

CIAIAC

Comisión de Investigación
de Accidentes e Incidentes
de Aviación Civil

INFORME TÉCNICO A-029/2002

Accidente ocurrido el
día 14 de junio de 2002,
al helicóptero operado
por Helieuropa Services,
modelo Agusta Bell AB
205, matrícula EC-GJL,
en el municipio de
Toraiola (Lleida)



MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

A-029/2002

**Accidente ocurrido el día 14 de junio de 2002,
al helicóptero operado por Helieuropa Services,
modelo Agusta Bell AB 205, matrícula EC-GJL,
en el municipio de Toraiola (Lleida)**



MINISTERIO
DE FOMENTO

SECRETARÍA GENERAL DE
TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-03-011-0
Depósito legal: M. 23.129-2003
Imprime: Centro de Publicaciones

Diseño cubierta: Carmen G. Ayala

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

E-mail: ciaiac@fomento.es
<http://www.fomento.es/ciaiac>

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

De conformidad con lo señalado en la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea, y en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional, la investigación tiene carácter exclusivamente técnico, sin que se haya dirigido a la determinación ni establecimiento de culpa o responsabilidad alguna. 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.

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

Índice

Abreviaturas	vii
Sinopsis	ix
1. Información factual	1
1.1. Antecedentes del vuelo	1
1.2. Lesiones de personas	2
1.3. Daños a la aeronave	2
1.4. Otros daños	2
1.5. Información personal	2
1.5.1. Piloto al Mando	2
1.5.2. Copiloto	3
1.5.3. Técnicos en termografía	4
1.5.4. Otros ocupantes	4
1.6. Información de aeronave	4
1.6.1. Descripción de la aeronave	4
1.6.2. Célula	5
1.6.3. Certificado de aeronavegabilidad	5
1.6.4. Registro de mantenimiento	6
1.6.5. Motor	6
1.6.6. Pesos y centrado	6
1.6.7. Actuaciones en despegue de la aeronave	7
1.6.8. Historial de la aeronave	10
1.6.9. Mantenimiento seguido por la aeronave	15
1.7. Información meteorológica	17
1.7.1. Información general	17
1.7.2. Información de aeródromo	17
1.7.3. Información en el lugar del accidente	18
1.8. Ayudas para la navegación	18
1.9. Comunicaciones	18
1.10. Información de aeródromo	18
1.11. Registradores de vuelo	19
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	19
1.13. Información médica y patológica	21
1.14. Incendios	21
1.15. Aspectos de supervivencia	21
1.16. Ensayos e investigación	22
1.16.1. Inspección de los restos de la aeronave	22
1.16.2. Inspección de la línea eléctrica	23
1.16.3. Estudio del motor	25
1.16.4. Estudio de la rotura de un actuador de cambio de paso del rotor de cola	28
1.16.5. Trabajos realizados en instalaciones de la CIAIAC	32
1.16.6. Estudio de la rotura del eje de transmisión de la caja de 42° a la de 90°	37
1.16.7. Estudio de la rotura del cono de cola	38

1.16.8. Estudio de la operación	43
1.17. Información sobre organización y gestión	47
1.17.1. Compañía explotadora de la aeronave	47
1.17.2. Dirección General de Aviación Civil	50
1.18. Información adicional	53
1.18.1. Declaraciones de testigos	53
1.18.2. Elementos del helicóptero identificados	54
1.18.3. Inspecciones Prevuelo y Diaria	56
1.18.4. Inspecciones realizadas a la empresa propietaria del helicóptero	58
1.18.5. Requisitos de la DGAC para emisión, renovación y prórroga de certificados de aeronavegabilidad	61
1.18.6. Requisitos de la Unión Europea sobre la certificación y el mantenimiento de la aeronavegabilidad	66
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces	67
2. Análisis	69
2.1. Desarrollo del vuelo	69
2.2. Análisis de las cuestiones relativas al material	70
2.2.1. Breve repaso a los antecedentes	70
2.2.2. Análisis del mantenimiento de la aeronave	71
2.2.3. Rotura estructural en vuelo	72
2.2.4. Consideración global de los aspectos de material	78
2.3. Análisis de las cuestiones relativas a la operación	79
2.3.1. La operación en la compañía explotadora de la aeronave	79
2.3.2. Características de la operación del helicóptero	80
2.3.3. El vuelo en el que ocurrió el accidente	80
2.3.4. Consideración global de los aspectos de operación	81
2.4. Consideraciones sobre las causas del accidente	82
2.5. Análisis de los procesos asociados con las autorizaciones de Aeronavegabilidad	83
2.5.1. Proceso de concesión del certificado de aeronavegabilidad	83
2.5.2. Coordinación entre dependencias de la DGAC	84
2.5.3. Renovaciones del Certificado de Aeronavegabilidad	85
2.5.4. Procedimiento de modificación del certificado de aeronavegabilidad y evaluación de la normativa existente	85
2.5.5. Requisitos para las prórrogas del certificado de aeronavegabilidad	86
2.6. Supervisión realizada por la DGAC	87
2.6.1. Supervisión del mantenimiento del operador	87
2.6.2. Supervisión de las operaciones	88
3. Conclusión	91
3.1. Conclusiones	91
3.2. Causas	93
4. Recomendaciones sobre seguridad	95

Abreviaturas

00:00	Horas y minutos (período de tiempo)
00.00:00	Horas, minutos y segundos (tiempo cronológico)
00°	Grados geométricos / Rumbo magnético
00°00'00"	Grados, minutos y segundos (coordenadas geográficas)
00 °C	Grados Centígrados
AD (DA)	Directiva de Aeronavegabilidad
AIP	Publicaciones de Información Aeronáutica
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
cm	Centímetros
dd/mm/aaaa	Día, mes y año (fecha)
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
dm ³	Decímetros cúbicos
DSV	Delegación de Seguridad en Vuelo
E	Este
EASA	Agencia Europea de Seguridad Aérea
FAA	Autoridad de Aviación Civil de los Estados Unidos de América
ft	pies
HL	Hora Local
hPa	Hectopascales
IC	Instrucción Circular
INTA	Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial
ITP	Industria de Turbo Propulsores, S. A.
JAA	Autoridades Conjuntas de Aviación
JAR	Requisitos Conjuntos de Aviación
Kg	Kilogramos
Km	Kilómetros
Kts	Nudos
KV	Kilovoltios
l	Litros
lb	Libras
m	Metros
MBO	Manual Básico de Operaciones
METAR	Informe meteorológico ordinario de aeródromo
MHz	Megahercio
MN	Milla Náutica
MOM	Manual de Organización de Mantenimiento
MTOW	Peso Máximo Autorizado al Despegue
N	Norte
P/N	Número de Parte
psi	Libras por pulgada cuadrada
QNH	Ajuste de la escala de presión de manera que, en el despegue y el aterrizaje, el altímetro indique la altura del aeropuerto sobre el nivel del mar
S	Sur
S/N	Número de Serie
SB (BS)	Boletín de Servicio
SHP	Caballos de Vapor al Eje
TA	Trabajos Aéreos
TMA	Técnico de Mantenimiento de Aeronaves
TPM	Transporte Público de Mercancías
TPP	Transporte Público de Pasajeros
TWR	Torre de Control
UTC	Tiempo Universal Coordinado
VHF	Muy Alta Frecuencia
W	Oeste

Sinopsis

Propietario y Operador:	HELIEUROPA SERVICES, S. A.
Aeronave:	AGUSTA BELL AB 205
Matrícula:	EC-GJL
Fecha y hora del accidente:	14 de junio de 2002, aproximadamente a las 13.15 horas ¹
Lugar del accidente:	Toraiola, T.M. de Conca de Dalt (Lleida – España)
Personas a bordo:	8 (4 tripulantes y 4 pasajeros)
Tipo de vuelo:	Trabajos Aéreos – Inspección de Líneas Eléctricas (Termografía)
Fecha de aprobación:	22 de febrero de 2006

El día 14 de junio de 2002, el helicóptero despegó del Aeropuerto de Sabadell a las 9.40 horas, con cuatro ocupantes a bordo. Se dirigió a Lleida, donde recogió a cuatro personas, y despegó con destino al Helipuerto de Baqueira Beret. En este helipuerto aterrizó, repostó combustible y despegó de nuevo, con destino a Lleida y regresó al Aeropuerto de Sabadell.

Durante el trayecto hacia Lleida, aproximadamente a las 13.15 horas y cuando se encontraba próximo a la localidad de Toraiola, manteniendo el vuelo nivelado, se produjo la separación en vuelo del cono de cola del helicóptero. Éste cayó al suelo y el fuselaje empezó a girar sobre sí mismo y a bajar poco a poco hasta impactar con el terreno. Los restos del fuselaje se incendiaron y quedaron totalmente calcinados, y los ocho ocupantes del helicóptero fallecieron como consecuencia del impacto con el terreno.

En el curso de la investigación, se ha establecido que la rotura y separación en vuelo del cono de cola del helicóptero con respecto al fuselaje, se produjo como consecuencia de una sobrecarga en el conjunto de cola, que dio lugar a la rotura estática de los largueros del fuselaje y del revestimiento en la zona anexa a éstos.

La sobrecarga en el conjunto de cola tuvo probablemente su origen en la existencia de daños importantes de carácter estático en el lado derecho del cono de cola, no detectados previamente. Estos daños pudieron dar lugar a una redistribución de esfuerzos tal que los largueros del lado izquierdo del fuselaje se vieron sometidos a sollicitaciones que superaron su resistencia a la rotura.

Como consecuencia de este accidente se han emitido cinco Recomendaciones de Seguridad.

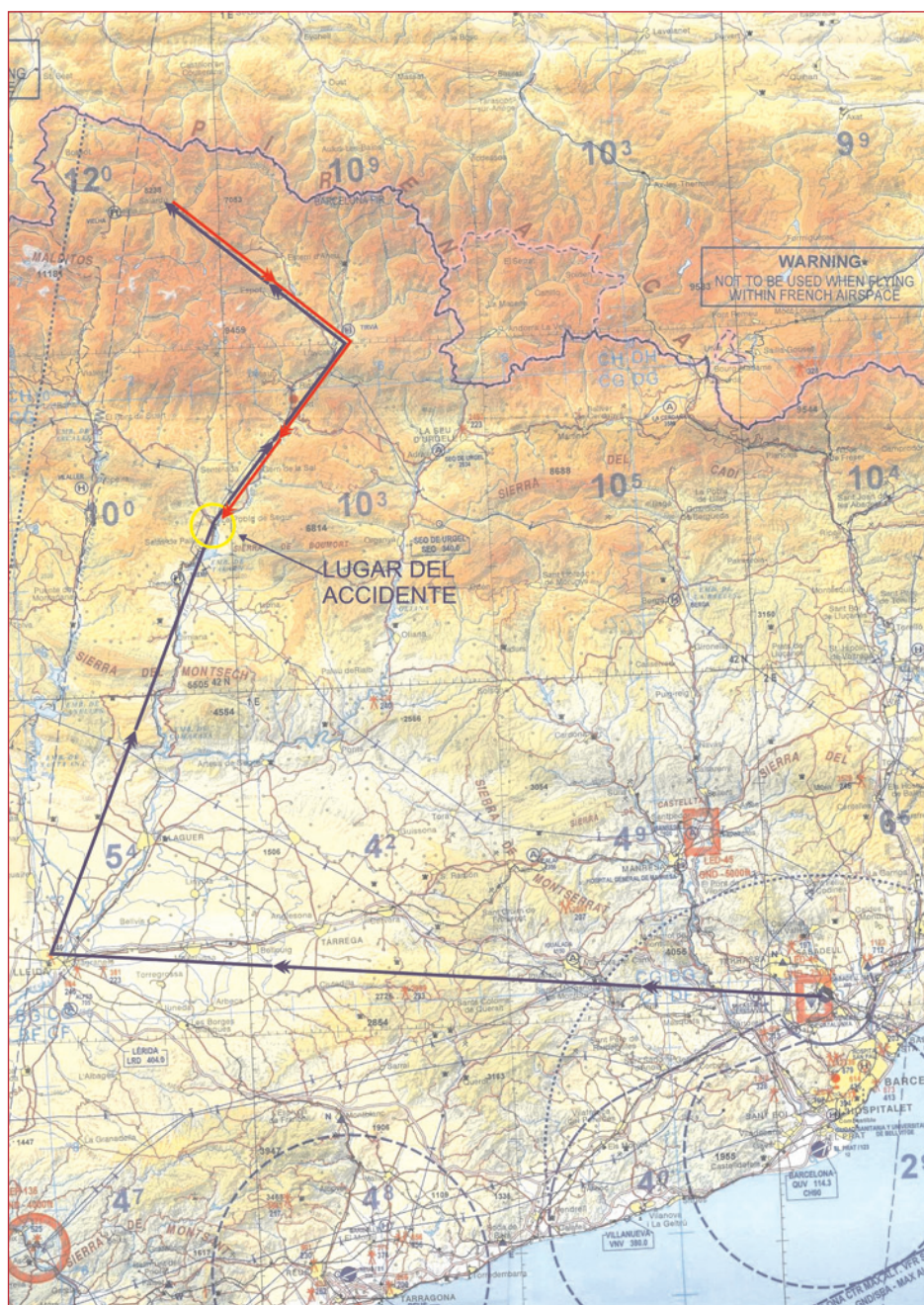
¹ Todas las horas son locales (HL), excepto que expresamente se indique lo contrario. Para obtener las horas U.T.C., es necesario restar **dos horas** de las horas locales.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El día 14 de junio de 2002, el helicóptero AGUSTA-BELL AB 205, matrícula EC-GJL, despegó del Aeropuerto de Sabadell a las 9.40 horas, con cuatro ocupantes a bordo.

