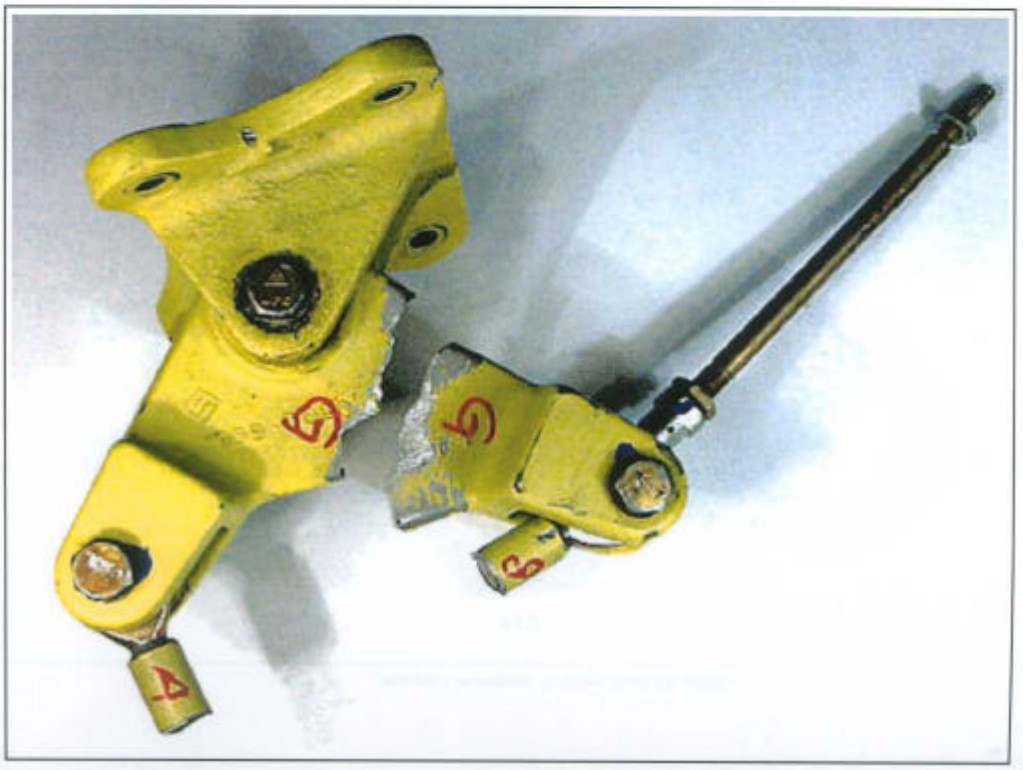


Fig. 2.- *Conjunto de la placa de reenvío de mandos del rotor principal y el soporte articulado de la misma*

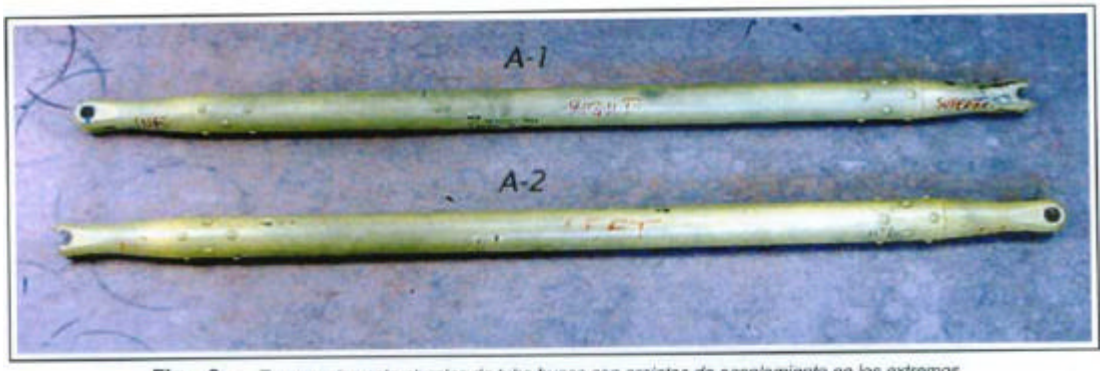


Fig. 3.- *Tornapuntas estructurales de tubo hueco con orejetas de acoplamiento en los extremos*

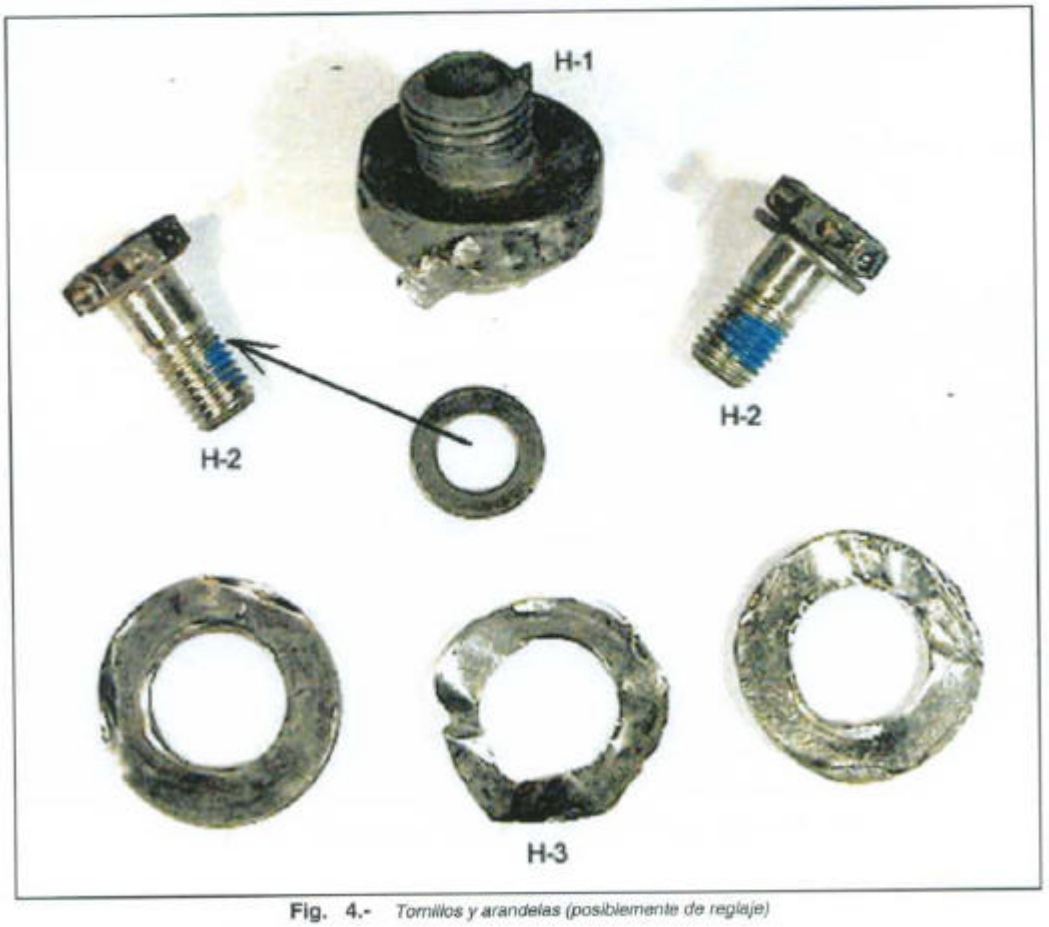


Fig. 4.- *Tornillos y arandelas (posiblemente de reglaje)*

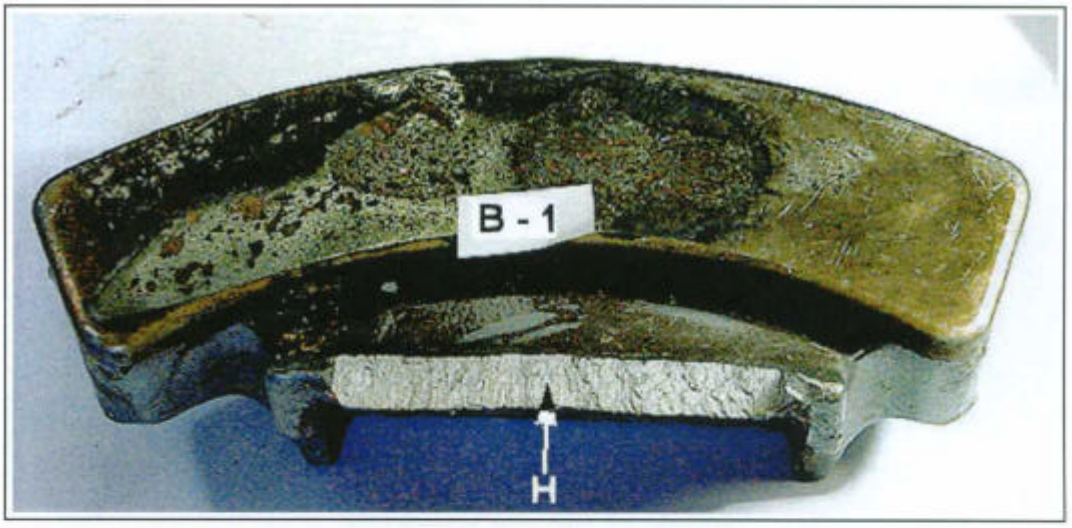


Fig. 5.- *Tope de posición límite de las palas con rotor parado (rotor principal)*

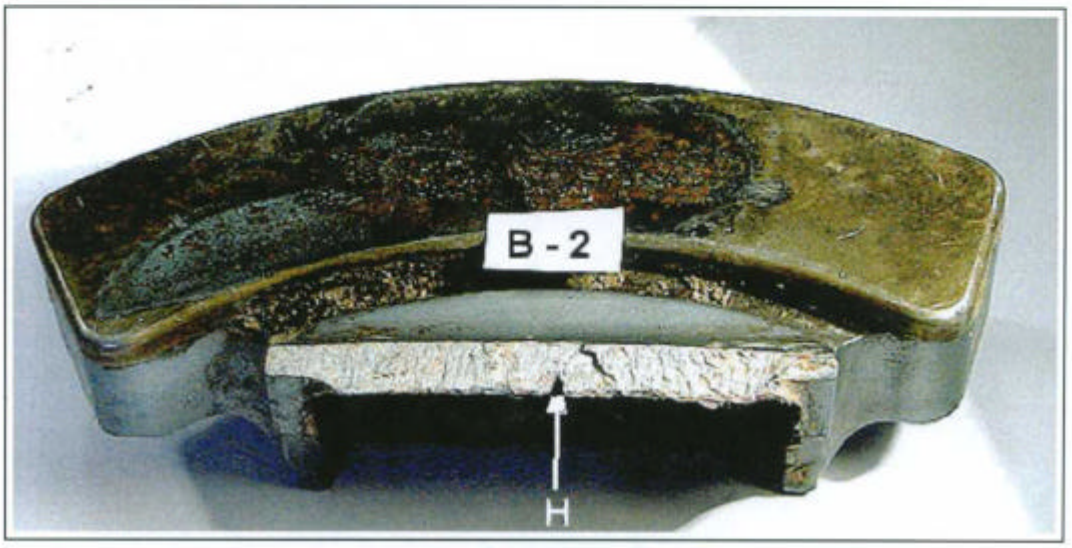


Fig. 6.- *Tope de posición límite de las palas con rotor parado (rotor principal)*

Fig. 13.- *Fragmentos, dos procedentes de las orejetas de los tornapuntas (Fig. 9) y el tercero, no identificado*

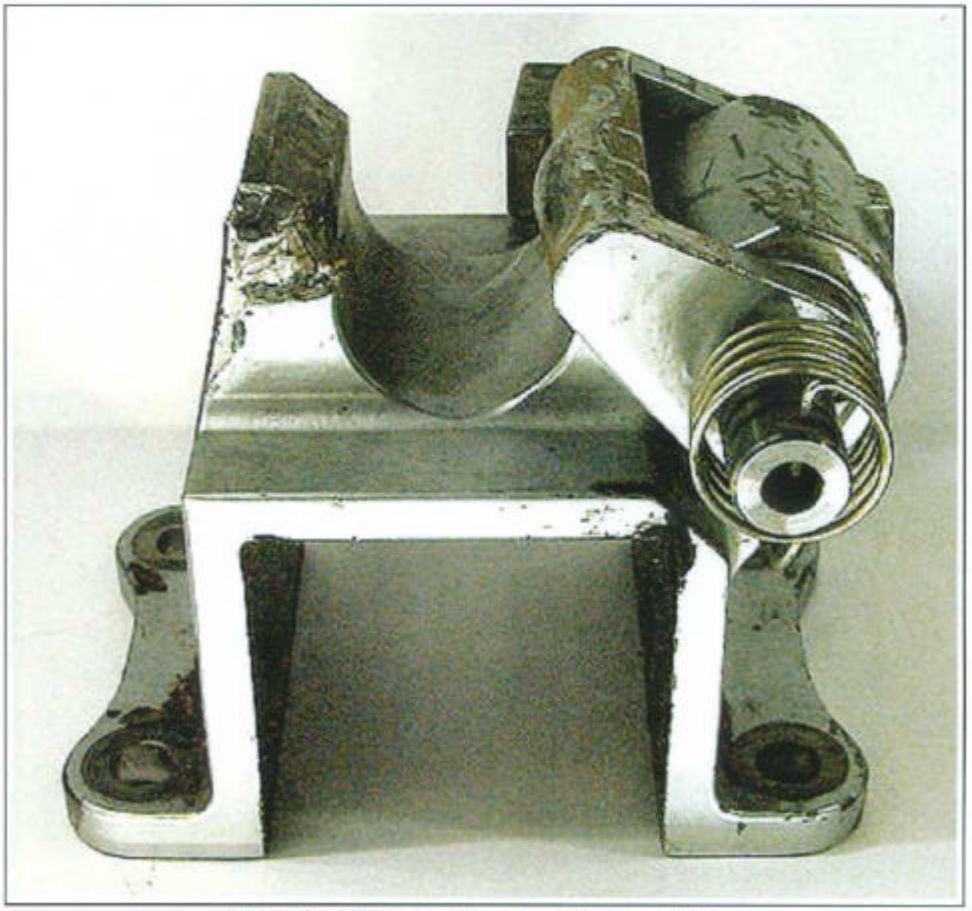


Fig. 14.- *Pieza con muelle y contrapeso de una pala del rotor*

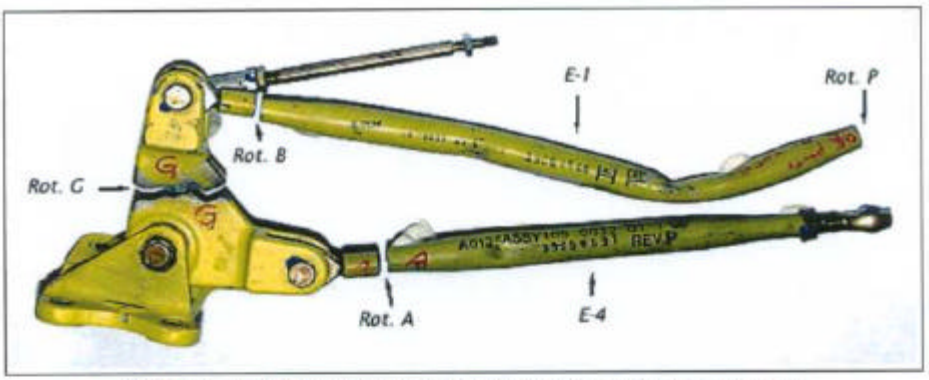


Fig. 15.- *Conjunto de reenvío de mandos y varillas tubulares de mando del rotor principal*

Fig. 16.- *Varilla tubular de mando formado por los elementos denominados **E-3** y **E-6***

Fig. 17.- *Fragmento **E-8** acoplado en el tornapuntas **A-1** del que procedía*

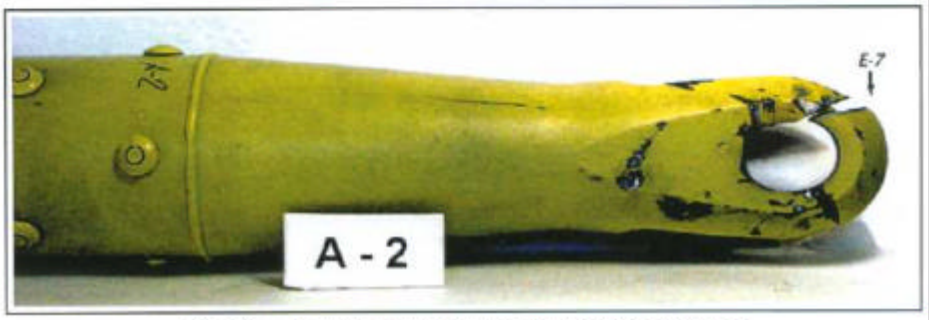


Fig. 18.- *Fragmento **E-7** acoplado en el tornapuntas **A-2** del que procedía*

ANEXO D

FOTOS DEL ESTUDIO DETALLADO DE LA ROTURA DEL TORNILLO DE FIJACIÓN DE LA TIJERA INFERIOR DE ARRASTRE DEL PLATO GIRATORIO

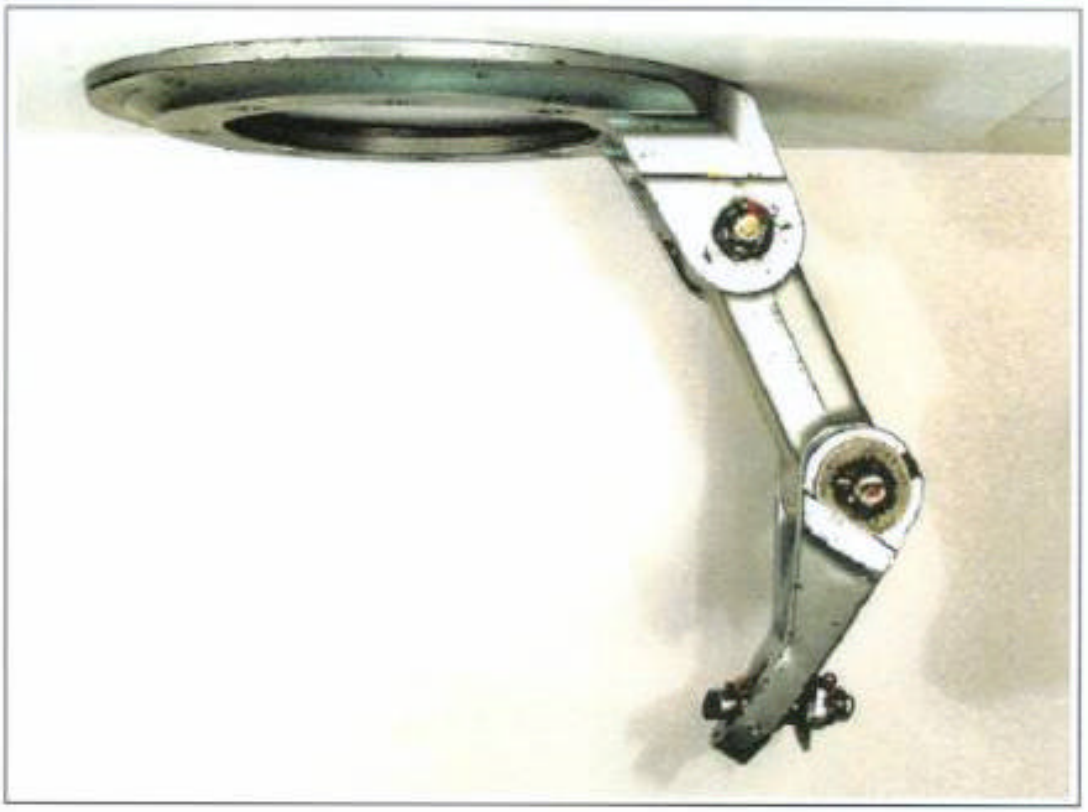
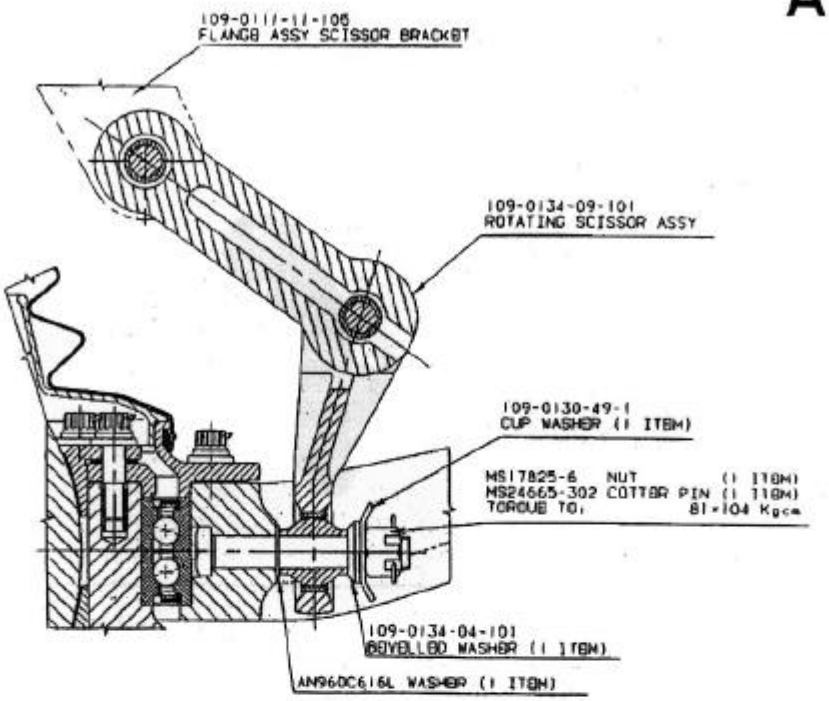


Fig. I.1.- *Tijera completa recibida*

Fig. I.2.- *Vista del plato giratorio desde la cabeza del rotor principal*

Rotating Scissors - Section

A



B

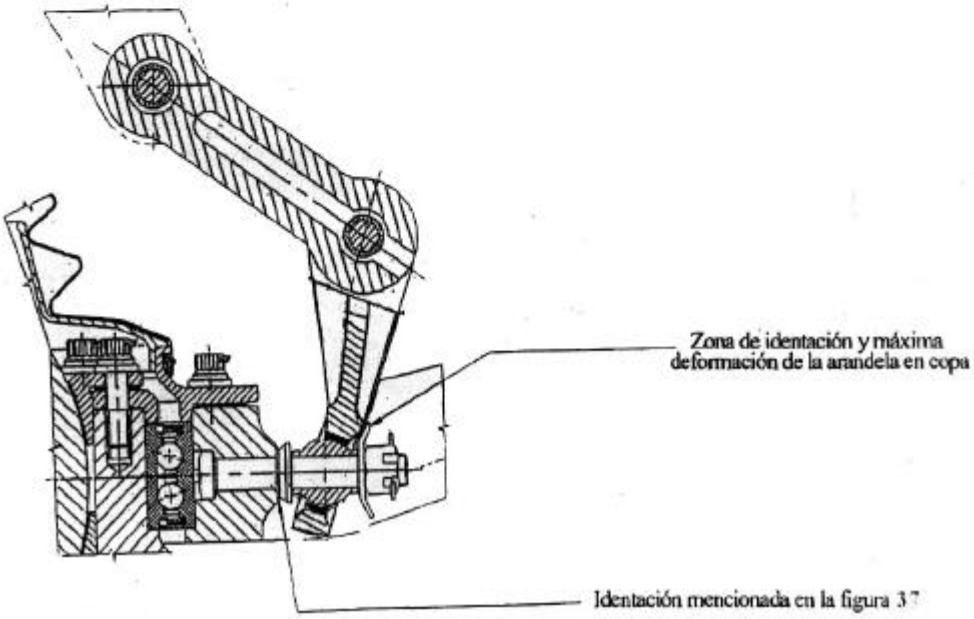


Fig. III.12.- *Conjunto tuerca-bulón en el brazo de la tijera*

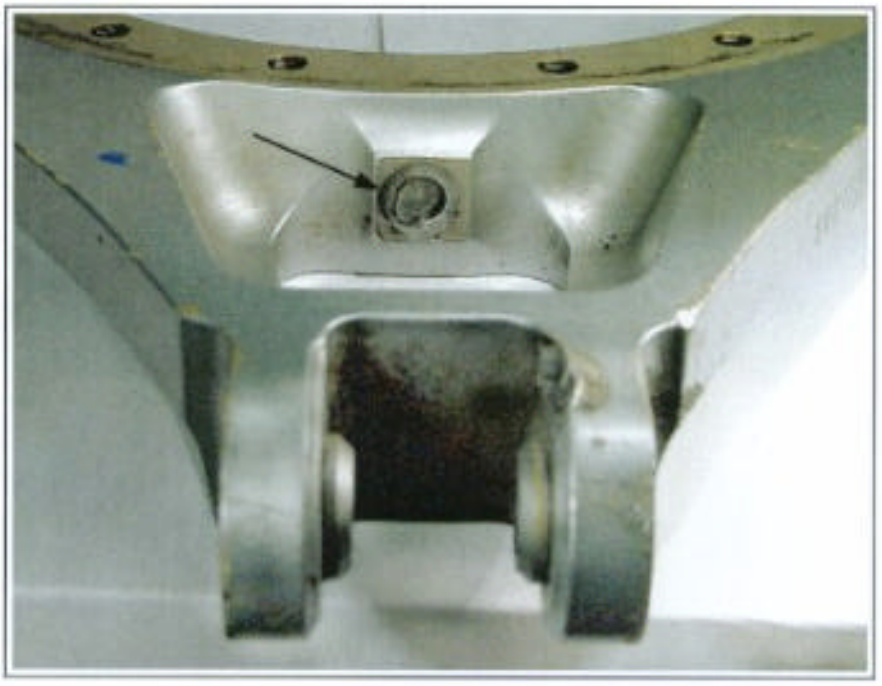


Fig. III.36.- *Zona de empotramiento del bulón en el plato*

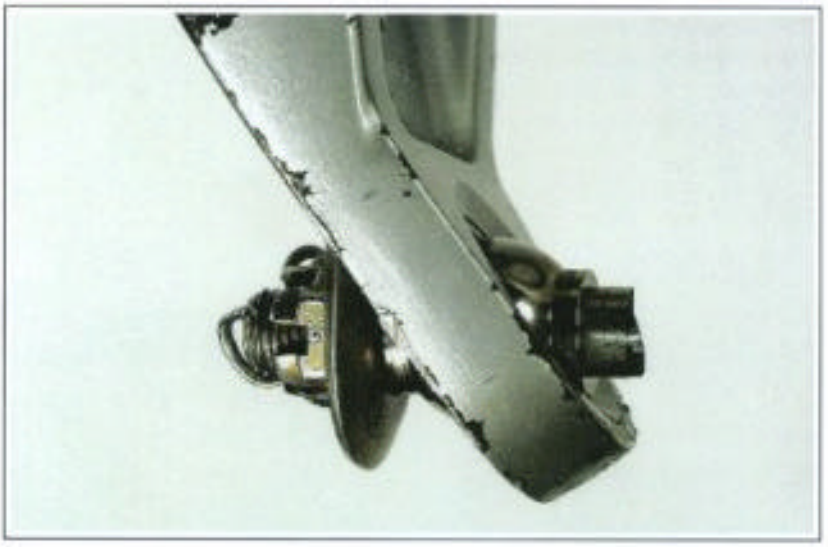


Fig. III.30.- *Espacio entre la rotula y la rotula del bulón en el que probablemente estuvieran colocadas las arandelas*