Se dirigió a Lleida, donde aterrizó, recogió a cuatro personas, y despegó con destino al Helipuerto de Baqueira Beret.



En este helipuerto aterrizó, repostó combustible y despegó con destino a Lleida y regreso al Aeropuerto de Sabadell.

Durante el trayecto hacia Lleida, aproximadamente a las 13.15 horas y cuando se encontraba próximo a la localidad de Toraiola, manteniendo el vuelo nivelado, se produjo la separación en vuelo del cono de cola del helicóptero. Éste cayó al suelo y el fuselaje empezó a girar sobre sí mismo y a bajar poco a poco hasta impactar con el terreno.

Los restos del fuselaje se incendiaron y quedaron totalmente calcinados. Los ocho ocupantes del helicóptero fallecieron como consecuencia del impacto con el terreno.

1.2. Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos	4	4	8	
Graves				
Leves				No aplicable
llesos				No aplicable
TOTAL	4	4	8	

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave resultó totalmente destruida como consecuencia del desprendimiento del cono de cola, el impacto con el terreno y el posterior incendio.

1.4. Otros daños

No se produjeron otros daños dignos de consideración.

1.5. Información personal

1.5.1. *Piloto al Mando*

Edad/Sexo: 52 años/Varón
Nacionalidad: Española
Título: Piloto de Transporte de Línea Aérea de Helicóptero
Antigüedad: 09/12/1993

Licencia de aptitud de vuelo:	— Fecha de renovación: 11/06/2002 — Fecha de caducidad: 15/12/2002
Habilitaciones:	— Vuelo Instrumental — Radiotelefonía en Inglés — BELL 204, 205, 206 y 47 G — Instructor de vuelo: Piloto Privado, Piloto Comercial y Vuelo Instrumental
Horas totales de vuelo:	6.700
Horas en el tipo:	Se desconoce el dato exacto. No obstante, se ha estimado que más del 50% de su experiencia de vuelo lo era en este tipo de helicópteros
Horas en los últimos 90 días:	136:20 (*)
Horas en los últimos 60 días:	106:10 (*)
Horas en los últimos 30 días:	72:00 (*)
Horas en las últimas 48 horas:	03:15, el día anterior al accidente (*)

1.5.2. Copiloto

Edad/Sexo:	23 años/Varón
Nacionalidad:	Española
Título:	Piloto Comercial de Helicóptero
Antigüedad:	12/03/2001
Licencia de aptitud de vuelo:	— Fecha de renovación: 19/11/2001 — Fecha de caducidad: 23/11/2002
Habilitaciones:	— Vuelo Visual — Radiotelefonía en Inglés — BELL 204/205 y 206 — Robinson 22
Horas totales de vuelo:	420, aproximadamente
Horas en el tipo:	250, aproximadamente
Horas en los últimos 90 días:	136:20 (**)
Horas en los últimos 60 días:	106:10 (**)
Horas en los últimos 30 días:	72:00 (**)
Horas en las últimas 48 horas:	03:15, el día anterior al accidente (**)

(*) Todas realizadas como piloto al mando en el helicóptero que sufrió el accidente.

(**) Todas realizadas como copiloto en el helicóptero que sufrió el accidente.

1.5.3. *Técnicos en termografía*

En el helicóptero viajaban dos técnicos en termografía, cuya misión era la de operar los equipos necesarios para la inspección de las líneas eléctricas.

1.5.4. *Otros ocupantes*

Además de los cuatro ocupantes anteriormente citados, en el helicóptero viajaban otras cuatro personas: Un responsable de la compañía eléctrica operadora de las líneas eléctricas a inspeccionar y tres funcionarios de la Delegación Territorial del Departamento de Industria y Turismo de la Generalitat de Cataluña en Lleida.

1.6. Información de aeronave

1.6.1. *Descripción de la aeronave*

El helicóptero AB 205 es una aeronave militar, construida por la empresa italiana Agusta S.p.A., bajo licencia de la empresa de los Estados Unidos de Norteamérica (EE.UU.) Bell Helicopter Textron que la fabricaba para los ejércitos con las denominaciones UH-1D y UH-1H según el modelo de motor instalado.

Se trata de un helicóptero de dos palas metálicas, con rotor semirrígido sistema Bell, fuselaje convencional de estructura semimonocasco metálica equipado con un motor de turbina, marca Lycoming, modelo T53-L-11A de 1.000 SHP (UH-1D) o modelo T53-L-13B de 1.400 SHP (UH-1H), rotor de cola de dos palas metálicas, tres cajas de engranajes, reductora la del rotor principal y de cambio de dirección la intermedia y la de cola, cabina para acomodación de dos puestos de pilotaje y hasta trece pasajeros, estructura metálica y tren de aterrizaje tubular de patines. Fue fabricado en los años 1950/60, siendo muy conocido por su actuación en la guerra del Vietnam, como modelo Huey.

En su versión civil, el fabricado por Bell Helicopter Textron fue denominado Bell 205 A-1, y AB 205 A-1 el fabricado por Agusta S.p.A bajo licencia. Los dos modelos civiles tienen Certificado de Tipo, número H1SW emitido por la FAA (EE.UU.) en octubre de 1968 el primero, y número A-150 emitido por el Registro Aeronáutico Italiano (RAI) en abril de 1971 el segundo.

Las principales diferencias de fabricación entre los modelos AB 205 y AB 205 A-1 se encuentran en los sistemas de eje conductor y de rotor de cola, y en que el AB 205 cuenta con un sistema hidráulico simple para el control de los actuadores del sistema de mandos que es doble en el AB 205 A-1.

En cuanto a la Aeronavegabilidad Continuada se refiere, para el modelo AB 205 el fabricante suministra los correspondientes Manuales y emite Boletines de Servicio, siendo los

propios ejércitos que lo operan los que la mantienen de acuerdo con sus propios criterios que, en general, no son homologables a los establecidos para los modelos civiles.

1.6.2. *Célula*

Fabricante:	AGUSTA, S.p.A.
Modelo:	AB 205
Número de Fabricación:	4010
Año de Fabricación:	1966
Matrícula:	EC-GJL
Explotador:	HELIEUROPA SERVICES, S.A.

1.6.3. *Certificado de aeronavegabilidad*

En este documento figuraba «AB 205-A1» como modelo de aeronave.

Clase:	Normal
Categoría:	— Transporte Público de Pasajeros (T.P.P.) — Transporte Público de Mercancías (T.P.M.) — Trabajos Aéreos (T.A.)
Modalidades de T.A.:	— Fotografía — Investigación y reconocimiento instrumental — Observación y Patrullaje — Transporte de material y lanzamiento de agua con helicóptero — Publicidad — Escuela — Operaciones de emergencia
Prestación Técnica:	Normal. Aeronave idónea para el vuelo visual
Fecha de expedición:	12/03/1999
Fecha de renovación:	19/03/2001
Fecha de caducidad:	18/03/2002

A partir de esta fecha, se emitieron tres prórrogas a este certificado:

- El 19/03/2002, con validez hasta el 08/04/2002.
- El 08/04/2002, con validez hasta el 18/04/2002.
- El 29/04/2002, con validez hasta el 17/11/2002.

1.6.4. *Registro de mantenimiento*

Horas totales de vuelo:	4.126:40, al 13/06/2002
Última revisión general:	19/06/1996
Horas última rev. general:	3.065:30
Última revisión 100 horas:	17/04/2002
Horas última rev. 100 horas:	4028

1.6.5. *Motor*

El motor que tenía instalado la aeronave, de acuerdo con la anotación que figura en el Cuaderno de Aeronave, se había montado el 25/09/1998, con 3.028 horas totales de motor y 3.288 de célula, coincidiendo con una revisión de 1.000 horas de célula.

Marca:	TEXTRON LYCOMING
Modelo:	T53 – L – 13B
Número de Fabricación:	LE – 23145B
Horas totales de vuelo:	3.866:40
Horas última revisión general:	1.562
Puesta en servicio:	15/04/1998
Horas puesta en servicio:	3.028
Última revisión 100 horas:	17/04/2002
Horas última rev. 100 horas:	3.769

1.6.6. *Pesos y centrado*

No se encontró la hoja de pesos y centrado correspondiente al vuelo en el que ocurrió el accidente, bien por haberla destruido el fuego, bien por no haberse preparado.

En las Hojas de Características adjuntas al Certificado de Aeronavegabilidad, emitidas con fecha 09/03/1999, figuraban los siguientes datos:

Peso máximo autorizado al despegue:	4.303 Kg
Peso máximo autorizado al aterrizaje:	4.303 Kg

Peso básico en vacío:	2.741 Kg
Capacidad total de aceite:	21,233 dm ³
Capacidad de combustible:	743,2 dm ³ (7,6 dm ³ no consumibles)
Peso estimado al despegue en la operación:	3.960 Kg

Para la estimación del peso al despegue en el helipuerto de Baqueira Beret, se ha considerado:

- El depósito de aceite y las cajas de transmisión estaban en sus niveles óptimos de llenado, lo que supone, considerando una densidad estándar de 0,928 Kg/dm³, 19 Kg de aceite a bordo.
- El helicóptero se había repostado llenando el depósito de combustible, lo que supone, considerando una densidad estándar de 0,807 Kg/dm³, 600 Kg de combustible a bordo.
- El peso medio de los ocupantes de la aeronave era de 75 Kg.

En cuanto a la posición del centro de gravedad se refiere, no es posible estimar su posición, debido a que se desconoce la ubicación de los cuatro pasajeros en la cabina y si se trasportaba algo en el compartimento de carga. No obstante, considerando que no se transportaran objetos con un peso significativo en el compartimento de carga y que los pasajeros se hubieran acomodado de una manera adecuada, siguiendo indicaciones de la tripulación, puede suponerse que el centro de gravedad estaba dentro de los límites establecidos.

1.6.7. *Actuaciones en despegue de la aeronave*

Para la determinación de las actuaciones del helicóptero en el despegue del helipuerto de Baqueira Beret, con una elevación de 1.500 m (4.925 ft), se considera que la tripulación lo realizó en estacionario con efecto suelo (Hover) y con el par motor máximo disponible para una operación continua de 30 minutos de duración (Maximum Torque Available – 30 Minute Operation).

Por otra parte, se considera que el peso era, de acuerdo con lo estimado en el apartado anterior, de 3.960 Kg (8.730 lb), y que las condiciones meteorológicas eran, de acuerdo con lo expresado en 1.7.2, de viento en calma y 25 °C de temperatura.

Utilizando los gráficos correspondientes, figuras 1.6.7.1 y 2, reproducidos del Manual de Operación de la Aeronave, se obtienen unos valores de 43 psi para el par motor calibrado y, en consecuencia, que la máxima separación entre los patines del helicóptero y el suelo para mantener el vuelo estacionario era de 20 ft.

E-AB205-T53-1
Chapter 7

MAXIMUM TORQUE AVAILABLE (30 MINUTE OPERATION)

ANTI-ICE OFF BLEED AIR HEATER OFF
324 ROTOR/6600 ENGINE RPM JP-4 FUEL

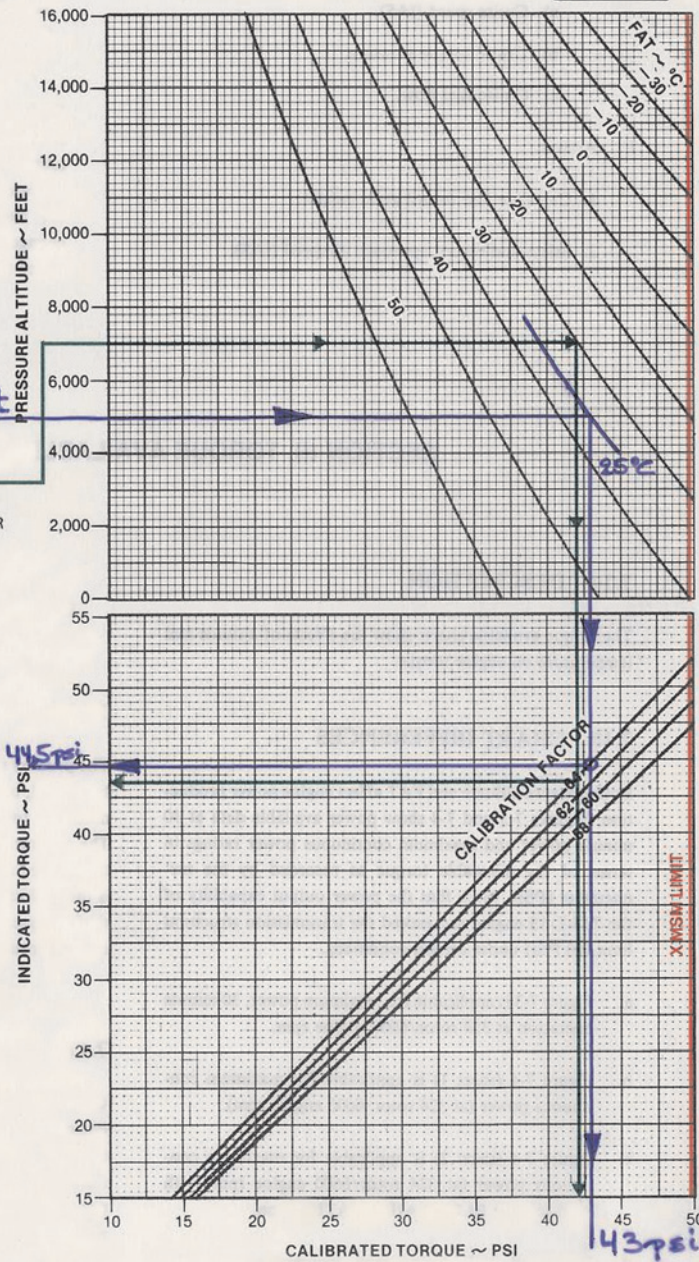
MAXIMUM TORQUE
AB-205
T53-L-13
ENGINE

EXAMPLE

WANTED
CALIBRATED AND
INDICATED TORQUE

KNOWN
PRESSURE ALTITUDE = 7000 FEET
CALIBRATION FACTOR = 64
FAT = + 20°C

METHOD
ENTER PRESSURE ALTITUDE HERE
MOVE RIGHT TO FAT
MOVE DOWN TO CALIBRATION FACTOR
MOVE LEFT READ INDICATED
TORQUE = 43.5 PSI
FOR CALIBRATED TORQUE
CONTINUE FROM FAT DOWN
THROUGH THE CALIBRATION
FACTOR, READ CALIBRATED
TORQUE = 41.7 PSI



DATA BASIS : TM55-1520-210-10

Figure 7-3. Maximum torque available (30 minute operation) chart (T53-L-13 engine).