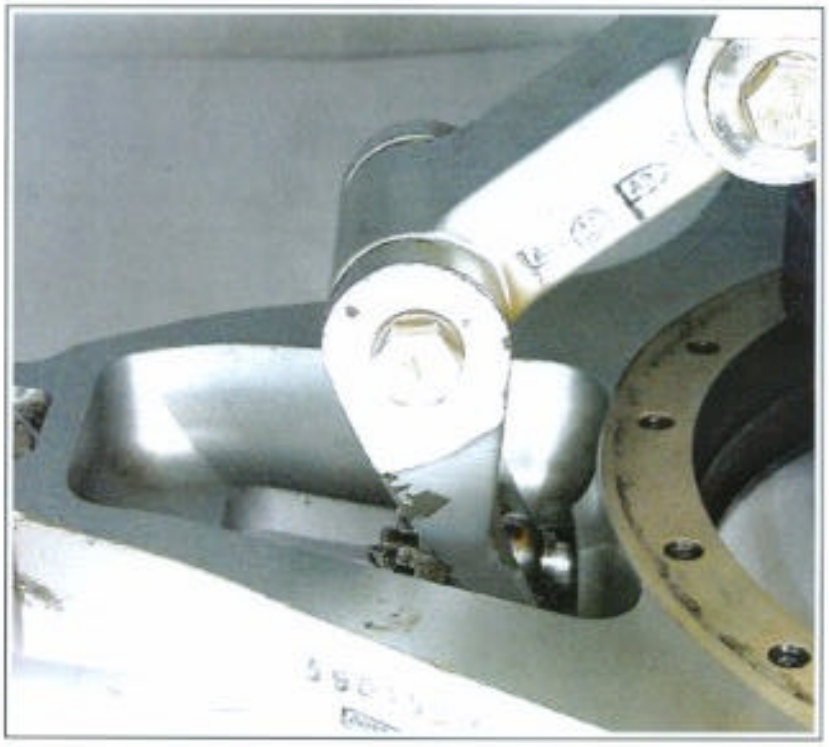


Fig. III.31.- *Disposición relativa entre tijera y plato giratorio en las condiciones de montaje*

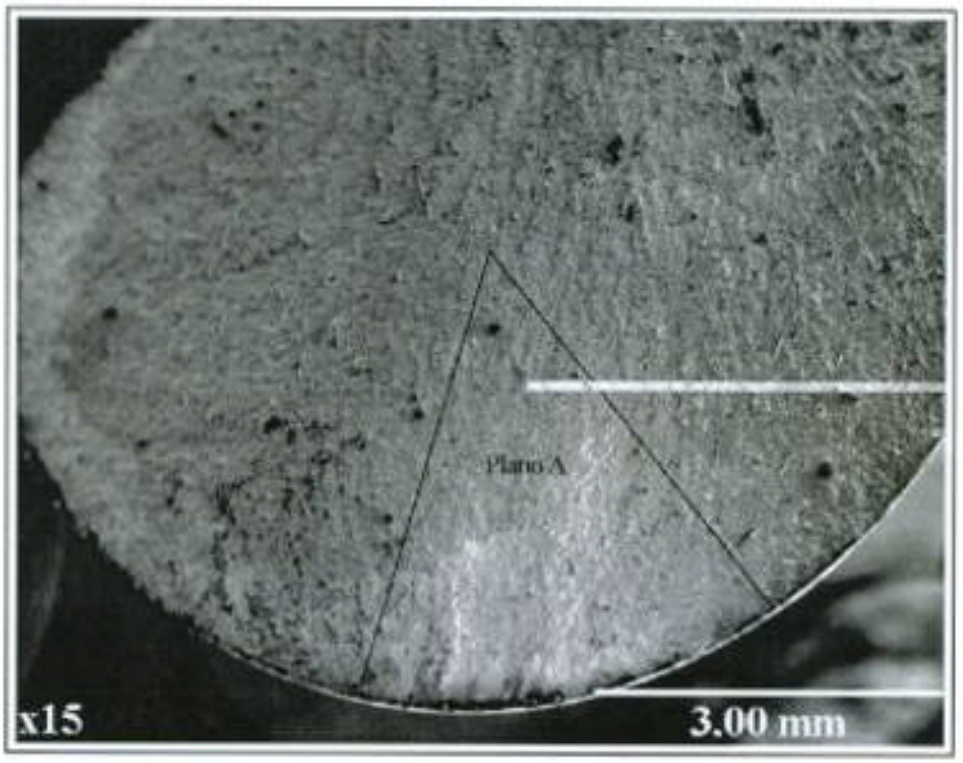
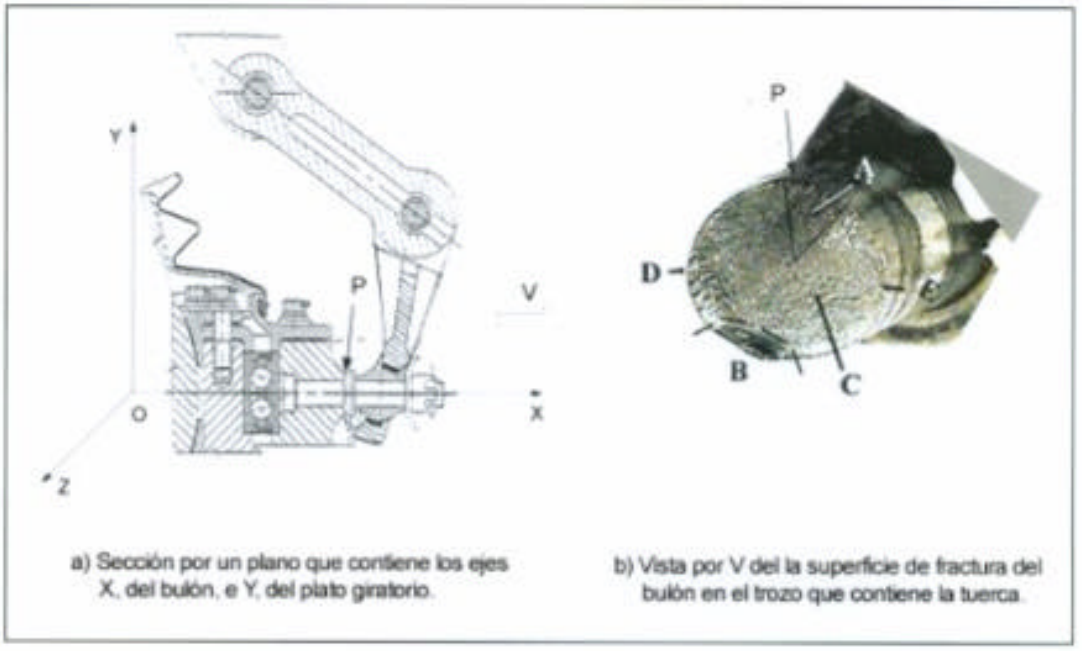


Fig. III.16.- *Detalle de la zona A de la superficie de fractura*



a) Sección por un plano que contiene los ejes X, del bulón, e Y, del plato giratorio.

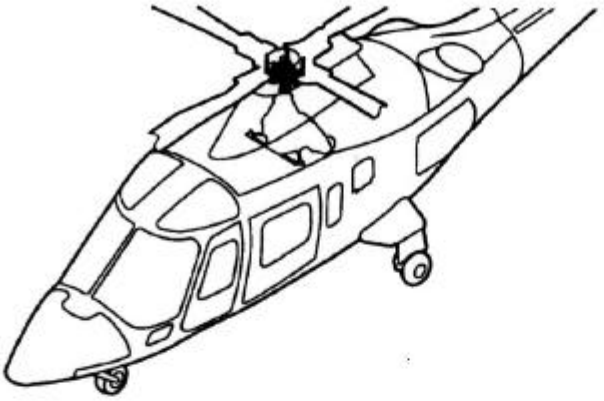
b) Vista por V del la superficie de fractura del bulón en el trozo que contiene la tuerca.

Fig. III.15.- *Situación del bulón roto y superficie de fractura del bulón*

ANEXO E

COPIA DE LA DOCUMENTACIÓN DE MANTENIMIENTO DE LA AERONAVE

UNMAINTAINED COPY



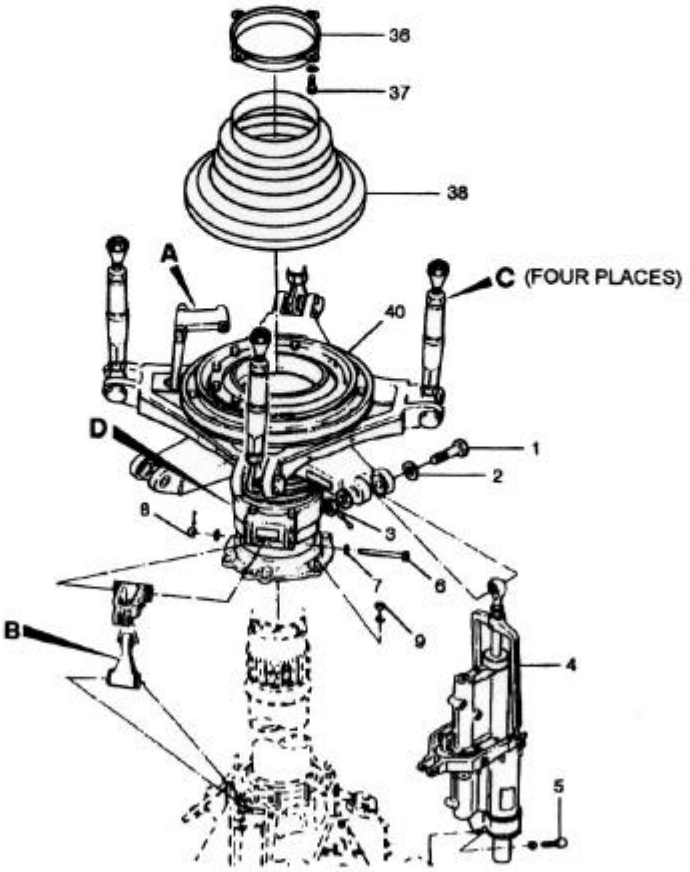
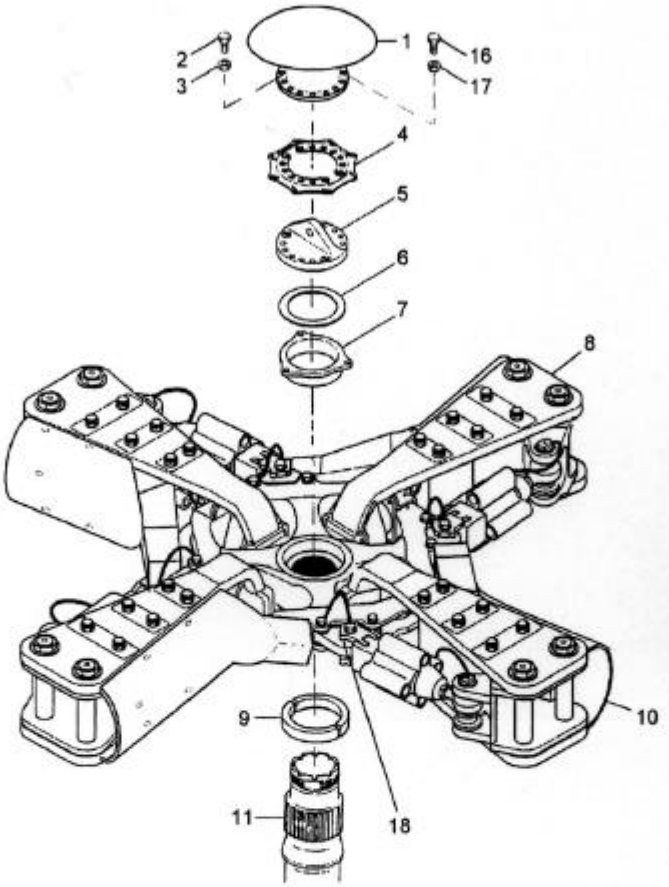


Figure 62-34. (Sheet 1 of 3) Rotating Controls

UNMAINTAINED COPY



1. Cover
2. Bolt
3. Nut
4. Lockplate
5. Locknut
6. Ring
7. Conic ring
8. Rotor head
9. Split ring
10. Fairing
11. Mast
12. Scissor support flange
13. Bolt
14. Link
15. Bellows
16. Bolt
17. Washer
18. Fitting