7-10

Figura 1.6.7.1. Par motor máximo disponible para una operación continua de 30 minutos de duración

E-AB205-T53-1
Chapter 7

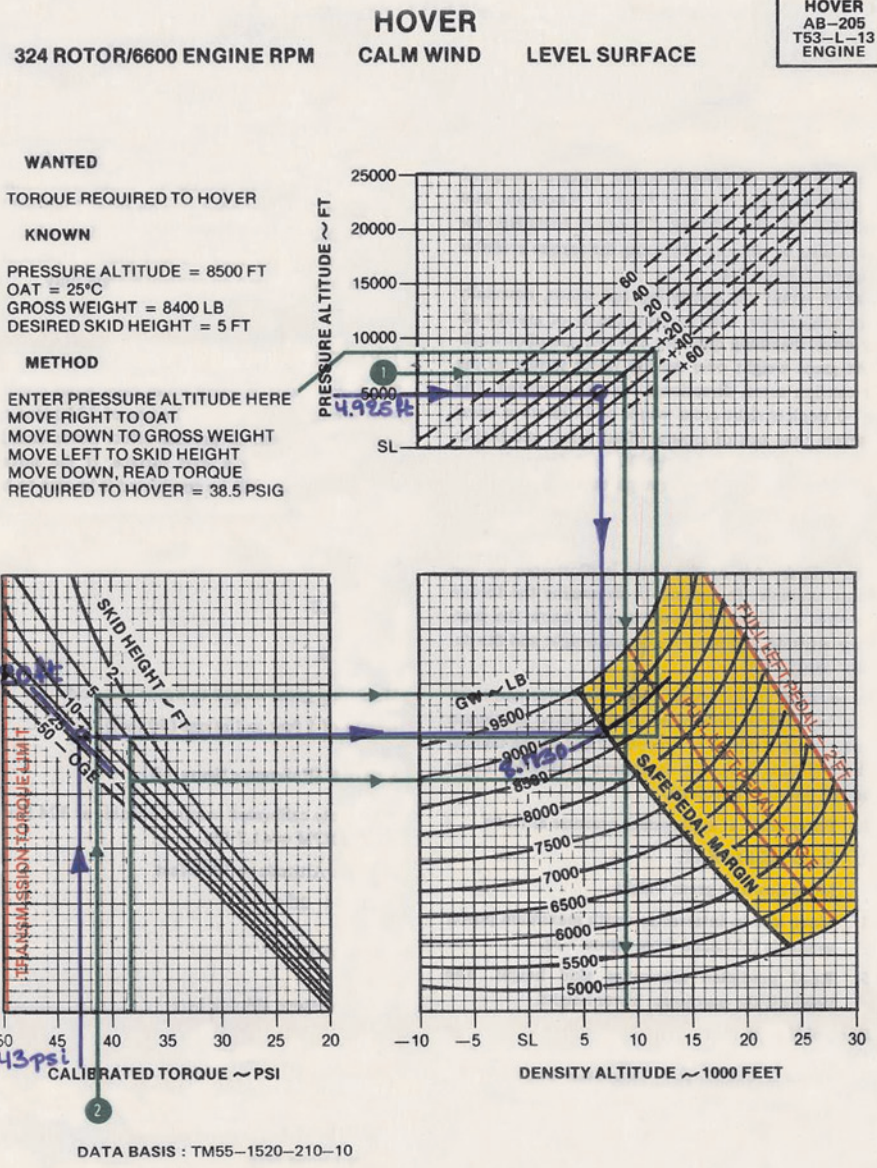


Figure 7-5 (sheet 1 of 3). Hover chart (T53-L-13 engine).

7-14

Change 4

Figura 1.6.7.2. Vuelo estacionario con efecto suelo

1.6.8. *Historial de la aeronave*

El helicóptero Agusta-Bell AB 205 con número de serie 4010 formaba parte de un pedido realizado por el Ministerio del Aire español a la empresa italiana Agusta S.p.A. En su documentación original figura un certificado del Registro Aeronáutico Italiano (R.A.I.) en el que se indica que el helicóptero modelo AB 205 número de serie 4010, fabricado por Agusta, S.p.A. con licencia de Bell Helicopter Textron, ha realizado un vuelo con resultado favorable el día 28 de febrero de 1966 y que el modelo corresponde al modelo militar UH-1D fabricado por Bell Helicopter Textron para el ejército de los EE.UU.

Entregado a la Subsecretaría de Aviación Civil, dependiente del Ministerio del Aire, en marzo de 1966, se le otorgó el Certificado de Aeronavegabilidad Restringido número 706, se le asignó la matrícula civil EC-BDF y se adscribió al 803 Escuadrón del Ejército del Aire.

En mayo de 1974 se le asignó la matrícula EC-SSH y en julio de 1975 pasó al 802 Escuadrón del Ejército del Aire. En octubre de 1978 se canceló la matrícula civil y se le asignó la matrícula militar HE-10A-5.

De julio de 1979 a noviembre de 1980 se le cumplimentó una revisión general en la Maestranza Aérea de Madrid y en noviembre de 1980 se entregó a la Escuela de Pilotos de Helicópteros del Ejército del Aire. En diciembre de 1980 pasó al Ala 78, de Granada, al trasladarse allí esta escuela.

En julio de 1982, cuando contaba con 253 horas de vuelo desde la revisión general anterior, se envió a la Maestranza Aérea de Madrid para cumplimentar una nueva revisión general.

En julio de 1988, cuando contaba con un total de 3.065:30 horas de vuelo y 1.158 horas desde la última revisión general, se entregó a la Maestranza Aérea de Madrid, se le dio de baja en el Ejército del Aire y se vendió como Lote n.º 11, en subasta celebrada el día 19 de abril de 1993, a través de la Junta Liquidadora de Material.

En ese momento, en Propuesta de Reconocimiento y Clasificación de Material, el Ejército del Aire había considerado «REPARACIÓN SUPERIOR AL VALOR NUEVO». El Mando de Material lo había considerado como «Inútil para el Servicio», sin posibilidad de utilización en otras unidades del Ejército del Aire, e indicaba que al helicóptero le faltaban los elementos relacionados en dos listas adjuntas (1) y (2).

En la lista (1) indicaba que al helicóptero le faltaban, por no haberlos remitido el Ala 78, el motor T53-L-11 con control de combustible y governor, las dos palas principales, el conjunto mangas y tijeras, indicadores, botiquín, extintor, reloj y radios.

En la lista (2) indicaba que en la Maestrazza Aérea de Madrid se le habían desmontado, para montarlos en otros helicópteros, el cubo, yugo y muñones del rotor de cola, el eje y estabilizadores horizontales, los seis tramos de transmisión, los tres servos hidráulicos de control, los cuatro conjuntos de acoplamiento, los dos amortiguadores, el martinete del rotor de cola, la cajas de transmisión principal de 42° y de 90°, los conjuntos mástil, yugo y plato oscilante, diversos elementos y todos los indicadores de cabina, y las bombas de combustible.

De acuerdo con esto, el Ejército del Aire adjudicó en dicha subasta exclusivamente la célula del helicóptero: La cabina, la estructura central, el cono de cola y el tren de aterrizaje.

No obstante, de acuerdo con un certificado emitido el día 15 de mayo de 1996 por la Maestrazza Aérea de Madrid, en subasta celebrada el día 19 de Abril de 1993 se había adjudicado a la persona que ocupaba el puesto de administrador único de la empresa Helieuropa Services S.A. un lote, correspondiente al helicóptero HE-10A-5-AB205, Agusta Bell, número de serie 4010 con motor Lycoming, modelo T53-L-13B, número de serie LE-24061A. Poco después, la persona que ocupaba el puesto de administrador único de la empresa Helieuropa Services S.A. vendió estos elementos a la propia empresa.

En cuanto al motor se refiere, cabe reseñar que el Museo de Aeronáutica y Astronáutica entregó a otra empresa, mediante un trueque por otra aeronave realizado en enero de 1996, un helicóptero Bell 205 UH-1H B51 equipado con el mismo motor Lycoming T-53-L-13B, número de serie LE-24061A, que figura en dicho certificado.

El helicóptero fue sometido a una revisión general de 1.200 horas por el Centro de Mantenimiento JAR 145 DGAC-E-043, de Helieuropa Services, S.A. En esta revisión, que finalizó en junio de 1996, con 3.065 horas totales de vuelo de la aeronave, se le instalaron componentes de diversa procedencia; la mayor parte procedían del desmontaje de aeronaves Bell UH-1H del Ejército del Aire. Asimismo, en el informe de esta inspección figuran cinco vuelos de prueba, con una duración total de 04:05 horas y resultado satisfactorio; sólo se ha encontrado el informe correspondiente al primero de ellos, con tres arranques del motor y una duración de 00:50 horas, en el que están cumplimentados los puntos correspondientes a «Inspección Prevuelo» y «Prueba en Tierra», y en los correspondientes a «Prueba en Vuelo» figura la anotación: «No se voló».

Concluida la revisión general, la empresa propietaria solicitó autorización previa para la matriculación del helicóptero, identificación provisional y autorización para la realización de trabajos aéreos.

El día 1 de julio de 1996, la Delegación de Seguridad en Vuelo (DSV) N.º 6 de la Dirección General de Aviación Civil (DGAC), con sede en el Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos, emitió un Testimonio de Convalidación del Certificado de Aeronavegabilidad del helicóptero Agusta Bell 205 A-1 número de serie 4010. En dicho documento se indica que convalida el Certificado de Aeronavegabilidad de la DGAC, clase Normal y núme-

ro 706, de fecha 18/01/67, que la aeronave tiene instalado el motor Lycoming T53-L-13B número de serie LE-24061 y que la clasificación de empleo es Trabajos Aéreos (T.A.). En el mismo mes de julio de 1996 se le asignó la identificación provisional EC-360 y la DGAC lo autorizó para operar comercialmente durante tres meses a partir del primer vuelo comercial.

En agosto de 1996 se inició la actividad comercial con el helicóptero, en extinción de incendios. Ese mismo mes se le cumplimentó una revisión de 100 horas, con 3.199 horas de vuelo, y en septiembre se le cumplimentó otra, con 3.262 horas de vuelo. Finalizada la campaña de extinción de incendios y agotada la autorización de la DGAC para operar comercialmente, en octubre de 1996 se trasladó el helicóptero a la base de la empresa en el Aeropuerto de Sabadell.

El día 11 de octubre de 1996, el Registro Matrícula de Aeronaves de la DGAC emitió el Certificado de Matrícula número 3.909, mediante el que se le asignó la identificación definitiva EC-GJL.

Por parte de la DGAC se preparó la documentación de aeronavegabilidad que a continuación se detalla:

- Certificado de Aeronavegabilidad número 3.987, en el que se indicaba como modelo AB 205 A-1 y como categoría Transporte Público de Pasajeros (T.P.P.) Transporte Público de Mercancías (T.P.M.) y Trabajos Aéreos (T.A.).
- Programa de Mantenimiento número 1, en el que se indicaba el mismo modelo, figurando como Documentación Técnica aplicable los Manuales de Mantenimiento del modelo AB 205.
- Licencia de Estación de Aeronave.

Esta documentación de aeronavegabilidad nunca fue entregada por la DGAC y en consecuencia, la empresa propietaria de la aeronave, retiró solamente, a través del Registro de Matrícula de Aeronaves, la documentación que a continuación se detalla:

- Certificado de Matrícula.
- Cuaderno de Aeronave.
- Cartilla de Motores.
- Contratos que acreditaban la propiedad de la aeronave, en unión de los impresos del Impuesto de Transmisiones Patrimoniales y Actos Jurídicos Documentados.

En septiembre de 1998 inició vuelos de prueba después de una Revisión de 1.000 horas, con cambio del motor Lycoming T53-L-13B número de serie LE-24061 por otro de la misma marca y modelo, con el número de serie LE-23145B.

En diciembre de 1998 finalizó la revisión de 1.000 horas, con 3.316 horas totales de vuelo, después de 23 horas de vuelos de prueba y de un traslado del Aeropuerto de Sabadell al de Cuatro Vientos realizado el 16 de diciembre.

El día 1 de marzo de 1999, debido a que el helicóptero no tenía Certificado de Aeronavegabilidad, la empresa propietaria de la aeronave solicitó autorización para realizar un vuelo de posicionamiento del Aeropuerto de Cuatro Vientos al de Sabadell. La DSV N.º 6 de la DGAC lo autorizó como Agusta Bell UH-1D y el vuelo se realizó el día 4 de marzo.

El día 11 de marzo de 1999, la empresa propietaria de la aeronave solicitó a la DSV N.º 4 de la DGAC, con sede en el Aeropuerto de Sabadell, que emitiera un duplicado de la documentación del helicóptero por extravío de la misma, adjuntado a la solicitud la correspondiente denuncia realizada ante la Policía. Concretamente, pidió duplicados del Certificado de Aeronavegabilidad, Hojas de Características, Programa de Mantenimiento y Licencia de Estación de Aeronave, documentos de los que no había dispuesto en ningún momento, de acuerdo con lo indicado en los párrafos anteriores.