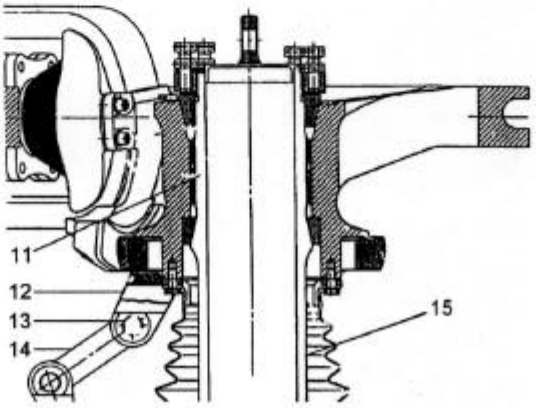


Figure 62-20. Main Rotor Head Installation

A8HD40C8

UNMAINTAINED COPY

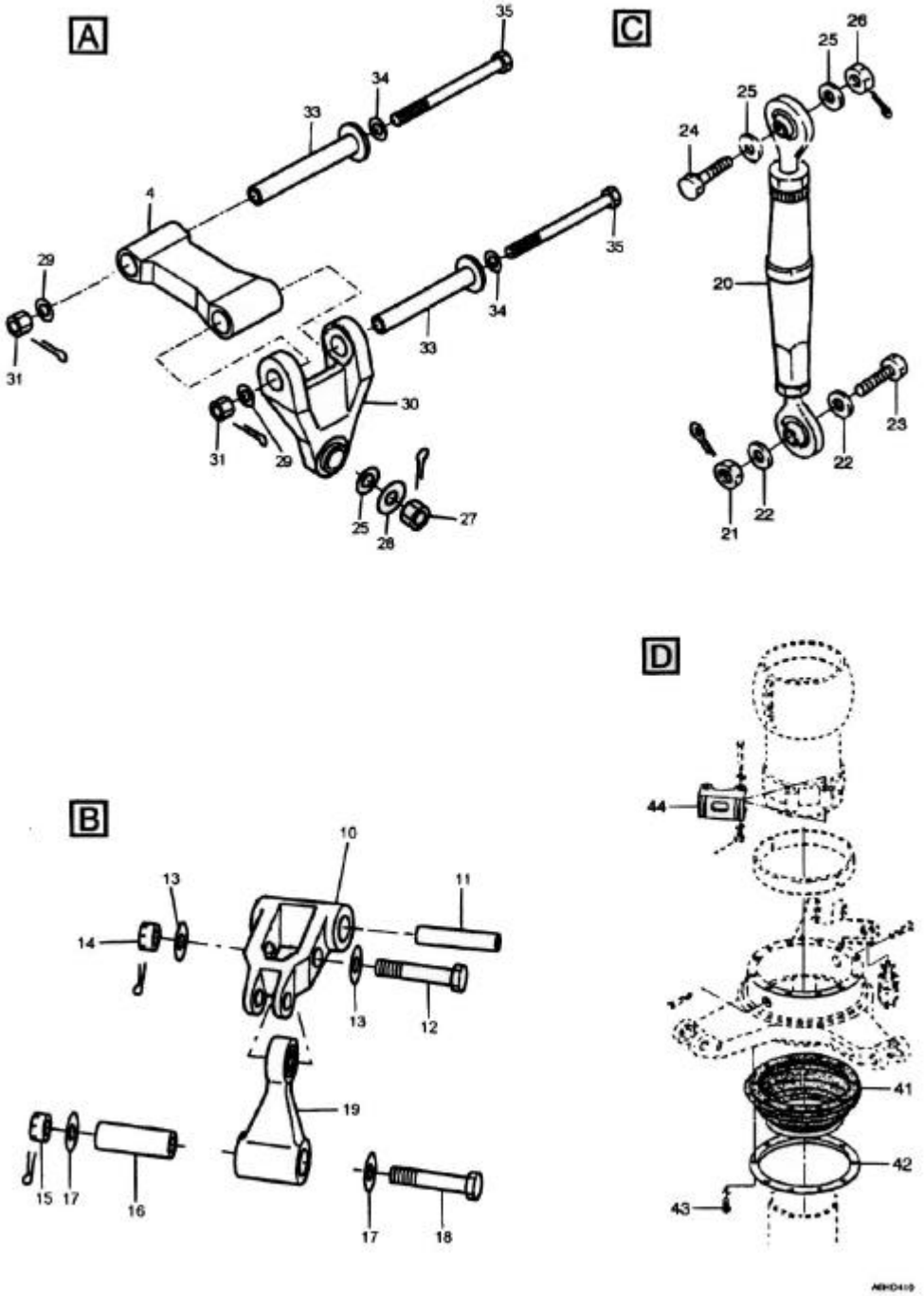


Figure 62-34. (Sheet 2 of 3) Rotating Controls

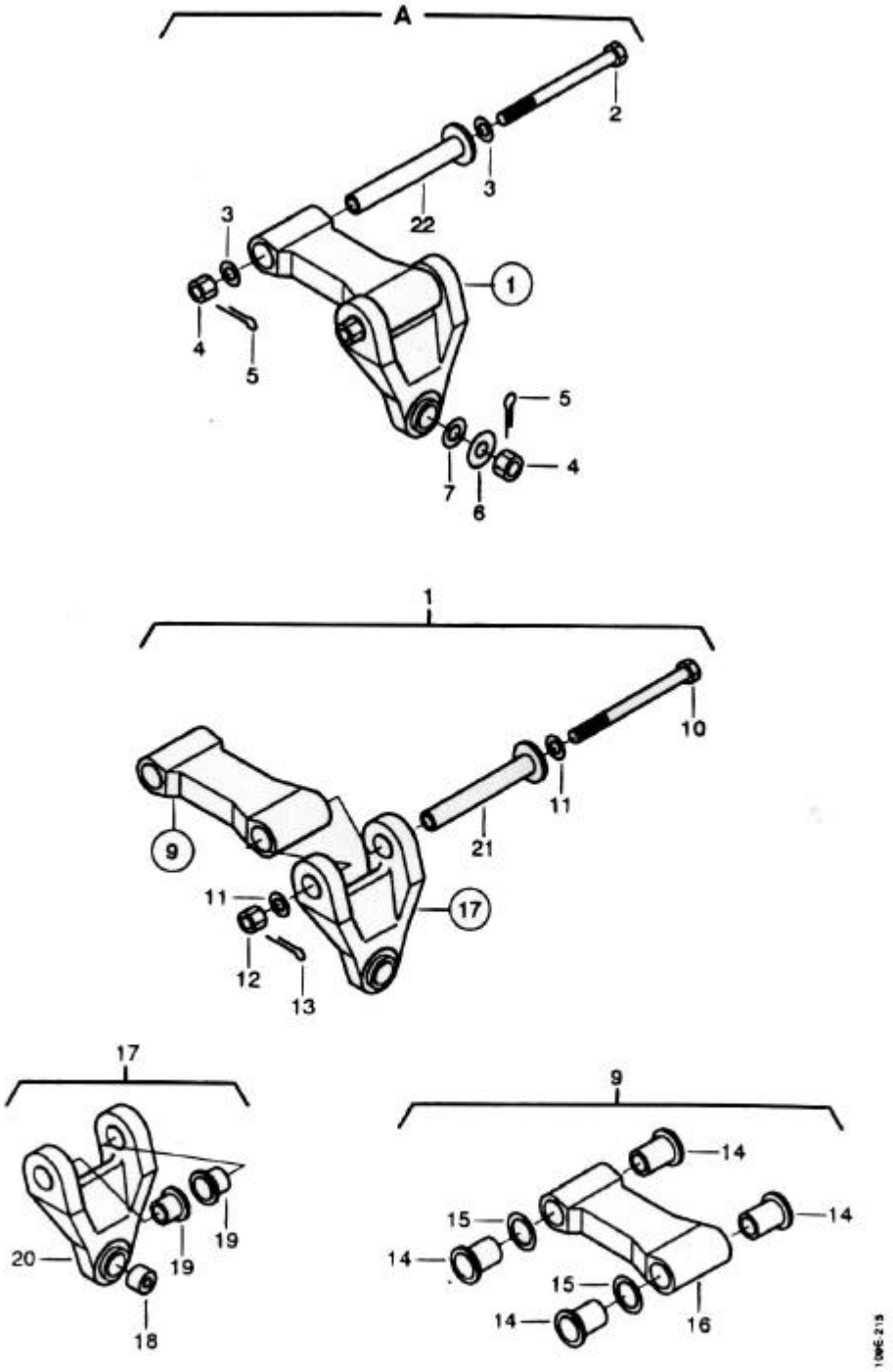


FIG. 1 (SHEET 2 OF 3). ROTARY CONTROL INSTL, MAIN ROTOR

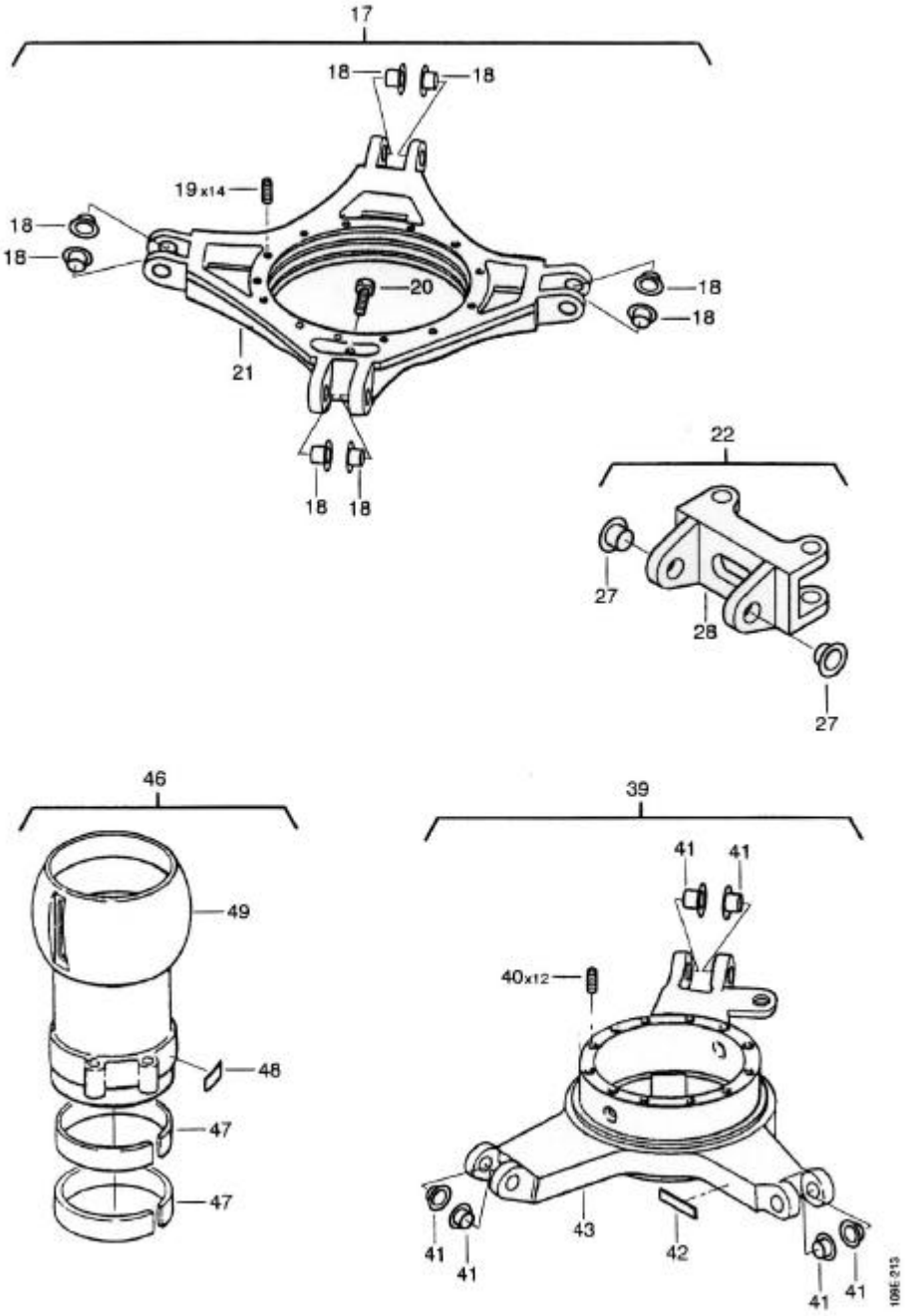


FIG. 2 (SHEET 2 OF 2). SWASHPLATE ASSY

UNMAINTAINED COPY

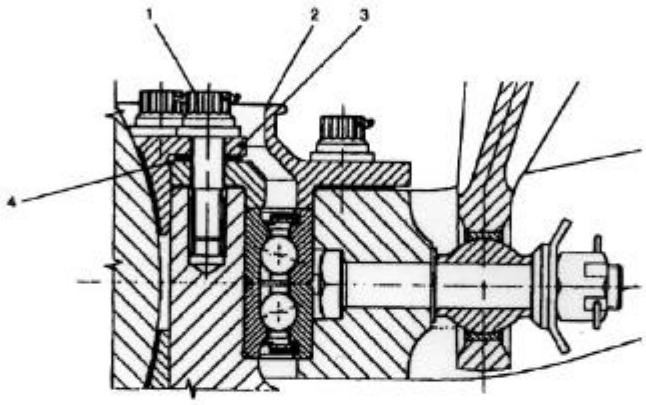
(4) Check the swashplate friction as indicated in step B above.