El día 12 de marzo de 1999 la DSV N.º 4 de la DGAC emitió el Certificado de Aeronavegabilidad número 3.987, en el que se indicaba como modelo AB 205 A-1 y como categoría Transporte Público de Pasajeros (T.P.P.), Transporte Público de Mercancías (T.P.M.) y Trabajos Aéreos (T.A.).

El día 16 de marzo de 1999 se le abrieron oficialmente el Cuaderno de Aeronave, que se le había entregado, junto con el Certificado de Matrícula, en octubre de 1996, y la Cartilla del Motor correspondiente a la turbina Lycoming T53-L-13B número de serie LE-23145B, instalado en la revisión cumplimentada en diciembre de 1998.

El día 18 de marzo de 1999 se validó el Certificado de Aeronavegabilidad en el Aeropuerto de Sabadell, con validez hasta el 17 de marzo de 2000, y se le entregó a la empresa propietaria de la aeronave, junto con las Hojas de Características, el Programa de Mantenimiento y la Licencia de Estación de Aeronave; en todos estos documentos figuraba AB 205 A-1 como modelo de aeronave, salvo en el Programa de mantenimiento, en el que figuraba «BELL-205A-1». Cabe reseñar que en el Programa de Mantenimiento figuraba como Documentación Técnica aplicable «Bell modelo 205 A morefly cap 10. Vol 2», que no está basado en la Documentación Técnica del AB 205 A-1 ni en la del AB 205; asimismo, la relación de equipos que figuraba en la Licencia de Estación de Aeronave era distinta de la que figuraba en la preparada previamente por la DGAC.

El 20 de marzo de 2000 y el 19 de marzo de 2001 se renovó el Certificado de Aeronavegabilidad en el Aeropuerto de Sabadell, la última vez con validez hasta el 18 de marzo de 2002.

Durante los meses de julio y agosto de 2001, el helicóptero, al que se le había instalado un equipo para el lanzamiento de agua, realizó trabajos de extinción de incendios en Francia.

Como consecuencia de una reclamación presentada ante la DGAC de Francia, esta solicitó a la DGAC de España datos históricos y de certificación, en relación con el modelo del helicóptero y el equipo para el lanzamiento de agua que tenía instalado. Esto dio lugar a varias consultas y aclaraciones, hasta que, el día 14 de agosto de 2001, la DGAC de España informó a la de Francia de que se había iniciado el proceso para modificar el Certificado de Aeronavegabilidad de la aeronave y de que el explotador había presentado la documentación necesaria, y que cumplía los requisitos exigidos, para aprobar la instalación del equipo para el lanzamiento de agua que tenía instalado el helicóptero.

Los días 13 y 14 de agosto de 2001, la empresa propietaria de la aeronave solicitó del Área Técnica de Certificación de la DGAC, respectivamente, que se subsanara un error tipográfico del Certificado de Aeronavegabilidad del helicóptero, sustituyendo en la casilla 2 del mismo la expresión «AB 205 A-1» por la correcta «AB 205», y, manifestando su renuncia al Certificado de Aeronavegabilidad, la apertura de uno nuevo.

Ese mismo día 14 el Director General de la DGAC comunicó a la empresa propietaria de la aeronave que la DGAC, a la vista de la documentación y de acuerdo con la legislación vigente y las normas de la DGAC, aceptaba la renuncia al Certificado de Aeronavegabilidad y daba instrucciones a la DSV N.º 4 para que emitiera un nuevo Certificado de Aeronavegabilidad Especial Restringido, con las correcciones pertinentes.

En septiembre de 2001, la DSV N.º 4 preparó nueva documentación en la que figuraba AB 205 como modelo de aeronave. Además, en el Certificado de Aeronavegabilidad figuraba Restringido como clase, Trabajos Aéreos (T.A.) como categoría y Normal como prestación técnica; en las Hojas de Características figuraban las mismas correcciones. La empresa propietaria de la aeronave no aceptó esta nueva documentación y presentó recurso contra los cambios de clase y categoría en el Certificado de Aeronavegabilidad.

El día 22 de abril de 2002, el Área Técnica de Certificación de la DGAC notificó a la empresa propietaria de la aeronave que no podría realizar transporte público de pasajeros con este helicóptero mientras no se resolviera el procedimiento de revisión del Certificado de Aeronavegabilidad del mismo.

Por parte de la DSV N.º 4 de la DGAC, se concedieron prórrogas del Certificado de Aeronavegabilidad del helicóptero los días 19 de marzo de 2002, 8 de abril de 2002 y 29 de abril de 2002. En esta última, válida hasta el 17 de noviembre de 2002, figuraba la siguiente anotación:

«Nota 2: NO PODRÁ REALIZARSE CON ESTE HELICÓPTERO TRANSPORTE PÚBLICO DE PASAJEROS EN TANTO SE RESUELVE ESTE PROCESO. SEGÚN EL ACUERDO DEL MINISTRO DE FOMENTO DE FECHA 17 – ABR – 2002»

1.6.9. *Mantenimiento seguido por la aeronave*

El mantenimiento de la aeronave era realizado por el Centro de Mantenimiento DGAC-E-043, autorizado como Centro JAR-145, con Certificado de Aprobación y Actividades de Mantenimiento Aprobadas válido hasta el 17 de junio de 2002. Este centro pertenecía a Helieuropa Services S.A., empresa propietaria del helicóptero, y su certificado no se renovó posteriormente.

De acuerdo con lo indicado en dicho certificado, este centro estaba autorizado para cumplimentar el Mantenimiento en Línea y Básico de las siguientes Aeronaves, con Clasificación A3 Helicópteros:

- Bell 47G Series.
- Bell 204 Series.
- Bell 205 A-1.
- Bell 206-A, -B, -L.
- Bell UH-1B, -1E.
- Bell 212 Series.

Cabe reseñar que en esta relación está incluido el modelo Bell 205 A-1 y, en consecuencia, su equivalente el Agusta Bell AB 205 A-1, y no lo están el Agusta Bell AB 205 ni sus equivalentes Bell UH-1D y UH-1H.

Analizado el Centro de Mantenimiento en relación con el mantenimiento del helicóptero AB 205 número de serie 4010, su Manual de Organización de Mantenimiento (M.O.M.), la Documentación Técnica con que contaba para cumplimentarlo, el Control de Rotables, de Directivas de Aeronavegabilidad y de Boletines de Servicio, y las inspecciones realizadas por la Dirección General de Aviación Civil (DGAC) al Centro de Mantenimiento, se han encontrado discrepancias entre el mantenimiento realizado a la aeronave y el previsto en las normas aplicables, que se relacionan a continuación:

- En general, el Centro de Mantenimiento no cumplía los procedimientos establecidos en el Manual de Organización del Mantenimiento (M.O.M.) aprobado por la DGAC. Entre otros, no se han encontrado los formularios cumplimentados correspondientes a auditorías y control de calidad, de control de herramientas especiales, ni los de recepción de material.
- Entre las actividades realizadas en el Centro de Mantenimiento figuraban trabajos no autorizados por la DGAC en su Ficha de Actividades, tales como revisiones generales de componentes y de la propia aeronave, que figuraban o no en su Manual de Organización de Mantenimiento, o subcontratados con empresas no relacionadas en dicho manual como proveedores y que no entregaron la documentación preceptiva.
- La Relación de Útiles y Herramientas Especiales que figuraba en dicho manual era insuficiente para el Mantenimiento en Línea y Básico aprobados por la DGAC, y

menos aún para las revisiones generales de componentes que se cumplimentaron sin autorización para realizarlas.

- Los Manuales de Mantenimiento de que disponía el centro para el modelo AB 205 estaban obsoletos y no tenían validez. No había contrato con el fabricante, o alguno de sus representantes, para la actualización de los mismos.
- Los Cuadernos de Inspección² no estaban controlados. Se utilizaron indistintamente cuadernos no actualizados para el modelo AB 205 y otros de los que se desconoce su procedencia; además, en varias de las revisiones se utilizaron cuadernos que no les correspondían. Así, se ha comprobado que el cuaderno utilizado en la revisión general realizada al helicóptero en 1996, de 1.200 horas y que no figuraba en los manuales del fabricante, correspondía, punto por punto, a la Inspección Intermedia que debía realizarse cada 100 horas, de acuerdo con los manuales de que disponía el Centro de Mantenimiento.
- El helicóptero tenía instalados elementos rotables³ procedentes del Ejército del Aire, entre los que se encontraban los conjuntos rotores principal y de cola, las palas de los rotores principal y de cola, y el primer motor con el que se le puso en servicio. Además, se le habían instalado piezas que no disponían de la documentación preceptiva y algunas, procedentes del ejército de los EE.UU., en cuya documentación se especificaba que sólo podían montarse en aeronaves con certificado de aeronavegabilidad restringido.
- El control de rotables estaba incompleto y adolecía de graves carencias.
- El control de Boletines de Servicio estaba incompleto.
- El control de Directivas de Aeronavegabilidad, que no existían para esta aeronave dado el carácter militar de su diseño, no disponía de anotaciones.
- La aeronave tenía instaladas piezas que habían sobrepasado su vida límite de servicio o sobre las que el fabricante había dado instrucciones concretas para su retirada del servicio.
- El control de los Partes de Mantenimiento y de Diferidos estaba incompleto. El formato de estos partes no era correcto y faltaban datos en su cumplimentación.
- En el Cuaderno de Aeronave y la Cartilla del Motor, faltaban las anotaciones correspondientes a las revisiones de línea y las correspondientes a las revisiones básicas estaban incompletas.

Conviene aclarar que, en el Manual de Requisitos de Inspección correspondiente al modelo AB 205, Agusta establece las siguientes inspecciones para la aeronave:

- Prevuelo: A realizar antes de cada vuelo y con una validez de 1 hora.
- Diaria: A realizar antes del primer vuelo del día y con una validez de 24 horas.
- Funcional (De línea): A realizar cada 25 horas de vuelo de la aeronave.

² Se refieren a un tipo de documento empleado en el taller donde se detallan las tareas a ejecutar durante las revisiones correspondientes, con indicación de su cumplimentación.

³ Se trata de piezas o componentes intercambiables o sustituibles, válidas para ser instaladas en aeronaves del mismo tipo o modelo o incluso en modelos distintos y que tienen, en general limitación de vida en servicio.

- Intermedia (Básica): A realizar cada 100 horas de vuelo de la aeronave.
- Especiales: A realizar dependiendo de determinadas circunstancias.

No se contemplan revisiones generales de aeronave, ni de 1.000 ó 1.200 horas.

1.7. Información meteorológica

1.7.1. Información general

De acuerdo con la información suministrada por el Instituto Nacional de Meteorología, el día 14/06/2002 había un anticiclón al Sur de las Azores con máximo secundario en el Mediterráneo que se extendía por la Península Ibérica. Las temperaturas eran relativamente altas.

La predicción realizada por el Grupo de Predicción y Vigilancia de Barcelona, para la provincia de Lleida y válida desde las 8.00 horas del 14/06/2002 hasta las 02.00 horas del día siguiente, indicaba nubosidad de evolución diurna en el Pirineo de Lleida con probabilidad de tormentas vespertinas. Poco nuboso en el resto de la provincia, con vientos flojos y variables.

En cuanto al tiempo significativo previsto en lo que a vuelos a baja cota se refiere, el informe realizado por la Oficina de Vigilancia Meteorológica de Madrid preveía, para las 14.00 horas en Cataluña, cielo muy nuboso en el Pirineo Leridano con base de nubes entre 6.000 y 8.000 pies, y topes entre 12.000 y 13.000 pies. No se previeron fenómenos significativos.

Finalmente, los vientos y temperaturas en distintos niveles sobre Lleida, a las 14:00 horas del 14/06/2002, fueron los siguientes:

Geopotencial	Altitud	Viento (Dirección/Intensidad)	Temperatura
950 hPa	560 m	Componente S / 10 Kts	28 a 30 °C
900 hPa	1.060 m	Componente S / 10 Kts	24 °C
850 hPa	1.560 m	Componente S / 10-15 Kts	20 °C
700 hPa	3.180 m	Del SW / 10 Kts	20 °C

1.7.2. Información de aeródromo

Según la información suministrada por personas que se encontraban en el helipuerto de Baqueira Beret, cuando despegó el helicóptero el viento estaba en calma y la temperatura era de 25 °C.

1.7.3. Información en el lugar del accidente

Teniendo en cuenta las predicciones del Instituto Nacional de Meteorología y que el helicóptero volaba a una altitud estimada en 700 metros cuando se desencadenó el accidente, se considera que las condiciones en el lugar del accidente eran de cielo poco nuboso, viento de componente Sur y 10 Kts de intensidad, y una temperatura aproximada de 25 °C.

1.8. Ayudas para la navegación

No afecta a este caso.

1.9. Comunicaciones

La aeronave mantuvo comunicaciones entre las 09.39 y las 09.44 horas con la Torre de Control del Aeropuerto de Sabadell, en la frecuencia de 120.80 MHz. Estas corresponden al despegue y no constan más comunicaciones a lo largo de todo el vuelo.

A continuación se transcriben las comunicaciones realizadas:

H.L.	Estación	Contenido
09:39	EC-GJL	Sabadell EC-GJL Buenos días.
	TWR	EC-GJL Buenos días. Adelante.
	EC-GJL	Estamos en plataforma inferior 09 y solicitamos autorización para proceder al despegue para zona de Lérida.
	TWR	GJL con viento calma autorizado para despegar vía 31 Helicópteros responda 7024.
	EC-GJL	7024 con viento calma y por 31 Helicópteros autorizado GJL.
09:40	TWR	GJL corrección proceda vía 13.
	EC-GJL	Pues 13 GJL.
09.44	EC-GJL	GJL abandonamos el circuito y nos vamos a la zona de Lérida.
	TWR	Hasta luego GJL.