(5) Lockwire the attaching hardware (1) when the swashplate friction has been adjusted as required.

(6) Position the bellows (38, fig 62-34) around retaining ring (39) and safety wire (LCM NO 74)

D. Follow-On Maintenance Required:

— If previously removed, install the main rotor head (para 62-21-12)



1. Attaching screw
2. Bellows retaining ring
3. Upper ring
4. Shim

Figure 62-38. Swashplate Friction Adjustment

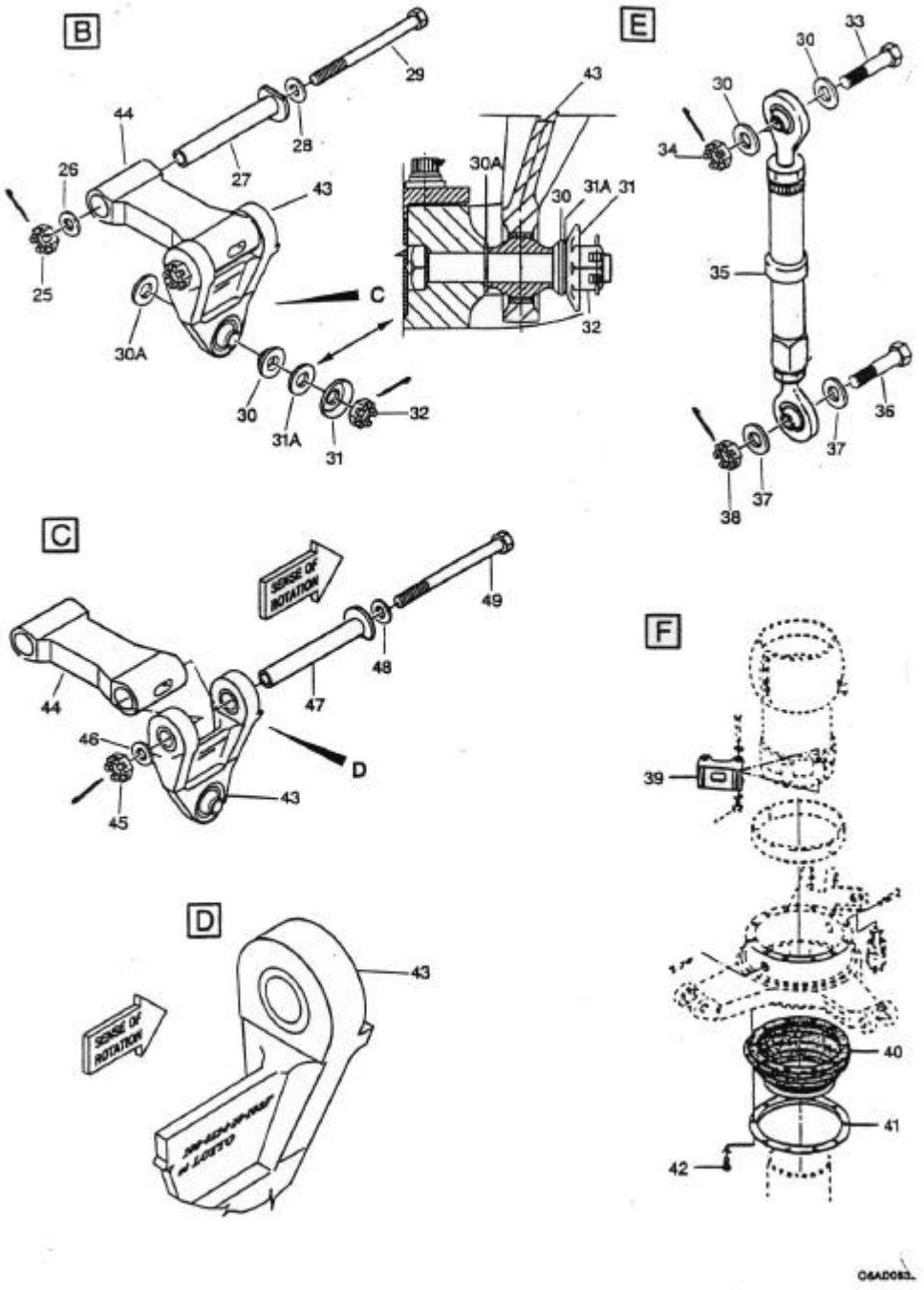


Figure 62-34 (Sheet 2 of 3). Rotating Controls

UNMAINTAINED COPY

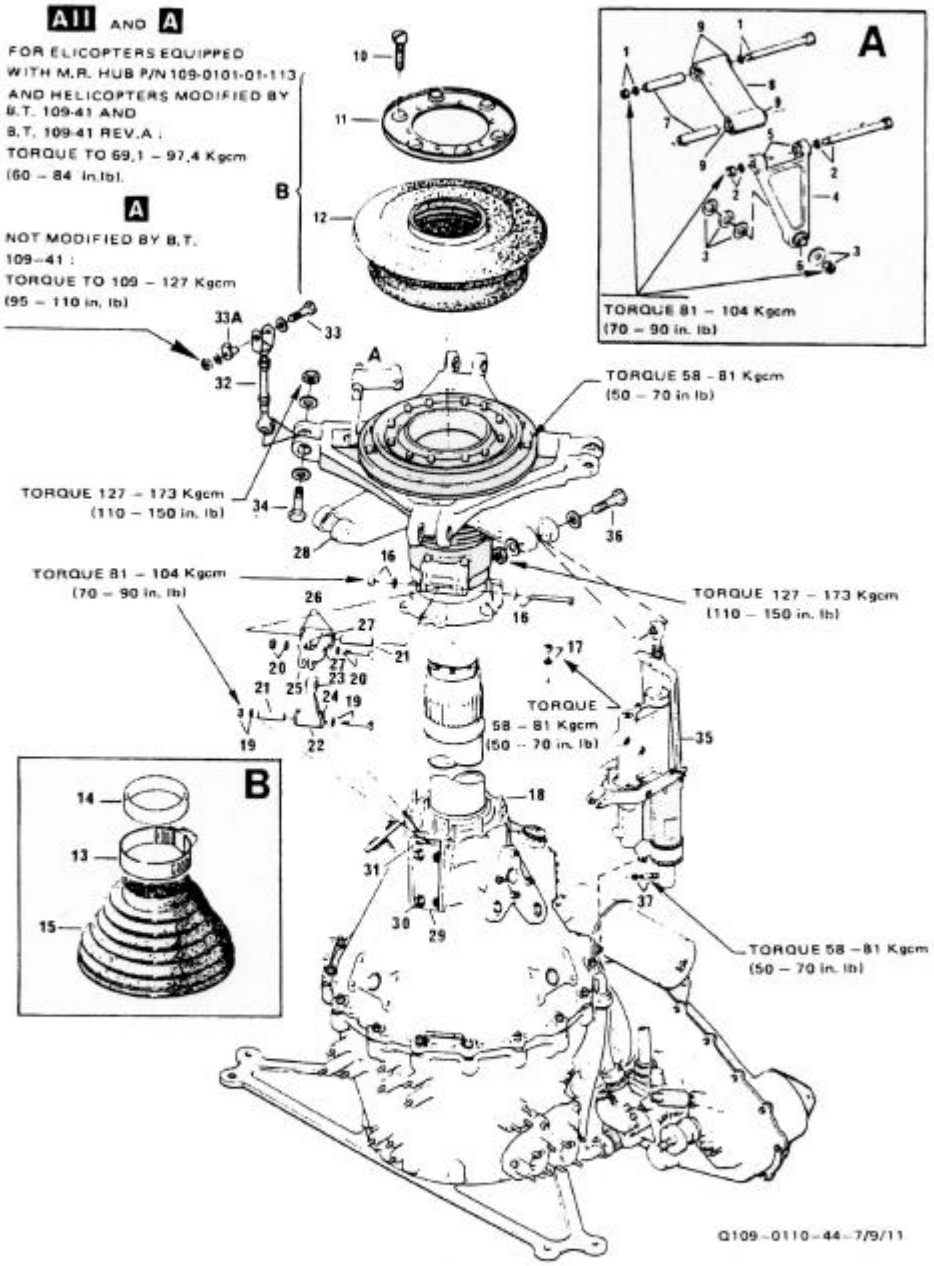


Figure 1 (sheet 1 of 2). Main rotor controls.

ANEXO F

COMENTARIOS DE AGUSTA AL INFORME FINAL PREPARADO POR LA CIAIAC

De acuerdo a lo dispuesto en el Anexo 13 de OACI, se remitió a Agusta Spa., como Titular del Diseño de Tipo de la Aeronave, un borrador de informe final.

Agusta respondió con diversos comentarios al texto del mismo, algunos de los cuales fueron aceptados e incorporados al informe final por la CIAIAC.

El texto final de los comentarios de Agusta, remitidos con su carta 2003/3.011, se incluye de modo textual en este Anexo F.

APÉNDICE F

Conclusiones de Agusta sobre el borrador final del informe sobre accidente nº A-040/1999.

- Agusta ha descubierto que la causa más probable del accidente es el montaje incorrecto del conjunto de tijeras rotatorias del Rotor Principal, que fue realizado durante el trabajo de mantenimiento programado.
  La instalación incorrecta (unión de tijera inferior en posición inversa) provocó unas cargas anómalas (momento de flexión) en la tijera inferior que conecta el perno al plato oscilante, lo que provocó un fallo de fatiga prematura.
  Por el contrario, Agusta no está de acuerdo con el hecho contributivo indicado [1], que es señalado como la información incompleta ofrecida por la sección correspondiente del manual de mantenimiento.
  Los siguientes motivos aclaran el punto de vista de Agusta.

- La actividad de mantenimiento es realizada normalmente por personal instruido, que se basa en la información contenida en los manuales pertinentes. Los Manuales contienen la extracción/instalación, ajustes/pruebas, inspecciones/comprobaciones e instrucciones de reparación necesarios en cada caso.
  La sección 62-31 del Manual de Mantenimiento se refiere a los controles de rotación, incluyendo:
  Descripción de las tijeras rotatorias en el apart. 62-31-3 con la correspondiente fig. 62-27.
  (A continuación se ofrece el apartado y la figura pertinentes)

62-31-3. TIJERAS ROTATORIAS Y TIJERAS NO ROTATORIAS (Fig. 62-27)

A. Las tijeras rotatorias (30 y 32) se componen de dos uniones articuladas, acopladas por un extremo a la abrazadera abridada del buje del rotor principal (12, fig. 62-18) y por el otro extremo al anillo exterior del plato oscilante. Las tijeras rotatorias impulsan el anillo exterior del plato oscilante y permiten que el anillo exterior se incline y mueva verticalmente en respuesta a los mandos cíclicos y colectivos.

B. Las tijeras no rotatorias se componen de dos uniones articuladas (10 y 9, fig. 62-23) acopladas por el extremo inferior al conector de la caja superior de la transmisión y, por el extremo superior, al manguito de pivotamiento de la plato oscilante.

[1] Nota del traductor: ... en el informe español.

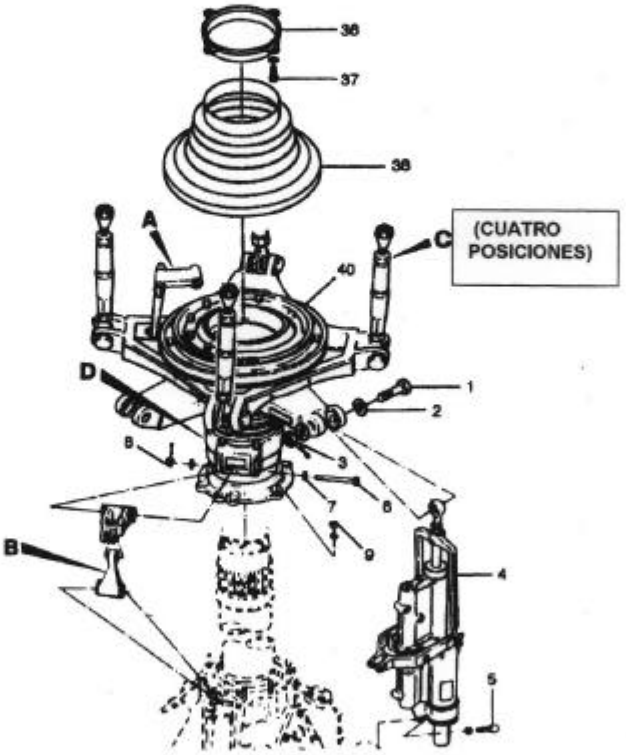


Figura 62-27. (Hoja 1 de 3)
Controles de Rotación

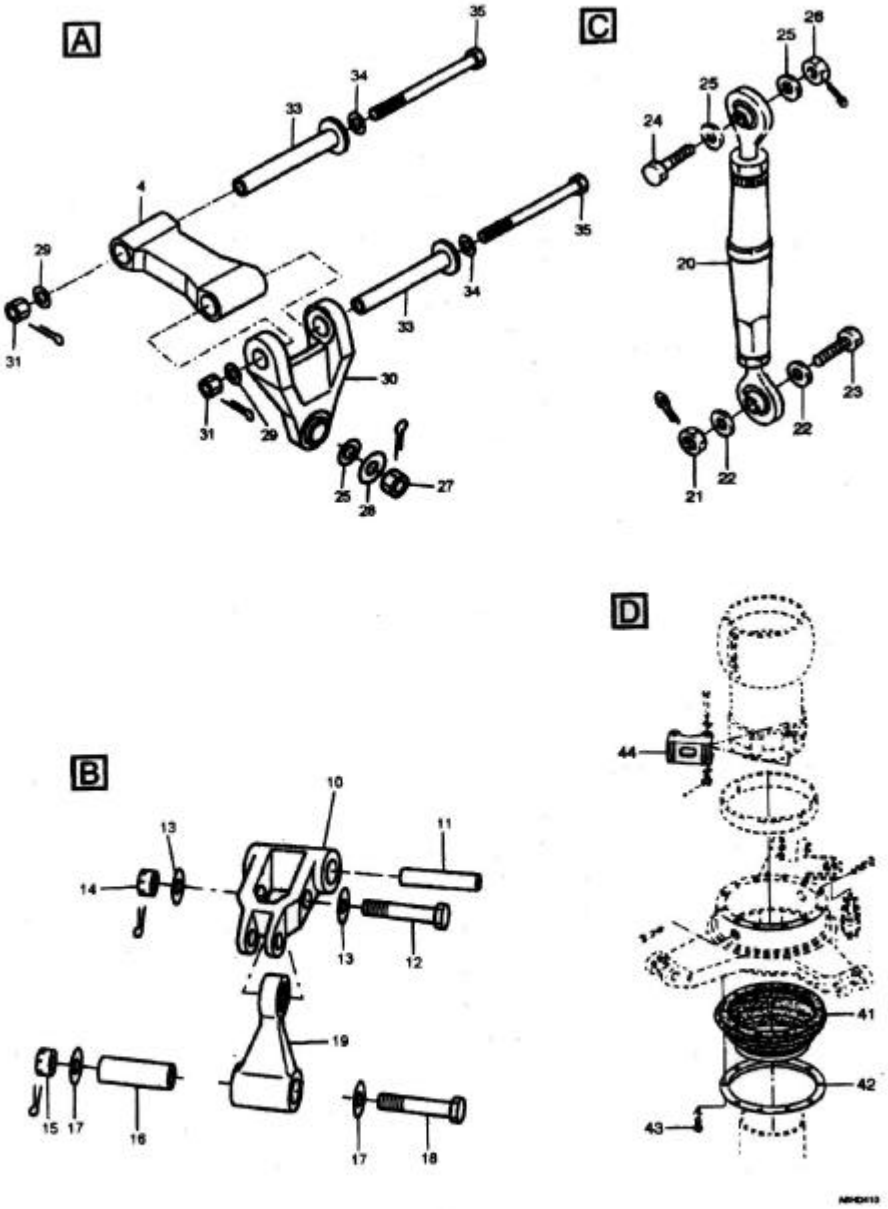
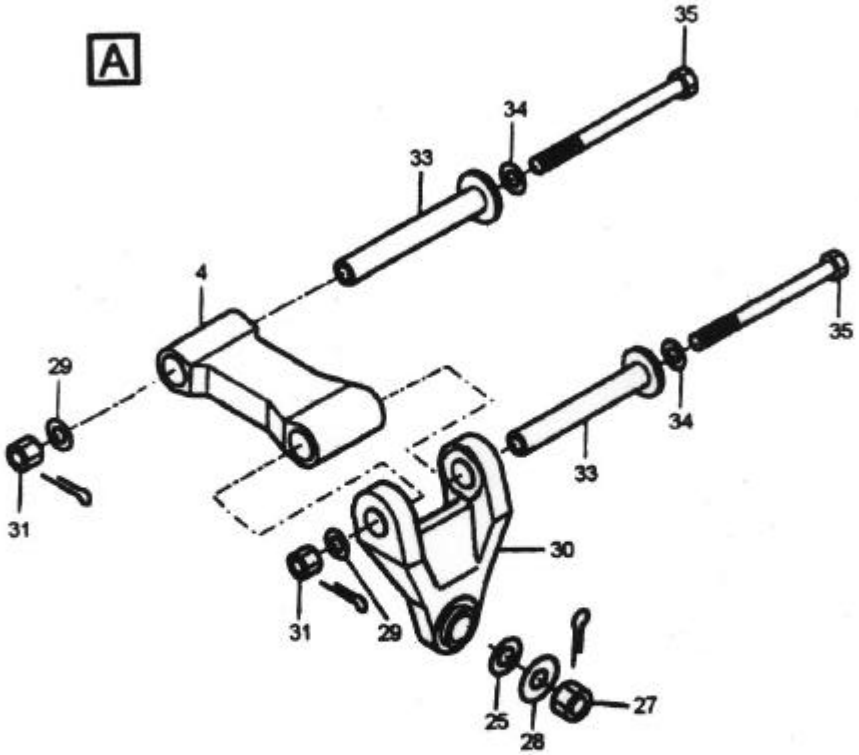


Figura 62-27. (Hoja 2 de 3) Controles de Rotación

1. Perno	16. Manguito	31. Tuerca
2. Arandela	17. Arandela	32. Enlace superior, tijeras rotatorias
3. Tuerca	18. Perno	33. Manguito
4. Servoactuador	19. Unión inferior, tijeras no rotatorias	34. Arandela
5. Perno	20. Unión de cambio de paso	35. Perno
6. Perno	21. Tuerca	36. Anillo
7. Arandela	22. Arandela	37. Perno
8. Tuerca	23. Perno	38. Fuelle
9. Tuerca	24. Perno	39. Reservado
10. Unión superior, tijeras no rotatorias	25. Arandela	40. Plato oscilante y soporte
11. Manguito	26. Tuerca	41. Fuelle inferior
12. Perno	27. Tuerca	42. Anillo
13. Arandela	28. Arandela	43. Tornillo
14. Tuerca	29. Arandela	44. Conector
15. Tuerca	30. Enlace inferior, tijeras rotatorias	

Figura 62-27. (Hoja 3 de 3) Controles Rotatorios

- El detalle A de la fig. 62-27 es claro y auto-explicativo para una correcta instalación de las piezas.
  Se espera ciertamente que se solicite al personal de mantenimiento que compruebe el manual y las figuras correspondientes antes de llevar a cabo la actividad de mantenimiento requerida.



La figura de instalación en el Manual de Mantenimiento, si se sigue adecuadamente, es suficiente para excluir una instalación defectuosa. En realidad, la figura mostraba los pernos de conexión de las tijeras rotatorias y los manguitos abridados en el mismo lado, de tal forma que engranen en el reborde maquinado de la unión.

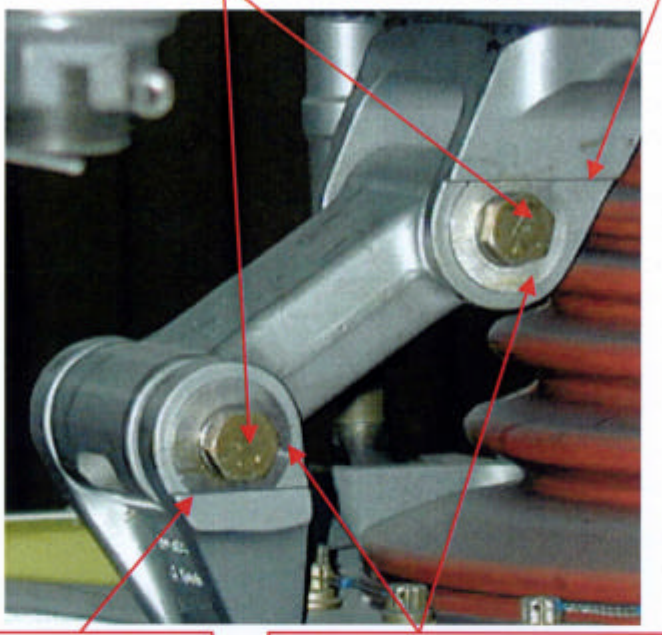
La información correspondiente del manual de mantenimiento en vigor en el momento del accidente, (editado el 1 de julio de 1999), si se sigue con rigor, debería haber eliminado la instalación incorrecta (con las caras invertidas) de la unión de la tijera inferior, sobre la base del posicionamiento correcto de los manguitos abridados y los pernos.

Agusta no puede por tanto estar de acuerdo con la conclusión de la investigación llevada a cabo por la Comisión española, que cita como factor contributivo para la Instalación incorrecta la información incompleta ofrecida por la sección correspondiente del manual de mantenimiento de la aeronave.

Las siguientes fotografías se aportan para un mejor entendimiento de las consideraciones previas.

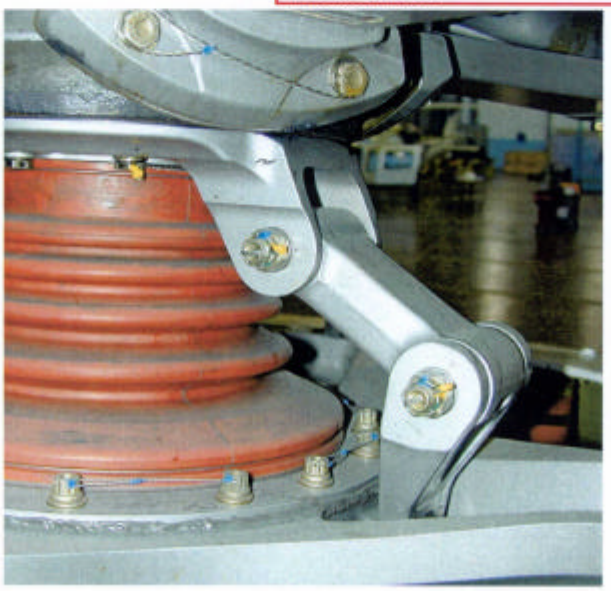
PERNOS DE CONEXIÓN DE LAS TIIERAS ROTATORIAS

REBORDE MAOUINADO

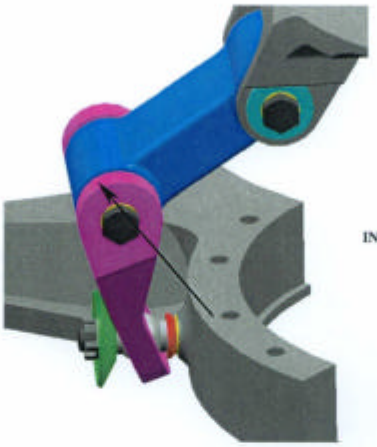


REBORDE MAOUINADO

CORTE LOS MANGUITOS ABRIDADOS PERFILADOS PARA QUE COINCIDAN CON EL REBORDE MAQUINADO.
MANGUITOS ABRIDADOS POSICIONADOS EN EL MISMO LADO