1.10. Información de aeródromo

El helipuerto de Baqueira Beret está situado al pie de las pistas de la estación de esquí del mismo nombre, en las coordenadas 42° 41.949' N-000° 35.735' E, en el Pirineo Lerdano (Valle de Arán). Su elevación es de 1.500 metros.

Dispone de una pista de 180 m² de superficie, un hangar de 160 m² de superficie y tiene una capacidad de 10.000 litros de suministro de combustible.

1.11. Registradores de vuelo

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

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

De acuerdo con las declaraciones de testigos, con el helicóptero manteniendo el rumbo y la altura sobre el terreno, se desprendió el cono de cola del mismo y cayó al suelo. El fuselaje empezó a girar sobre sí mismo y a bajar poco a poco hasta impactar con el terreno.



Figura 1.12.1. Restos del cono de cola

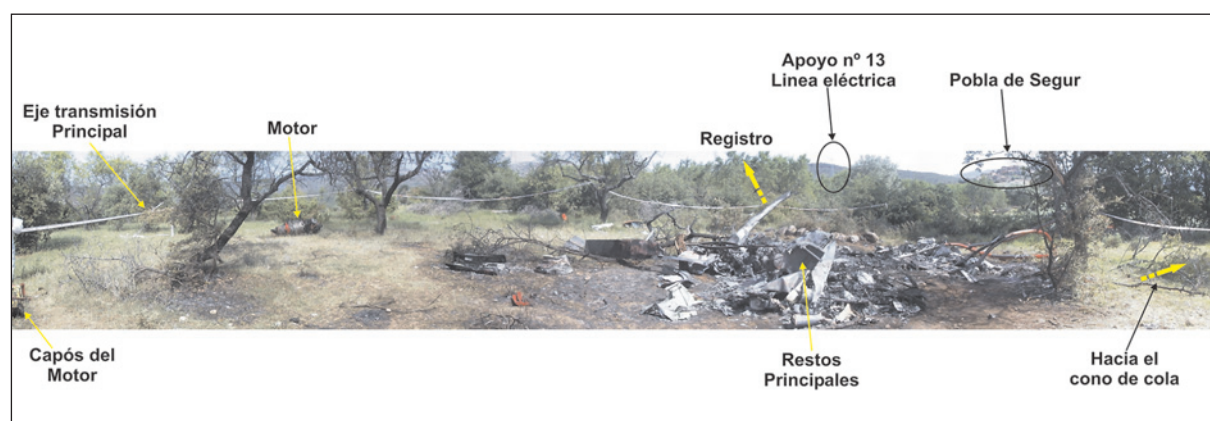


Figura 1.12.2. Vista panorámica de los restos principales

Los restos de la aeronave se encontraron en dos zonas separadas por una hilera de árboles: En una de ellas, se encontró el cono de cola en posición invertida respecto a la que tendría unido al fuselaje, y en otra, se encontraron el fuselaje, y el motor y el eje de transmisión principal separados de este. No se encontraron indicios de que alguna de las partes del helicóptero hubiera siquiera tocado alguno de los árboles de dicha hilera.

Aparte, aproximadamente a 150 metros de distancia, se encontró la tapa de un registro situado en la parte posterior derecha del fuselaje del helicóptero, cerca de la unión del cono de cola. Aproximadamente 50 metros más alejada de ésta, pasaba una línea eléctrica de alta tensión.



Figura 1.12.3. Tapa del registro y apoyo n.º 13 de la línea eléctrica

El fuselaje había entrado en contacto con el terreno con los patines de aterrizaje, manteniendo una actitud horizontal y una fuerte componente de giro a la derecha, alrededor de su eje vertical, había volcado y se había incendiado. Estos restos se encontraron totalmente calcinados.

1.13. Información médica y patológica

Una vez apagado el incendio de los restos de la cabina de la aeronave, los servicios de emergencia comprobaron que entre ellos estaban los cadáveres de sus ocho ocupantes. Todos ellos estaban carbonizados y presentaban la posición de boxeador característica de cadáveres que han estado sometidos a fuego muy intenso.

El informe sobre las autopsias realizadas a los cadáveres de los ocupantes de la aeronave establece que las muertes se produjeron como consecuencia de traumatismos graves, torácicos, craneales y abdominales, sufridos en el curso del impacto de la cabina del helicóptero con el terreno. El hecho de que no se encontrara humo en las respectivas vías respiratorias y digestivas, indica que las muertes se produjeron antes del incendio de los cuerpos.

1.14. Incendios

Los restos de la aeronave sufrieron un incendio que calcinó totalmente la cabina y los cadáveres de sus ocupantes.

El fuego se inició inmediatamente después del impacto de la aeronave con el terreno, al derramarse el combustible que había en su depósito y entrar en contacto con una o más de las posibles fuentes de ignición presentes en ese momento: Zonas calientes del motor, elementos de la estructura sometidos a altas temperaturas como consecuencia de la energía generada en el impacto y chispas desprendidas por la fricción de elementos de la aeronave con el terreno o de estos entre sí.

Los únicos elementos que no sufrieron la violencia del incendio fueron el cono de cola, desprendido en vuelo y suficientemente separado de los restos principales, y el motor, desprendido en el curso del impacto con el terreno, que apenas sufrió los efectos del fuego en su cubierta exterior.

1.15. Aspectos de supervivencia

El día 14 de junio de 2002, a las 13.13 horas, se recibió en la Sala Regional de Coordinación Operativa de los Mossos d'Esquadra la llamada de una persona que había

visto caer el helicóptero. A partir de ese momento se activaron los servicios de emergencia.

Los bomberos llegaron al lugar del accidente a las 13.30 horas y atacaron el fuego con espuma, quedando este extinguido en pocos minutos. Una vez apagado el fuego, se comprobó que los restos de la cabina del helicóptero y los de sus ocupantes estaban totalmente calcinados.

Dadas las características del accidente, se considera que no había posibilidad de supervivencia para los ocupantes de la aeronave.

1.16. Ensayos e investigación

1.16.1. Inspección de los restos de la aeronave

Los restos del helicóptero se inspeccionaron en el lugar del accidente. Se identificaron los restos sobre el terreno, comprobando que estaban los elementos principales de la aeronave, es decir, que la aeronave mantenía su integridad antes de la separación del cono de cola.

Debido al elevado deterioro que habían sufrido prácticamente todos los componentes de la aeronave, no se pudo determinar si el funcionamiento de los distintos elementos era correcto antes de producirse el accidente. En el cono de cola, limitado a los tramos que discurrían por su interior, se pudo comprobar que había continuidad del sistema de mando de cambio de paso de las palas del rotor de cola, que el perno que unía el actuador de cambio de paso de una de las palas del rotor de cola a la misma estaba partido y que el tramo de la transmisión al rotor de cola que transcurría a lo largo del estabilizador vertical, enlazando las cajas de 42° y de 90°, estaba partido por dos secciones de rotura.

En cuanto a los actuadores e indicadores en la cabina de mando se refiere, resultaron totalmente destruidos, lo que hizo imposible obtener información sobre las posiciones e indicaciones de los mismos.

Los restos del helicóptero se trasladaron después a distintos lugares para realizar estudios especializados sobre los distintos componentes. Así, el motor se trasladó a la factoría de Industria de Turbo Propulsores, S.A. (ITP) en Ajalvir (Madrid), el rotor de cola, unido a la caja de 90° y su mecanismo de cambio de paso, se llevó a las instalaciones del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial «Esteban Terradas» (INTA) en Torrejón de Ardoz (Madrid) y el resto de los componentes se depositaron en instalaciones de la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil (CIAIAC) en Madrid, donde se realizaron las inspecciones necesarias para evaluar el estado de los

mismos y desde donde se enviaron posteriormente al INTA el cono de cola y la parte comprendida entre las dos secciones de rotura de la transmisión al rotor de cola que transcurría a lo largo del estabilizador vertical.

Asimismo, la compañía Red Eléctrica de España realizó una inspección de la línea eléctrica que transcurre próxima al lugar en el que se produjo el accidente.

1.16.2. *Inspección de la línea eléctrica*

Debido a que el accidente se produjo a unos 200 m aproximadamente de una línea eléctrica de 220 KV, correspondiente a los circuitos de Pont de Suert – Rubí y Pobla de Segur – Abrera, propiedad de Red Eléctrica de España, se solicitó de esta compañía información sobre posibles anomalías detectadas en el funcionamiento de la línea y la realización de una inspección de la misma, con el objeto de determinar si el helicóptero había entrado en contacto o no con alguno de los cables que la componen.

Por parte de la compañía eléctrica se suministraron datos procedentes del Centro de Control de Red, donde se indicaban las cargas en la línea y su cadencia horaria. Estos datos no presentaban anomalías el día en que se produjo el accidente.

El día 23 de Julio de 2002, se realizó una inspección exhaustiva de los apoyos 12 y 13 de los circuitos de Pont de Suert – Rubí y Pobla de Segur – Abrera y de los cables que unen los apoyos del 11 al 14 en presencia de un investigador de la CIAIAC.



Figura 1.16.1.1. Apoyo n.º 13 visto desde el lugar en el que se encontró el cono de cola



Figura 1.16.1.2. Inspección del apoyo 13

Se empezó por el apoyo 13, del tipo P2 suspensión sencilla y de 39,2 m de altura. Un Operario de Líneas subió hasta la cima del apoyo y desde lo alto observó con prismáticos todos los cables del apoyo hacia la izquierda y hacia la derecha no viendo ninguna anomalía en dichos cables ni en el apoyo. En el cable de tierra, que es el situado a más altura, se observó que la grapa que lo sustenta estaba aplomada y no había desgaste en los elementos de unión que hicieran suponer que el cable hubiera sido sometido a una tracción mayor que la que realiza su propio peso y el esfuerzo del viento.

En el apoyo 12, de las mismas características que el anterior, se siguió la misma secuencia, examinando los cables desde el apoyo 11 hasta el 14, no observándose ninguna anomalía en el apoyo ni en los cables.

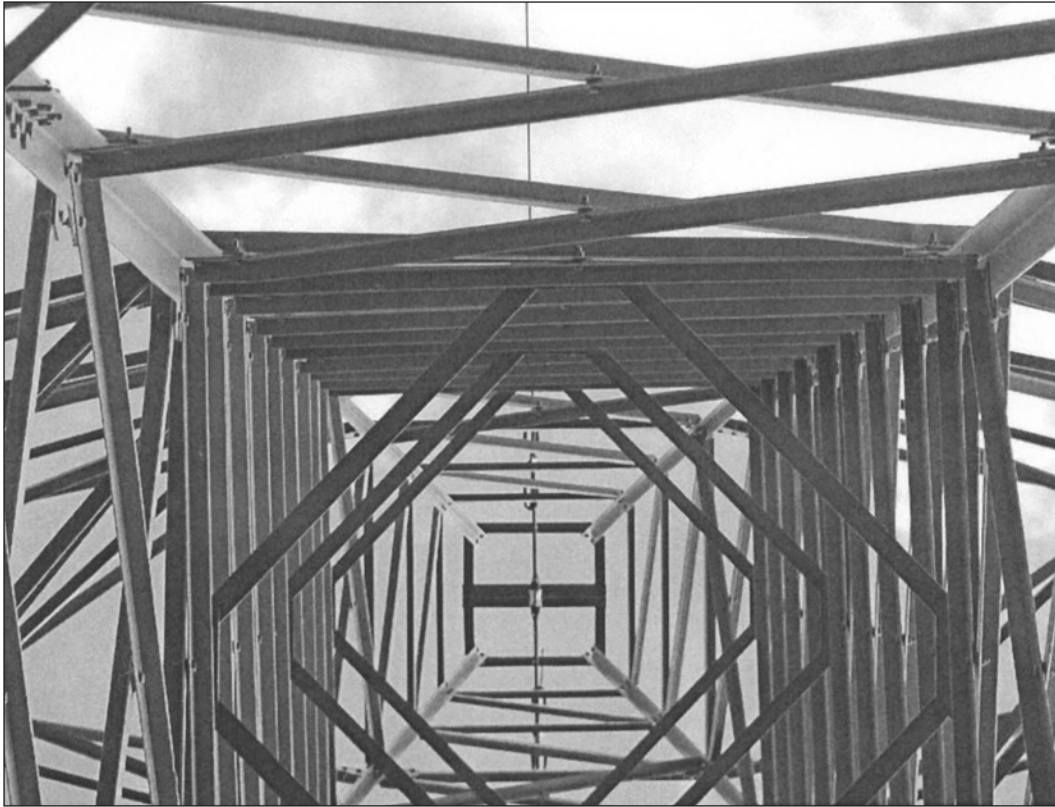


Figura 1.16.1.3. Apoyo 12. Grapa del cable de tierra correctamente aplomada

En consecuencia, se consideró que en ningún momento se había producido contacto alguno entre el helicóptero accidentado y la línea eléctrica.

1.16.3. *Estudio del motor*

El motor Lycoming T53-L-13B con número de serie LE-23145B, fue trasladado a la factoría de Industria de Turbo Propulsores, S.A. (ITP) en Ajalvir (Madrid), donde se procedió a su desmontaje e inspección visual los días 14 al 16 de octubre de 2002, con el apoyo de un representante de Honeywell Aerospace, fabricante del motor.

Asimismo, en el curso de estos trabajos, se consideró necesario realizar estudios adicionales:

1. Sobre la rampa de inyectores de combustible, con objeto de determinar sus características funcionales. Las pruebas correspondientes se realizaron en ITP.
2. Sobre los álabes de los rotores de la turbina generadora de gases, con objeto de determinar la temperatura que alcanzaron. Este estudio se realizó en el INTA.