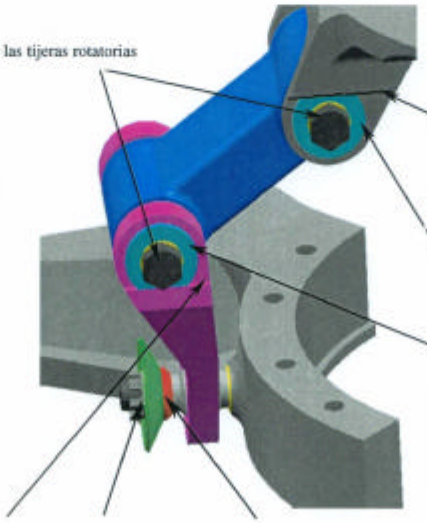


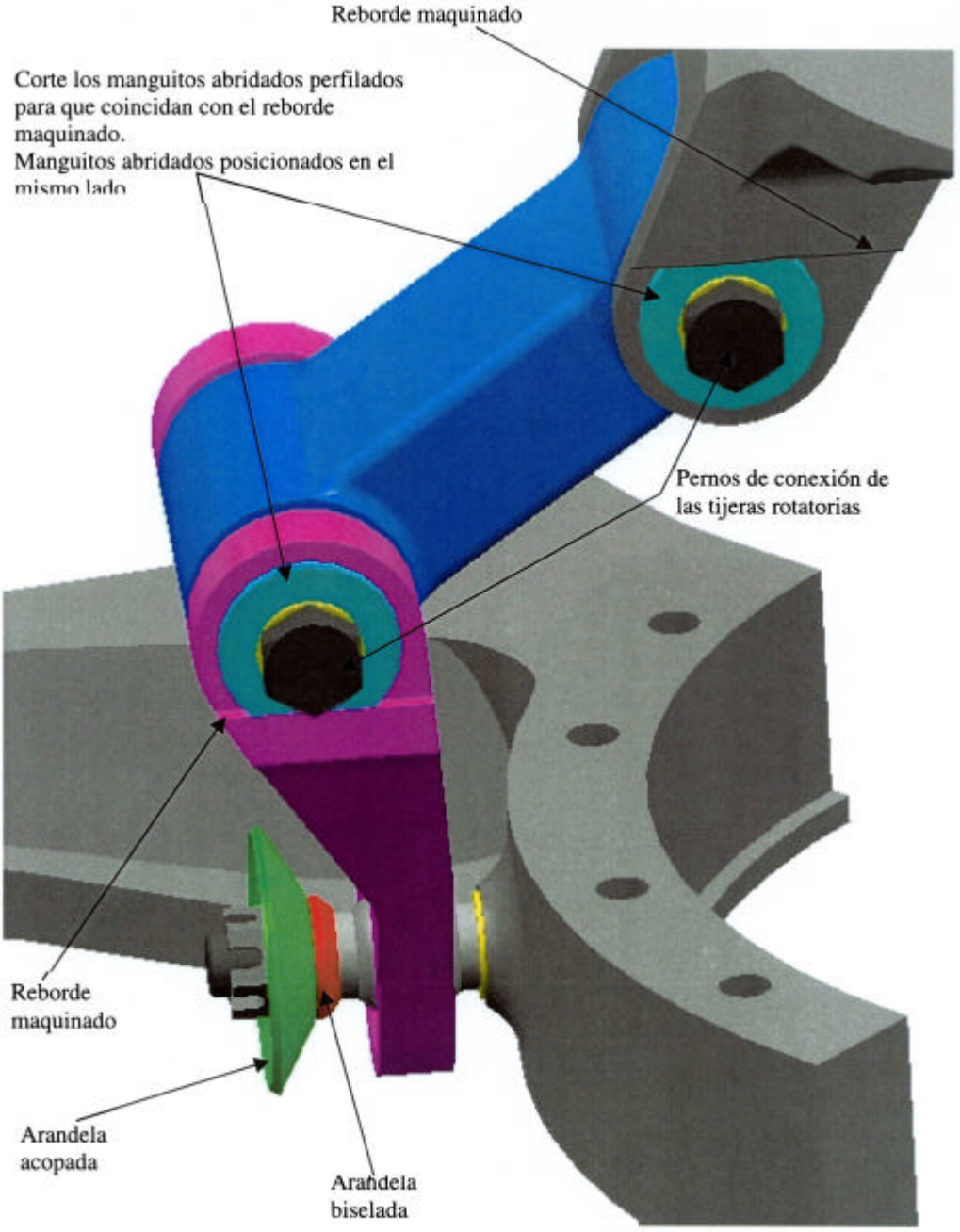
- La instalación inversa de la unión de tijera inferior (con la cara invertida) hace necesario un posicionamiento consecuentemente incorrecto del manguito abridado. La instalación que puede verse es claramente incoherente con la indicación de la figura 62-27 A.
  Las siguientes figuras en tres dimensiones muestran claramente como aparece una instalación correcta con respecto a una incorrecta. Es evidente que un posicionamiento correcto de los manguitos abridados excluyen una instalación incorrecta de las tijeras.



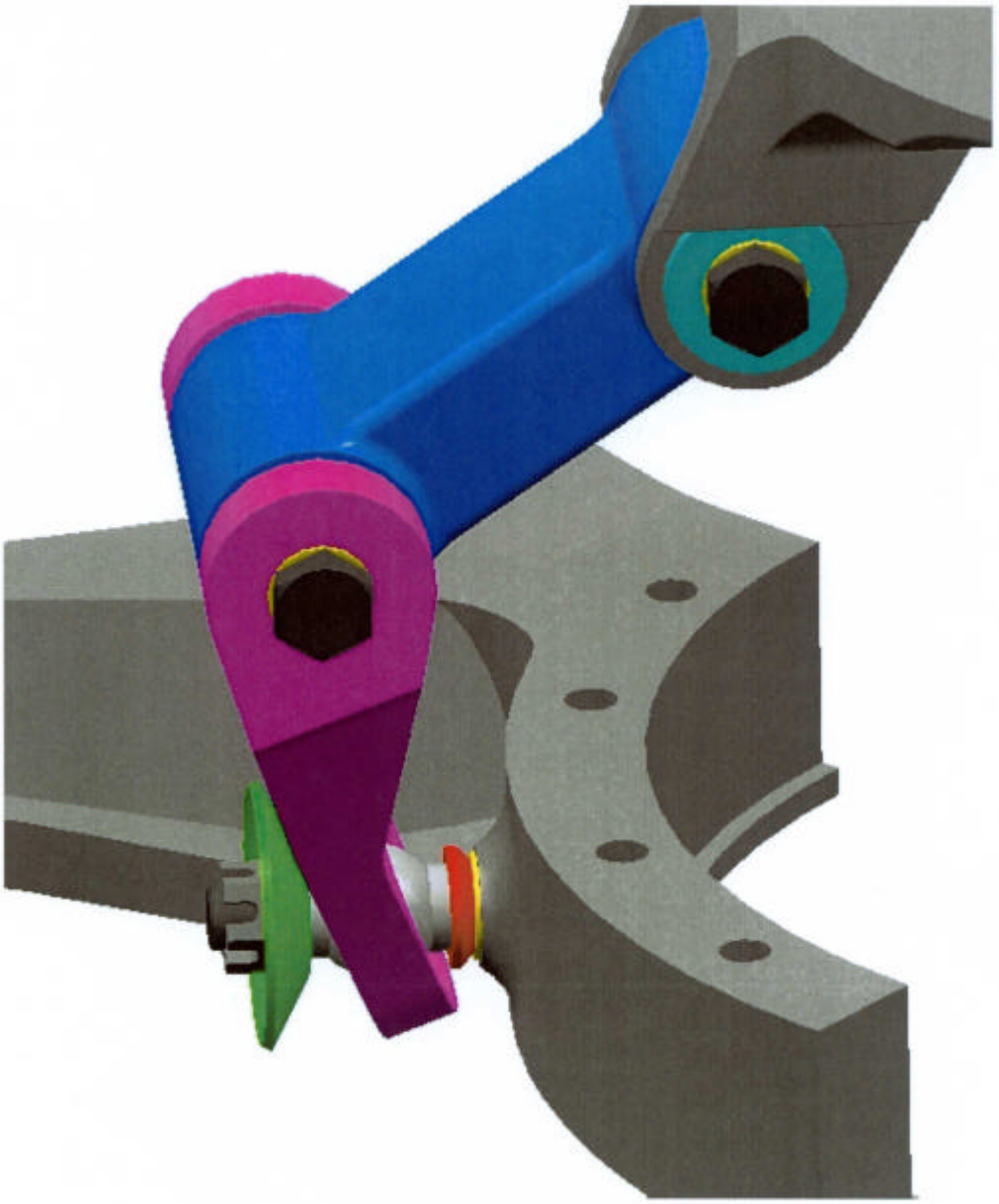
INSTALACIÓN INCORRECTA

El operador que instaló la unión inferior en la posición inversa (con la cara invertida), consiguientemente, ha montado también el manguito abridado en sentido opuesto.
Al hacerlo se ha obtenido una instalación claramente no conforme con la indicación de la figura 62-27 A.

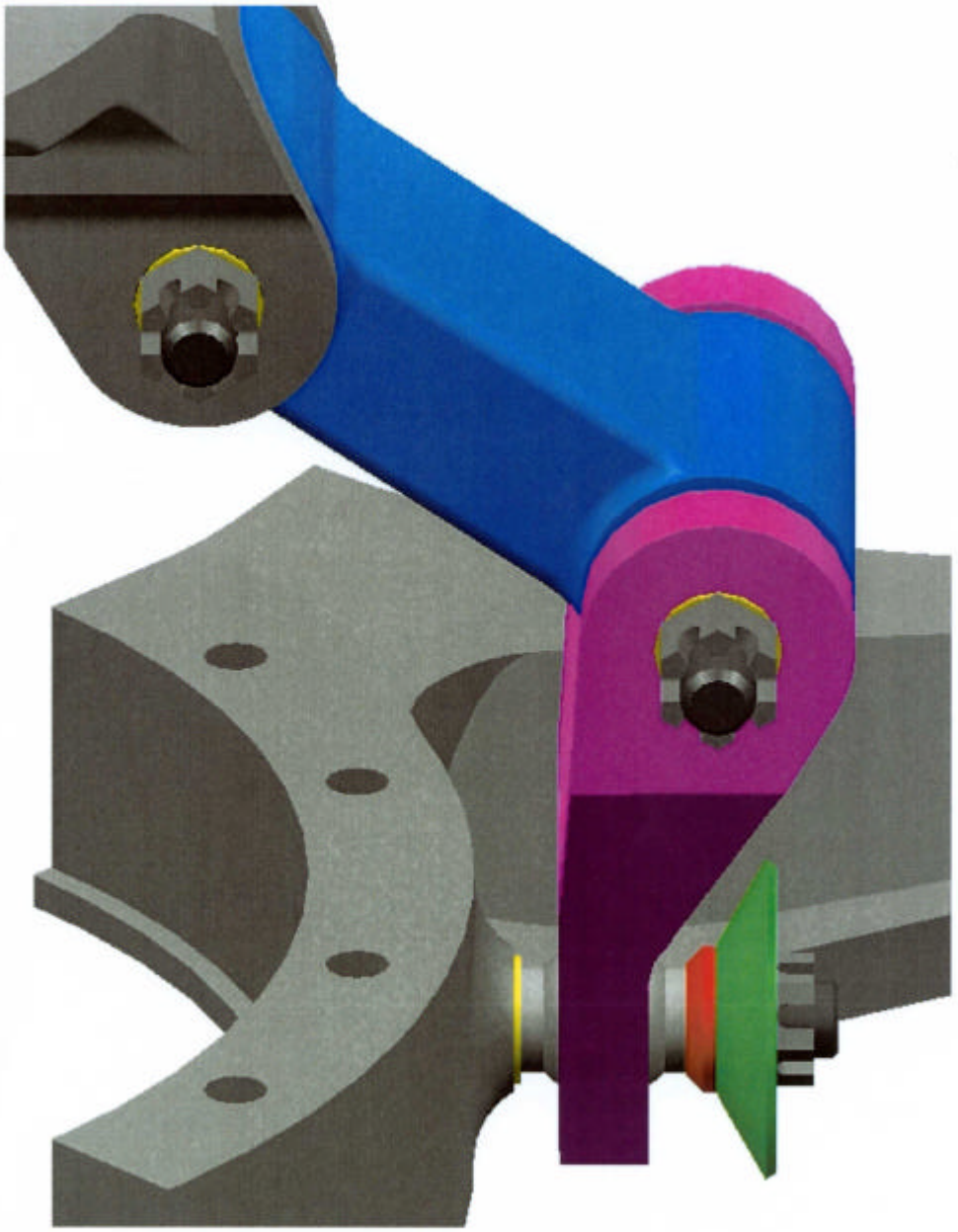




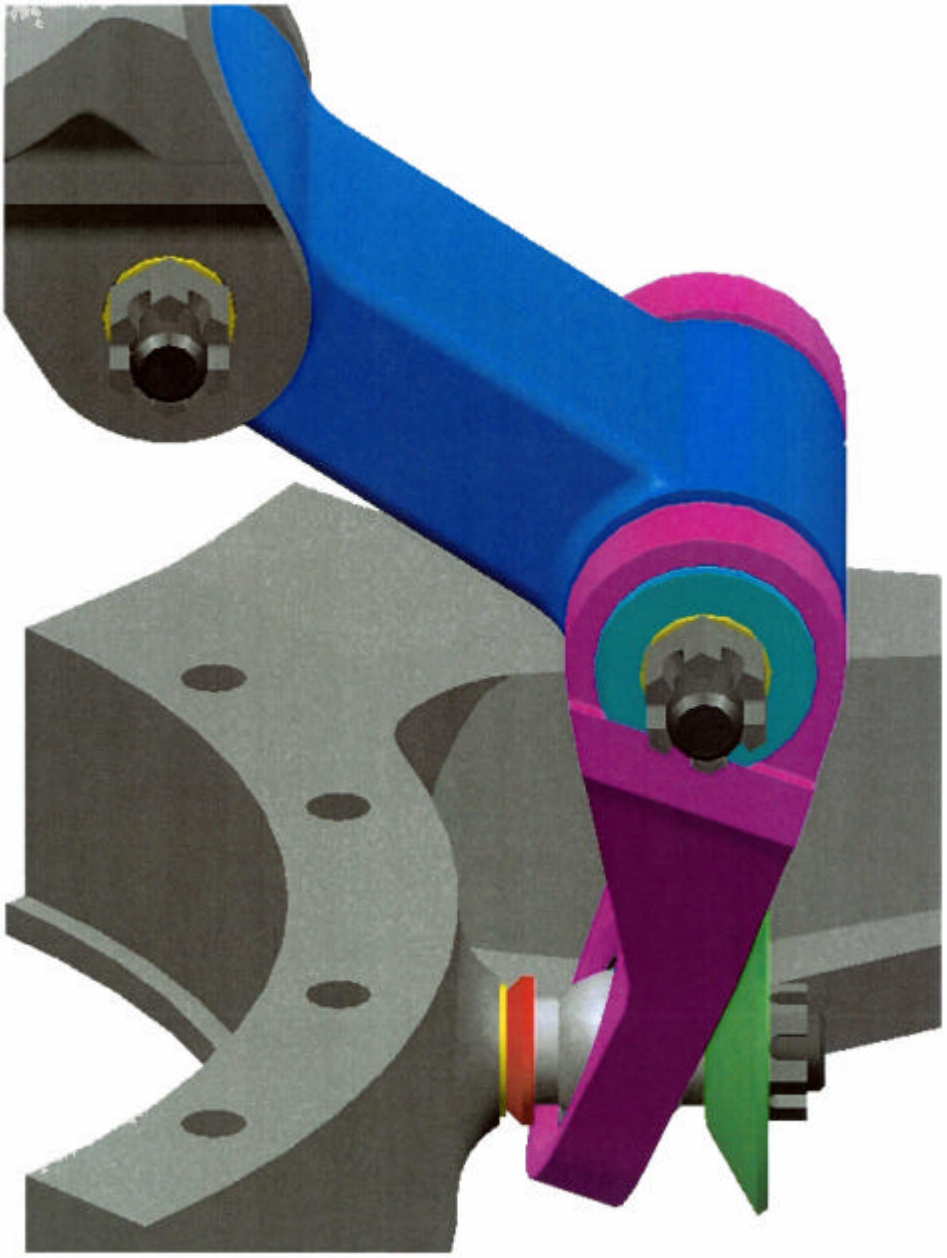
INSTALACIÓN CORRECTA



INSTALACIÓN INCORRECTA



INSTALACIÓN CORRECTA



INSTALACIÓN INCORRECTA

Las figuras explicativas se han añadido intencionadamente en los Manuales para una presentación sin posibilidad de error de las instrucciones. Además de esto, en caso de duda y cuando se solicita una aclaración, Agusta asiste a los clientes y a los centros de mantenimiento con un servicio de atención durante 24 horas que puede ayudar a resolver consultas técnicas de mantenimiento.