A continuación se exponen los resultados de estos trabajos:

1.16.3.1. Desmontaje e inspección visual del motor

En primer lugar, se vio la documentación del motor que había aportado la empresa propietaria del helicóptero. Se comprobó que era adecuada, que lo que en ella figuraba correspondía al motor y que este cumplía los requisitos de aeronavegabilidad exigidos.

Como segundo paso, se realizó una inspección externa del motor, en la que se observó lo siguiente:

- La cubierta exterior de la cámara de combustión presentaba pliegues y abolladuras producidos por impactos del motor con el suelo.
- La tobera de salida estaba deformada por impactos con el terreno.
- El grupo rotatorio generador de gases giraba libremente mientras el rotor de la segunda etapa de la turbina de potencia se giraba a mano sin detectarse rozamientos.
- No se encontraron evidencias de ingestión de objetos extraños en la sección de entrada del compresor.
- El acoplamiento ranurado del eje de salida de potencia estaba roto y le faltaba, aproximadamente, un sector de un cuarto de circunferencia.
- Varios elementos montados en el exterior del motor (tubos, cables, etc.) presentaban daños visibles producidos por impacto (rasgados, rotos, retorcidos, etc.).
- La línea de suministro de aceite al medidor del par motor se encontró intacta y se había desmontado previamente. Estaba seca.
- El eje ranurado del generador eléctrico estaba seco.
- La línea principal de combustible presentaba daños por impacto.
- La mayoría de los mazos de cables estaban cortados como consecuencia del impacto y el traslado del motor.

Después, se inició el desmontaje e inspección visual del motor.

- Se desmontaron la cubierta exterior de la cámara de combustión y todos sus elementos asociados: La propia cámara de combustión, el difusor de salida, el cono de soporte, etc. No se encontró en ellos nada anormal, con excepción de daños producidos por el impacto del motor con el suelo.
- El rotor de la segunda etapa de turbina de potencia presentaba roces en todo el anillo exterior de los álabes.
- La tobera de la segunda etapa de turbina de potencia presentaba roces, aproximadamente en un tercio de su circunferencia, coincidiendo con la zona en que la carcasa exterior de la cámara de combustión había sufrido daños por impacto.

Finalmente, durante el desmontaje de la sección de turbina, se observó lo siguiente:

- Los vanos del estator de la primera etapa de turbina de potencia estaban quemados en tres posiciones angulares diferentes.

- Un álabe del rotor de la primera etapa de turbina de potencia había perdido, por rotura, aproximadamente un tercio de su longitud desde la punta. El resto de los álabes presentaban daños producidos por el trozo de álabe desprendido del primero.

Una vez terminada la inspección, se concluyó que los daños encontrados eran consecuencia del impacto, que el motor giraba en el momento del impacto y que no se habían encontrado evidencias de condiciones previas al accidente que hubieran podido impedir el funcionamiento del motor. No obstante, se consideró necesario realizar estudios adicionales sobre la rampa de inyectores de combustible, con el objeto de determinar sus características funcionales, y sobre los álabes de la primera etapa de la turbina, con el objeto de determinar la temperatura que alcanzaron.

1.16.3.2. Prueba de la rampa de inyectores

La rampa de inyectores, constituida por dos semirrampas, fue sometida a pruebas funcionales en el banco de prueba de accesorios de ITP.

Se realizaron pruebas normalizadas para evaluar la estanqueidad, el caudal y la proyección, de cada uno de los inyectores, en relación con los valores establecidos por el fabricante en el correspondiente manual.

Se comprobó que ninguna de las semirrampas tenía fugas internas o externas, que el caudal secundario a través varios inyectores (9 de 22 en total) estaba ligeramente fuera de tolerancias y que la proyección de varios inyectores (13 de 22 en total) era incorrecta.

En opinión del fabricante del motor, los resultados de esta prueba, que muestran resultados fuera de los límites establecidos en el manual correspondiente, no indican un funcionamiento anormal del motor. Son coherentes con los daños encontrados durante la inspección del motor en los rotores y estatores de la turbina de potencia, y pueden atribuirse a los mismos.

1.16.3.3. Determinación de la temperatura alcanzada por los álabes de turbina

El estudio de los álabes correspondientes a los rotores (discos) de las dos etapas de turbina generadora de gases, se realizó en el INTA.

Para ello, se seleccionaron dos álabes de cada disco, situados diametralmente opuestos, y se sometieron a un estudio consistente en observación visual, análisis químico, observación micrográfica y análisis de dureza superficial.

Como conclusión de dicho estudio se dedujo lo siguiente:

- Los álabes de los dos discos han sido fabricados por moldeo empleando una aleación base níquel clasificable como IN 713C.
- En los álabes estudiados de ambos discos se aprecia microporosidad que es consecuencia del proceso de moldeo. El grado de porosidad es superior en la zona media y en la punta.
- La temperatura a que han estado sometidos los álabes del primer disco entre sus zonas medias (bases) y sus puntas ha sido del orden de 1.200 °C lo cual ha originado la formación de fase γ' secundaria a partir de la fase γ' primaria en dichas zonas, presentando asimismo segregación de cromo y molibdeno. En la zona media (base) ha sido del orden de 1.100 °C y en raíz inferior o igual a 1.050 °C.
- La microestructura de los álabes del segundo disco está constituida por matriz de fase γ con fase γ' precipitada, regular en tamaño y forma, con ausencia de coalescencia γ de fase γ' secundaria. Lo señalado pone de manifiesto que la temperatura a que han estado sometidos dichos álabes ha sido igual o inferior a 1.050 °C.

En opinión del fabricante del motor, las temperaturas del orden de 1.200 °C que alcanzaron los álabes analizados procedentes de la primera etapa de la turbina generadora de gases confirmaban la evidencia del funcionamiento del motor con sobretemperatura durante un tiempo indeterminado. No obstante, estos resultados confirmaban la integridad del funcionamiento del motor antes de producirse el accidente.

1.16.3.4. Conclusiones

Una vez conocidos todos los resultados, el fabricante emitió un informe, en el que se concluía que el tipo y grado de los daños observados en la inspección visual del motor indicaban que este giraba en el momento del impacto, y que no se habían detectado en el motor condiciones previas al accidente que hubieran podido impedir su funcionamiento.

1.16.4. *Estudio de la rotura de un actuador de cambio de paso del rotor de cola*

Como se ha indicado en el apartado 1.16.1, el rotor de cola (con una de sus palas desmontada en el lugar de accidente por personal de la CIAIAC para facilitar su traslado), unido a la caja de 90° y su mecanismo de cambio de paso, se envió al INTA para que se realizasen los estudios necesarios para determinar las causas de rotura que presentaba el actuador (varilla) de cambio de paso de una de las palas del rotor de cola, así como el funcionamiento del dispositivo de cambio de paso de dicho rotor de cola. Asimismo, se envió documentación técnica relativa al sistema de rotor de cola, a la caja de 90° y al sistema de control del rotor de cola.

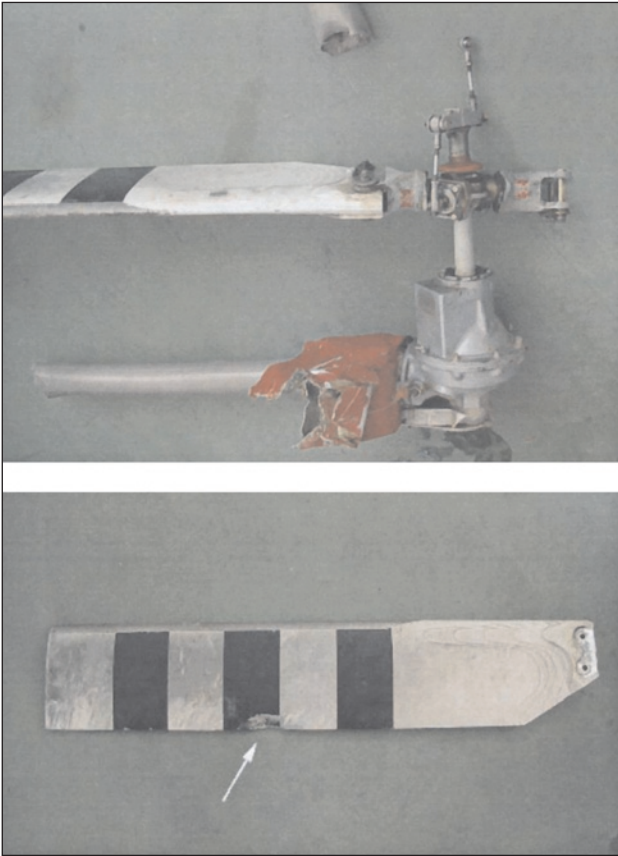


Figura 1.16.4.1. Elementos enviados al INTA

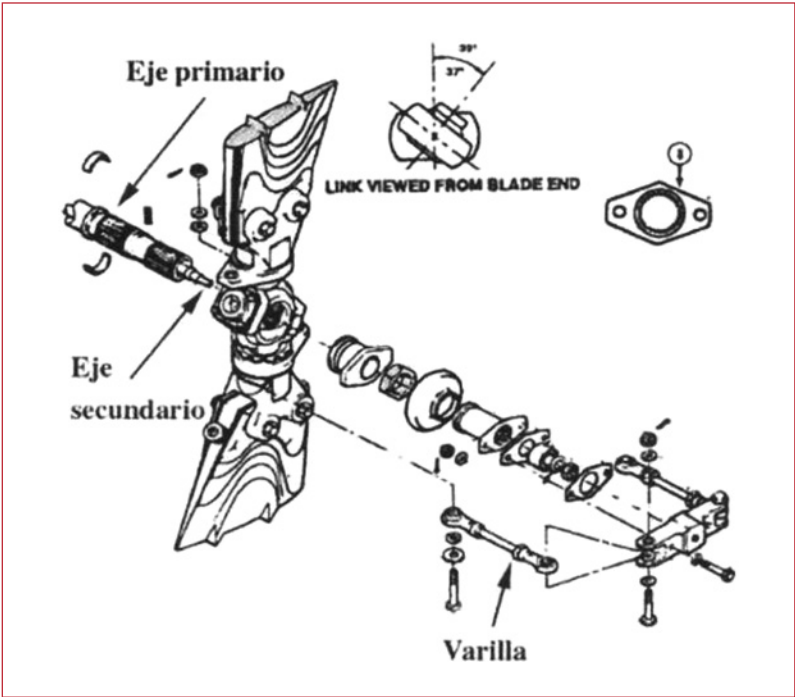


Figura 1.16.4.2. Esquema del sistema de cambio de paso

Para ello, se realizó una observación visual del sistema de cambio de paso, un estudio fractográfico de la rotura del tornillo de unión actuador-pala del rotor de cola, y un estudio de los propios mecanismos del rotor de cola.

Como consecuencia de estos estudios, el INTA emitió un informe del que se reproduce a continuación el apartado correspondiente a informe y conclusiones.

En la cola del helicóptero se localizan la caja de 45°, la caja de 90°, unidas mediante un eje hueco de pared delgada que trasmite la potencia de la turbina al rotor de cola, y dos ejes que parten de la propia caja de 90°. Por un lado, tenemos el eje primario, que trasmite la potencia de la turbina, el cual simplemente gira arrastrado por la propia turbina, y un segundo eje, alojado por el interior del anterior, que es el encargado de realizar el cambio de paso adecuado en las palas del rotor de cola. El sistema de control y variación del cambio de paso de las palas del rotor de cola, se realiza a través de los pedales en la cabina del piloto, los cuales, a través de unos cables, accionan una cadena que engrana con un piñón, ya en la cola del helicóptero, que a su vez trasmite un movimiento giratorio a la hembra de un tornillo sin fin, cuyo macho corresponde al eje secundario anteriormente mencionado, y se ve forzado a un desplazamiento axial. Este eje secundario, a su vez, y por el otro extremo, lleva anexa una pieza en forma de T (que a su vez también se desplaza axialmente sobre el eje primario de transmisión de potencia) que a su vez lleva unidas, en sus extremos, las dos varillas de cambio de paso, que finalmente se unen a las palas del rotor de cola. La unión entre las varillas de cambio de paso, y las palas del rotor, se realiza a través de una rótula que se fija en la pala del rotor de cola mediante un tornillo con tuerca.

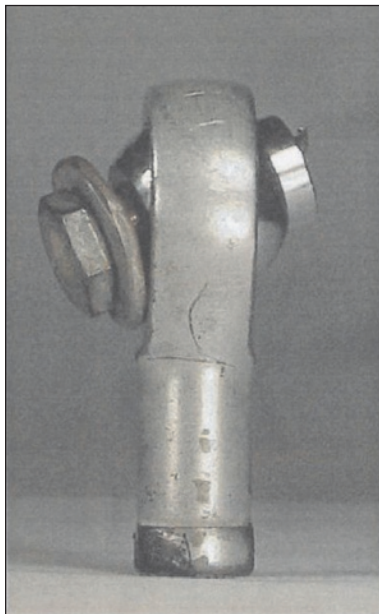


Figura 1.16.4.3. Rótula en su posición original, en el momento de la rotura

El sistema presenta una rotura en el tornillo de fijación de la varilla de cambio de paso a una de las palas del rotor de cola, no habiéndose detectado ningún otro tipo de rotura en el sistema, a excepción del tubo hueco de pared delgada que es el eje de transmisión de potencia entre las cajas de 45° y 90°.

Los caracteres macromorfológicos de la rotura (macrodeformación plástica asociada, textura suave brillante, plano aproximadamente perpendicular al eje del tornillo roto, y la ausencia de marcas típicas sobre la superficie de fractura), así como los caracteres micromorfológicos de la misma (presencia de cúpulas de eje inclinado respecto a la superficie de la rotura y escaso desarrollo, con zonas con arrastre de material permiten clasificar la rotura como una rotura dúctil por sobrecarga estática de cizalladura, bajo el micromecanismo de crecimiento y coalescencia de microvacíos, y muy probablemente con un acusado efecto de impacto de la sollicitación exterior al sistema que la produjo.