Este servicio debe utilizarse para evitar, por parte del personal, la interpretación, quizá lógica pero errónea, de las instrucciones técnicas, según lo exigido por una norma aeronáutica reconocida de forma unánime.

- Agusta, sobre la base de la solicitud oficial de las autoridades, ha mejorado subsiguientemente las instrucciones contenidas en el Manual de Mantenimiento en la sección 62-31, pero sigue considerando que la información existente en ese momento es adecuada para realizar una correcta instalación.
  Sobre la base de que la consulta de las figuras es el punto clave para una instalación correcta, éstas las instrucciones mejoradas del manual tampoco podrían considerarse adecuadas si no se tuviesen en cuenta de forma apropiada.

Asimismo las conclusiones de Agusta se han plasmado por puntos para responder a las declaraciones presentadas en los diferentes apartados del informe sobre el accidente.

Los comentarios se han citado haciendo referencia al número de apartado y la declaración en el texto del informe sobre el accidente se ha escrito entre comillas y en cursiva, seguido de la declaración de Agusta.

1. **Apart. 1.16.3.1**
   "..... La tuerca aparece como si hubiese girado con respecto a su posición inicial, con relación al perno, debido a que el pasador de aletas usado para bloquear la tuerca, tenía las chavetas deformadas y desplazadas respecto a la posición lógica y la deformación resultante del bloqueo. La chaveta superior, plegada sobre el exterior del perno, estaba situada entre la cresta de la rosca y la pared, mientras que la chaveta inferior se había desviado de la posición paralela al eje longitudinal del perno. ....."

   La declaración de AGUSTA es la siguiente:

   A partir de las fotografías presentadas en el apéndice D, es evidente que un extremo del pasador de aletas (extremo de lengüeta) no está deformado y situado en su posición, demostrado también por la marca de pintura todavía presente. Esta observación puede excluir una rotación de la tuerca desde su posición inicial (instalación).

2. **Apart. 1.16.3.1**
   "..... Una vez extraído el pasador de aletas, pudo verse que la tuerca podía girarse con los dedos en el sentido de apriete, aproximadamente un giro y medio, antes de que la primera rosca de la tuerca llegase al punto en el que la rosca se salía del perno. ....."

   AGUSTA considera que:

   La posibilidad de que la tuerca se gire con los dedos indica una instalación no correcta realizada usando una tuerca incorrecta. El proceso de apriete exige verificar, antes de reutilizar la tuerca, el valor del par del perno autoblocante (tuerca), de acuerdo con el apart. 20-10-5 del Manual de Mantenimiento.
   Una tuerca con un valor de par de auto-bloqueo correcto no permite una rotación con los dedos.
   Sin embargo, considerando la posibilidad de que la tuerca gire una vuelta y media antes de alcanzar el final de la rosca, se confirma la posibilidad de que las piezas instaladas se aprieten con un par correcto si se ejecuta una acotación de rosca adecuada.

3. **Apart. 1.16.3.1.5**
   "..... La otra anormalidad observada (la arandela biselada no estaba entre la arandela acopada y el lado del soporte) no es importante con respecto al efecto del montaje invertido del brazo de la tijera inferior y todavía más, si comparamos las figuras III.29-A y III.29-B, en el caso de la posición de la arandela biselada reflejada en esta figura es más lógico y casi necesario por la geometría resultante. ....."

   AGUSTA encuentra cuestionable la descripción de "el posicionamiento incorrecto de la arandela biselada como más lógico y casi necesario por la geometría con la tijera inferior invertida", ya que el montaje de la pieza es una cuestión de diseño y, ciertamente, cualquier lógica aplicada debe relacionarse estrictamente con el diseño del fabricante (véanse las figuras en tres dimensiones).

4. **Apart. 1.17.1**

"..... Se estableció que en la información en el manual de mantenimiento"...la representación de las tijeras inferiores no se había dibujado con suficiente detalle para ayudara un mecánico a identificar la posición correcta. Una clave para una instalación incorrecta sería que la brida en casquillo articulado debería haber estado en el extremo opuesto al mostrado, con objeto de engranar con el reborde maquinado por el lado de la unión...". El manual no contenía suficiente información escrita sobre la posición correcta de las tijeras. De hecho, existía un error en las instrucciones, ya que la arandela biselada estaba señalada como el elemento 29, cuando en el diagrama parecía ser el 25. ....."

La posición de AGUSTA difiere del informe español debido a las siguientes consideraciones:

La figura de instalación en el Manual de Mantenimiento, si se sigue adecuadamente, es suficiente para excluir una instalación incorrecta. De hecho, la figura mostraba los pernos de conexión de las tijeras rotatorias y los manguitos abridados en el mismo lado, con objeto de engranar con el reborde maquinado de la unión.
El error de impresión del P/N (Nº de pieza) de identificación de la arandela, citado en la fig. 62-27 (hoja 2 de 3) "A" es insignificante debido a las instrucciones de instalación citados en el apart. 62-31-14 del Manual de Mantenimiento.
La instrucción relataba el apilamiento correcto de la arandela a llevar a cabo, si bien la arandela biselada contenía un error de impresión rutinario del P/N (109-0134-01-101 en lugar de 109-0134-04-101 y el número de identificación 29 en lugar de 25).
La evaluación de Agusta demostró en cualquier caso que la limitación de control y el consiguiente fallo se debió solamente a la instalación incorrecta de la tijera, mientras que se demostró que el incorrecto posicionamiento de la arandela biselada no influyó ni en la resistencia estática ni en la resistencia a la fatiga del conjunto.

5. **Apart. 2.2**

"Según lo establecido en la Sección 1.17, la documentación de mantenimiento proporcionada por la figura 62-34 del Manual de Mantenimiento A109E-MM, incluyendo la Revisión 2 del 4-2-2000 (tras producirse el accidente), era ambigua con respecto a las instrucciones de montaje del semi-conjunto de tijeras, ya que la perspectiva del diagrama no mostraba claramente hacia qué lado debía montarse. Al ser un cojinete esférico, físicamente podría haberse montado en las dos posiciones. Tampoco existían instrucciones escritas sobre cómo realizar este montaje.
El Manual de Mantenimiento incluía e montaje correcto en el diagrama de la figura 62-38, sección 62-31-04 "Ajuste de la Fricción del Plato Oscilante" (véase el Apéndicex E), pero esta figura, al formar parte de otra tarea de mantenimiento, no estaba en la sección del semi-conjunto de tijeras".

Agusta querría destacar el hecho de que:

La figura de instalación en el Manual de Mantenimiento, si se sigue adecuadamente, es suficiente para excluir una instalación incorrecta. De hecho, la figura mostraba los pernos de conexión de las tijeras rotatorias y los manguitos abridados en el mismo lado, con objeto de engranar con el reborde maquinado de la unión.
Aparte de esto, la experiencia previa del personal de mantenimiento con los modelos 109 podría haber conducido a malinterpretaciones durante el montaje, a no ser que se siguiera adecuadamente el Manual de Mantenimiento del fabricante, teniendo en cuenta que las tijeras del A109E tienen una configuración diferente.
De hecho, en modelos A109 anteriores, el P/N en relieve de la tijera inferior estaba situado en la cara posterior, mientras que en el A109E está en la cara anterior.
El mantenimiento de helicópteros requiere que los operadores tengan un conocimiento adecuado del manual de mantenimiento en su conjunto, debido a la interrelación de todas las piezas implicadas en el montaje adecuado del A109E.

6. **Apart. 2.2**

"..... Asimismo, según lo realizado, la disposición de la arandela por ambos lados del cojinete esférico estaba dibujada correctamente en la 62-34, pero la arandela biselada estaba indicada como artículo 25, mientras que en el texto, en donde el procedimiento de instalación de las tijeras rotatorias se describía por escrito, se citaba como artículo 29. Esto puede haber conducido al personal de mantenimiento a pensar que existía un error en el diagrama que, junto con el hecho de que al montar las tijeras inferiores en posición invertida era más lógico situar la arandela biselada entre el cojinete y el plato oscilante, esto significaba probablemente que las arandelas estaban montadas como en la figura INTA III.29 en el Apéndice D. ....."

AGUSTA considera que:

El error de impresión rutinario del P/N de la arandela que aparece en la fig. 62-27 (hoja 2 de 3) "A" es insignificante debido a las instrucciones de instalación relacionadas en el apart. 62-31-14 del Manual de Mantenimiento.
La instrucción informaba del apilamiento correcto de la arandela que debía realizarse, aunque la arandela biselada contenía un error de impresión rutinario de P/N (109-0134-01-101 en lugar de 109-0134-04-101 y el número de identificación 29 en lugar de 25).

La evaluación de Agusta demostró en cualquier caso que la limitación de control y el consiguiente fallo se debió solamente a la instalación incorrecta de la tijera, mientras que se demostró que el incorrecto posicionamiento de la arandela biselada no influyó ni en la resistencia estática ni en la resistencia a la fatiga del conjunto.

7. **Apart. 2.2**

"..... Sin embargo, ni la arandela biselada ni la arandela delgada se encontraron entre los restos del aparato, y por tanto no puede concluirse definitivamente si estaban instaladas o no cuando se montó esa pieza. ....."

AGUSTA desea destacar lo siguiente:

Las dos arandelas se situaron sin duda entre la tijera y el plato oscilante, teniendo en cuenta el hueco existente entre la sección de fallo del perno y el reborde del cojinete de bolas, como quedó probado por los restos del accidente.
Solamente la incontestable posición mutua de las dos arandelas puede no definirse, si bien de las señales en el vástago del perno, la secuencia de posiciones más probable fue: cuerpo del plato oscilante – arandela delgada – arandela biselada – tijera inferior.
La presencia de las dos arandelas queda demostrada en cualquier caso por el hecho de que el apilamiento no pudo realizarse de forma diferente, con la tuerca en la posición encontrada y con el par requerido aplicado.

8. **Apart. 3.1**

"..... Las instrucciones para el montaje del conjunto de tijera inferior de arrastre, proporcionadas por el manual de mantenimiento en la sección 62-31 "Controles Rotatorios", edición del 1 de julio de 1999, no hacía posible determinar claramente la posición correcta en la que debería haberse montado la pieza. ....."

La opinión de AGUSTA es que:
Aunque el Manual de Mantenimiento en la sección 62-31 se ha mejorado sobre la base de la petición oficial de las autoridades, Agusta considera que sigue siendo adecuada para una correcta instalación la información contenida en la citada edición del 1 de julio de 1999. Aparte de esto, se espera que una persona de mantenimiento formada recibe la misión de realizar la instalación siguiendo la indicación del Manual de Mantenimiento, el montaje debería ejecutarse correctamente.
Este concepto queda demostrado indirectamente por los otros aparatos en servicio en el momento del accidente.

9. **Apart. 3.2**

"Se considera que la causa más probable del accidente es el montaje incorrecto del conjunto de tijera inferior de arrastre durante las tareas de mantenimiento programadas, como consecuencia de la información incompleta ofrecida por la sección correspondiente del manual de mantenimiento de la aeronave."

AGUSTA está de acuerdo con la declaración "Se considera que la causa más probable del accidente es el montaje incorrecto del conjunto de tijera inferior de arrastre durante las tareas de mantenimiento programadas"", pero considera que la **causa aproximada** debería separarse claramente de los posibles **factores contributivos,** en la forma siguiente:

Causa

Se considera que la causa más probable del accidente es el montaje incorrecto del semi-conjunto de tijeras durante la tarea de mantenimiento programado.

Factores contributivos

i. **El personal de mantenimiento del operador no comprobó el procedimiento de montaje del A109E, específicamente con relación a la figura de instalación N° 62-27 A.**

ii. **La falta de una adecuada familiarización del personal de mantenimiento de operador con el manual de mantenimiento en su conjunto.**

iii. **El hecho de que el personal de mantenimiento de operador no solicitara asesoramiento técnico al fabricante, según está reconocido unánimemente como una buena práctica aeronáutica.**