En este sentido, podemos indicar que se han encontrado marcas de apoyo fuerte de la propia cabeza de la rótula sobre su soporte, así como una elevada deformación plástica de la arandela existente entre la cabeza del tornillo y la cabeza de la propia rótula, que son coherentes con la deformación plástica que presenta el tornillo, definiendo en todos los casos una misma dirección de cizalladura. Por otro lado, se ha detectado un fuerte golpe con carácter de impronta por el intradós de una de las palas del rotor de cola, y hacia la mitad de su envergadura, muy probablemente por impacto contra el terreno, ya que en la zona de la pala que sufrió el impacto existían restos adheridos del terreno. Este impacto, por el intradós de la pala, hace que dicha pala gire sobre su eje comunicando un movimiento circular al taladro de alojamiento del tornillo de sujeción de la varilla, el cual provoca una sollicitación a cizalladura del propio tornillo. Es de hacer notar que el movimiento de la pala del rotor de cola que se induce por el impacto contra el terreno, y como consecuencia, el del taladro de unión del tornillo de fijación de la varilla de cambio de paso, son completamente coherentes con las deformaciones y roturas que se observan en la propia rótula, y tornillo de unión.



Figura 1.16.4.4. Detalle del golpe que presentaba la pala desmontada

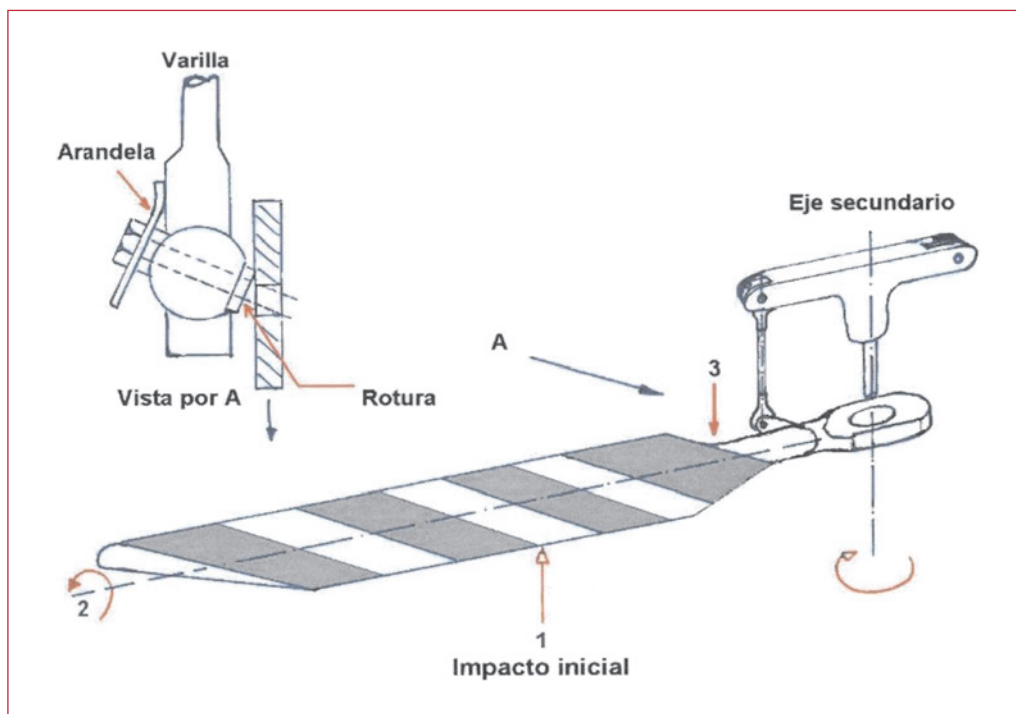


Figura 1.16.4.5. Croquis descriptivo del proceso de rotura

Según estos datos, el proceso de rotura fue el siguiente:

1. En un primer instante (ver croquis de la Figura 1.16.4.5) se produce el choque contra el terreno de una de las palas del rotor de cola.
2. Este impacto produce un giro de toda la pala alrededor de su eje longitudinal, provocando un movimiento circular de la cabeza de la pala y por tanto del taladro de unión al tornillo de fijación de la rótula de la varilla de cambio de paso, que a su vez provoca el giro de toda la rótula hasta una posición extrema ya que se produce la interferencia entre la cabeza de la rótula y el soporte de la misma, así como la deformación de la arandela situada entre la cabeza del tornillo y la propia rótula.
3. Finalmente, se produce la rotura del propio tornillo por cizalladura del mismo.

En el resto de la cola del helicóptero se comprobó el correcto funcionamiento del sistema de cambio de paso, así como de la propia caja de 90°, no observándose anomalías durante la fase de desmontaje de la misma dignas de mención, o que hagan sospechar un mal funcionamiento o montaje.

1.16.5. *Trabajos realizados en instalaciones de la CIAIAC*

Los elementos depositados en instalaciones de la CIAIAC se desmontaron en la medida que se consideró necesario, se identificaron y se sometieron a inspección visual. Para ello, se contó con el apoyo del fabricante, del INTA y de personal especializado.

Una vez terminado este proceso, se enviaron al INTA aquellos elementos en los que se consideró necesario profundizar el estudio.

A continuación se describen los trabajos realizados.

1.16.5.1. **Desmontaje e identificación de los elementos recuperados**

Conjunto rotor principal-caja de transmisión principal

Se desmontaron el mástil del rotor principal, para lo que fue necesario cortarlo, y todos los elementos de la cabeza del mismo, incluyendo las palas y la barra estabilizadora.

Se identificaron todos los elementos.

En la inspección visual no se encontraron evidencias de fallos o daños previos al accidente, por lo que no se consideró necesario realizar estudios adicionales sobre ellos.

Conjunto transmisión de la caja principal al rotor de cola-caja de 42°

Se separó de todo el conjunto de la estructura del cono de cola por sus uniones al mismo, manteniendo unidos entre sí todos los elementos.

Se identificaron todos los elementos.

En la inspección visual de los elementos de transmisión no se encontraron evidencias de fallos o daños previos al accidente, por lo que no se consideró necesario realizar estudios adicionales sobre ellos.

La inspección de la caja de 42° se describe más adelante, en el apartado 1.16.5.2.

Eje de transmisión de la caja de 42° a la caja de 90°

El eje de transmisión de la caja de 42° a la caja de 90° se había encontrado en el lugar del accidente, partido en tres tramos separados, como se indica a continuación:

- Un primer tramo (tramo inferior), con una longitud aproximada de 8 cm, unido a la caja de 42°.
- Un segundo tramo (tramo intermedio), con una longitud aproximada de 64 cm, suelto en el interior del alojamiento del eje en el empenaje vertical del cono de cola del helicóptero.
- Un tercer tramo (tramo superior), con una longitud aproximada de 70 cm, unido a la caja de 90°. El conjunto formado por estos elementos y el rotor de cola del helicóptero, estaba separado de su estructura soporte en el extremo superior del empenaje vertical y continuaba unido al cono de cola por los cables del mando de cambio de paso de las palas del rotor de cola.

Apenas se apreciaban marcas en la superficie de los tres tramos y, en particular, no se encontraron marcas producidas por el roce del eje girando en contacto con algún otro elemento.

Con el objeto de determinar las causas de la rotura de este eje, se envió al INTA el tramo intermedio. Los resultados del estudio correspondiente se exponen más adelante, en el apartado 1.16.6.

Cono de cola y sus elementos de unión al fuselaje

Se desmontaron los estabilizadores horizontales y se cortó el empenaje vertical.

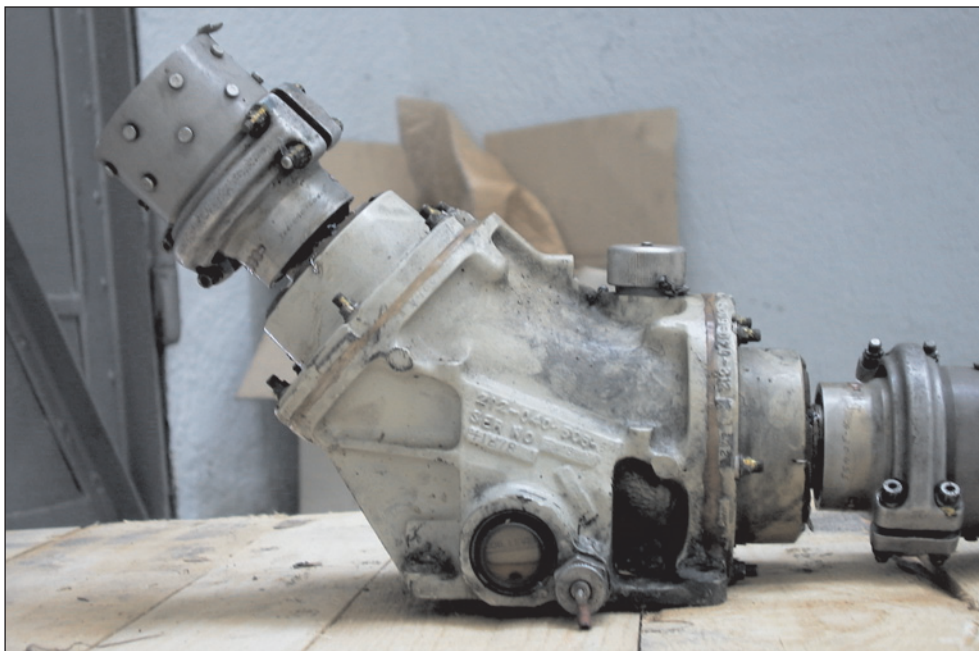
Se identificaron todos los elementos.

Se enviaron al INTA, para su estudio, la estructura horizontal del cono de cola y dos elementos de unión de este al fuselaje que habían quedado separados del mismo en el curso del accidente. Los resultados del estudio correspondiente se exponen más adelante, en el apartado 1.16.7.

1.16.5.2. Inspección de la caja de 42°

El helicóptero tenía montada una caja de 42° con número de parte 212-040-003-023 y número de serie HPI-58, procedente de un helicóptero Bell 212. Esta caja no se correspondía con la número de parte 204-040-003-23 ó 37 que, de acuerdo con los manuales del fabricante, debería tener montada. Consultado el fabricante, informó que, aunque en la práctica las dos cajas son intercambiables, no tiene establecidos criterios para sustituir una caja por otra y, en consecuencia, no debería hacerse en helicópteros fabricados por él. No obstante, cabe reseñar que Bell Helicopter sí tiene establecido el procedimiento de sustitución de las cajas con número de parte 204- por las 212-, más robustas las últimas, para el modelo UH-1H; la sustitución modifica también el programa de mantenimiento, en lo que se refiere a la caja de 42°.

En general, la caja de 42° presentaba un buen aspecto exterior. No había sufrido impactos directos y, en apariencia, tampoco los había sufrido como consecuencia del impacto del cono de cola con el terreno.



A través del visor de nivel de aceite y con la caja en posición horizontal, se comprobó que tenía en su interior una cantidad de aceite suficiente para garantizar la adecuada lubricación de sus componentes internos.



Extrayendo el detector de partículas magnéticas («chip detector»), se comprobó que no había partículas en él.



Al girar cualquiera de los dos ejes acoplados a ella, se comprobó que transmitía el giro al otro eje libremente y con suavidad.

A la vista de lo indicado en los puntos anteriores, no se encontraron indicios de que hubiera podido producirse un bloqueo o mal funcionamiento de esta caja de 42° y, en consecuencia, no se consideró necesario realizar ningún estudio adicional sobre la misma.

1.16.5.3. Cono de cola

El cono de cola del helicóptero estaba identificado con la placa original correspondiente al que tenía instalado el helicóptero cuando se entregó a su primer propietario, en la que figuraban el modelo de helicóptero al que correspondía (AB 205), su número de parte (205.032.800.1003) y su número de serie (4010).

Aunque no era posible determinar si el cono de cola correspondía al número de serie que figuraba en la placa de identificación, de acuerdo con la información suministrada por Agusta, sí era posible comprobar si había sido fabricado por Agusta o por Bell, debido a que la construcción es idéntica, pero utilizan materiales ligeramente diferentes en algunas zonas de su estructura.

La determinación de los materiales con que se habían fabricado se realizó en el INTA. Para ello, se tomaron muestras de cuatro zonas del cono de cola fabricadas con diferentes materiales, de acuerdo con lo indicado en el Manual de Overhaul (Revisión General) del fabricante:

- Placa central de la cuaderna de cierre delantero.
- Revestimiento de la zona delantera derecha.
- Larguero inferior derecho.
- Larguerillo central derecho.

Sobre cada una de estas muestras se determinó la composición química, la dureza y se estudió la microestructura del material correspondiente, obteniéndose, de acuerdo con las normas UNE EN 515:1994, UNE EN 573-3:2004 y AMS 2772C, los siguientes resultados:

Parte central de la cuaderna de cierre delantero

Teniendo en cuenta la composición química, la microestructura (presencia de precipitados y elevada acritud) y la dureza (135 HV_{0.5}), el material empleado en la parte central de la cuaderna de cierre delantero corresponde con la aleación de aluminio EN AW-2024-T3 Al-Ciad.

Revestimiento de la zona delantera derecha

Considerando la composición química, la microestructura (presencia de precipitados y leve acritud) y la dureza (140 HV_{0.5}), el material empleado en el revestimiento corresponde con la aleación de aluminio EN AW-2024-T3 Al-Ciad.

Larguero inferior derecho

Teniendo en cuenta la composición química, la microestructura (presencia de precipitados) y la dureza (170 HV0.5), el material empleado en el larguero corresponde con la aleación de aluminio EN AW-7075-T6.

Larguerillo central derecho

Considerando la composición química, la microestructura (presencia de precipitados) y la dureza (175 HV0.5), el material empleado en el larguerillo corresponde con la aleación de aluminio EN AW-7075-T6.

A la vista de estos resultados, que coincidían con las especificaciones del Manual de Overhaul, el fabricante confirmó que todas las características del cono de cola coincidían con las del que tenía instalado el helicóptero cuando se entregó a su primer propietario.

1.16.6. Estudio de la rotura del eje de transmisión de la caja de 42° a la de 90°

Como se ha indicado en el apartado 1.16.5.1, se envió al INTA el tramo intermedio del eje de transmisión de la caja de 42° a la caja de 90°, con el objeto de que se determinaran las causas de la doble rotura que presentaba dicho eje.

El tramo del eje de transmisión enviado consistía en un tubo de pared delgada, de aproximadamente 76 mm de diámetro, 1 mm de espesor y una longitud aproximada de 64 cm.

En dicho tramo había una placa que identificaba la pieza como fabricada por Bell Helicopter, con número de parte 204-040-620-3 y número de serie AMZ-01375. Además tenía pegadas una serie de chapas (cuatro en este tramo) de equilibrado del propio tubo, las cuales seguían la línea de una generatriz del tubo, y se encontraban situadas cerca de uno de los extremos.

El tramo presentaba sendas roturas en sus extremos y una deformación plástica general a lo largo de toda su longitud, consistente en un aplastamiento no uniforme del mismo, quedando este con sus secciones ovalizadas, de manera más acusada en los extremos y de menor entidad en el centro del tubo.

Además de lo anteriormente mencionado, el tubo presentaba algunas marcas de apoyo fuerte a lo largo de su longitud y alguna raspadura, que se consideraron de escasa importancia y relevancia en cuanto al mecanismo de rotura que sufrió el eje de transmisión.

El estudio de las roturas que presentaba en sus extremos este tramo de la transmisión, consistió en la observación visual, el análisis fractográfico y el análisis metalográfico, de las dos secciones de rotura.

Como conclusiones, de dicho estudio se dedujo lo siguiente:

- El tubo, perteneciente a la transmisión de la caja de 42° a la caja de 90° del helicóptero, presentaba sendas roturas en sus extremos, roturas con elevada deformación plástica generalizada.
- El material con el que se había fabricado era una aleación de aluminio del tipo AA 2024 y, tanto su composición química, como su estructura y distribución de precipitados eran totalmente correctas, y no presentaba anomalías microestructurales que hicieran pensar en una respuesta del mismo inferior a la que cabía esperar. El tratamiento térmico, de acuerdo con las medidas de dureza y conductividad observadas, sería el T4 para este tipo de material.
- Las características macromorfológicas de las roturas (deformación plástica generalizada, rotura en bisel a 45° y textura suave brillante) y las micromorfológicas de las superficies de fractura (presencia de cúpulas de eje inclinado respecto a dichas superficies de fractura), ponen de manifiesto que las dos roturas se produjeron por una sobrecarga estática de flexión sobre el tubo; el plano de flexión es prácticamente el mismo en los dos extremos y los sentidos de giro correspondientes son contrarios. En consecuencia, la rotura podría deberse a dos cargas diferentes o a una única carga sobre el tubo (momento torsor en sentido perpendicular al eje del tubo).
- Dada la morfología y el desarrollo de las roturas, se considera que el eje (tramo estudiado) no se encontraba girando cuando se produjeron éstas.

1.16.7. *Estudio de la rotura del cono de cola*

Como se ha indicado en el apartado 1.16.5.1, se enviaron al INTA para su estudio, la estructura horizontal del cono de cola y dos elementos de unión (herrajes o «fittings») de este al fuselaje que habían quedado separados del mismo en el curso del accidente. Estos dos herrajes, correspondientes al lado derecho, habían quedado unidos al propio fuselaje y estaban fuertemente dañados por la acción del fuego en la zona donde cayeron los restos principales de la aeronave.

Asimismo, se informó al INTA de que había evidencias acerca de que la cola del helicóptero se había desprendido en vuelo, apareciendo a cierta distancia del conjunto de los restos principales, y de que no había antecedentes de roturas similares, de acuerdo con la información suministrada por el fabricante de la aeronave.

Sobre estos elementos, se realizó una observación visual, un estudio macrofractográfico de los largueros del lado izquierdo, del revestimiento y de las roturas de las barras de mando (en la zona de rotura, en el interior del cono de cola se encuentran dos barras de mando, correspondientes al cambio de paso de las palas del rotor de cola y a los estabilizadores horizontales), y un estudio microfractográfico del revestimiento y los largueros del lado izquierdo.

A continuación se exponen las conclusiones de dicho estudio:

1. El cono de cola del helicóptero es una estructura en forma de tronco de cono con secciones aproximadamente circulares, y su estructura está formada por cuadernas y larguerillos con revestimiento de chapa fina formando una estructura de tipo monocasco independiente del fuselaje. Esta estructura se une al conjunto del fuselaje mediante cuatro herrajes (superior derecho, superior izquierdo, inferior derecho e inferior izquierdo), formados cada uno de ellos por dos piezas en forma de «L» que se unen a los largueros de cola y fuselaje respectivamente, realizándose la unión mediante tornillo con tuerca a través de estas piezas.
2. El cono de cola presenta como hechos más significativos un golpe en el extremo libre del mismo, y la rotura y separación del propio cono con respecto al fuselaje.
3. El golpe del extremo libre del cono de cola se corresponde con una acción anormal y es en dirección vertical hacia arriba y hacia el lado izquierdo (todo ello visto desde la parte trasera del helicóptero), golpe que ha producido la deformación por compresión de las secciones adyacentes al patín de cola, que ha quedado igualmente deformado hacia arriba y hacia la izquierda de su posición original. Se aprecia la presencia de una acción anormal sobre el patín de cola en la misma dirección indicada, el cual produce la deformación de todo el conjunto de su empotramiento en el extremo de la cola del helicóptero, y esta acción podría corresponder con una acción contra el terreno, aunque no se han encontrado restos de terreno incrustado sobre esta parte del cono de cola, ni sobre ninguna otra, quizás debido a la naturaleza del mismo.

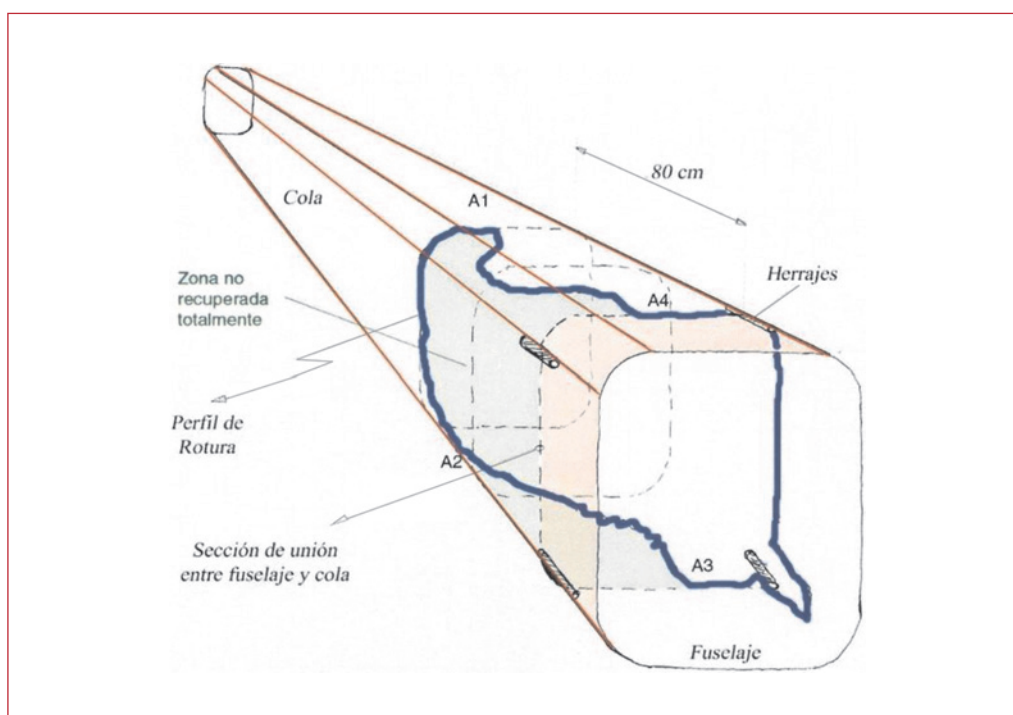


Figura 1.16.7.1. Croquis del cono de cola y la sección de rotura



Figura 1.16.7.2. Extremo libre del cono de cola



Figura 1.16.7.3. Zona de rotura del cono de cola

4. En relación con la rotura y separación del cono de cola respecto del fuselaje, se puede indicar lo siguiente:
 - Por un lado se ha podido determinar que ninguno de los herrajes de fijación propiamente dichos falló, conservándose los mismos sin rotura y con los cuatro tornillos de fijación correctamente posicionados. Lo que sí sufrió rotura en servicio son los largueros que unen estos cuatro herrajes en zonas anexas a los mismos, siendo posible el estudio de solo dos de ellos, al quedar los otros unidos al conjunto del fuselaje y destruirse por la acción del fuego.
 - Por otro lado existe una rotura en el revestimiento del cono de cola en las inmediaciones de su unión con el fuselaje, no habiéndose recuperado completamente el trozo de revestimiento desprendido. Esta rotura, además de afectar al propio revestimiento, afectó a los larguerillos adyacentes así como a alguna cuaderna, y tanto esta rotura como la de los propios largueros anexos a los herrajes, en nuestra opinión, forman parte de un mismo proceso de rotura.
5. Los caracteres macromorfológicos y micromorfológicos de la rotura del revestimiento revelan que dicha rotura se produjo por sobrecarga estática, sin actuación de ningún mecanismo de rotura progresivo, al menos en la zona de revestimiento que se ha recuperado y podido estudiar. Esta sobrecarga estática produjo desgarros de tracción y de fuerza cortante en el conjunto de la chapa de revestimiento, siendo imposible determinar, sin conocer los datos de proyecto, el tipo, naturaleza e intensidad de las fuerzas, normales o no, que pudieron provocar dichas roturas, recomendándose su consulta al fabricante de la aeronave, aunque muy probablemente se deban a la rotura primaria de los largueros del fuselaje y posterior inicio del desprendimiento de la cola.
6. La rotura del conjunto de los largueros del fuselaje, que provocó sin lugar a dudas el desprendimiento del conjunto de cola, estando el recubrimiento correcto o no, no se ha podido completar, dado que dos de ellos, sufrieron la acción del fuego que dañó irremediabilmente las superficies de fractura de ambos largueros dere-



Figura 1.16.7.4. Herraje superior derecho

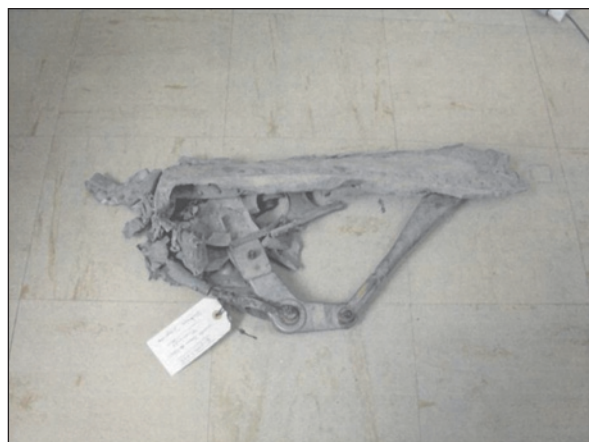


Figura 1.16.7.5. Herraje inferior derecho

chos (superior e inferior). Las características macromorfológicas y micromorfológicas de las roturas de los largueros izquierdos superior e inferior, revelan que dichas roturas se produjeron por una sobrecarga estática de esfuerzos de tracción bajo una componente de flexión y/o torsión general de toda la cola. No se ha podido determinar la naturaleza de la sobrecarga, recomendándose la consulta con el fabricante.

7. Las barras de mando que discurren a través del cono de cola, sufrieron una rotura de sobrecarga estática de flexión como consecuencia del desprendimiento de la cola, que al caer produjo una sobrecarga estática de flexión sobre dichos elementos hasta producir su rotura.
8. La circunstancia de que existan partes del recubrimiento de la cola o fuselaje que no se han recuperado o que bien se han destruido, introduce un elemento de duda acerca del inicio de la rotura y desprendimiento del conjunto de cola, sobre el que no se puede obtener una mayor información con los restos recuperados. Atendiendo a las observaciones aquí realizadas, a nuestro juicio, la hipótesis del fallo del conjunto de cola es que debido a una sobrecarga en el conjunto de la cola del helicóptero, cuyo origen y naturaleza ha sido imposible determinar, se produjo la rotura de los largueros del fuselaje, y la del revestimiento en la zona anexa, comportándose correctamente los herrajes de unión entre cola y fuselaje, produciéndose una caída de la cola hacia abajo y hacia la derecha, y muy probablemente girando sobre sí misma, que produjo la rotura de las barras de mando hasta que se desprendió la cola, cayendo al suelo y golpeando con el patín de cola en sentido vertical hacia abajo y hacia la derecha (sentido contrario a la acción observada sobre el conjunto del extremo libre de la cola). La acción del terreno observada sobre este extremo libre de la cola no pudo ser la causante del desprendimiento de la cola, ya que se ha constatado una flexión de la cola hacia abajo, que es de sentido opuesto a dicha acción.

De acuerdo con esto, en la Figura 1.16.7.6 se representa la secuencia probable en la que se produjo la separación del cono de cola del helicóptero.

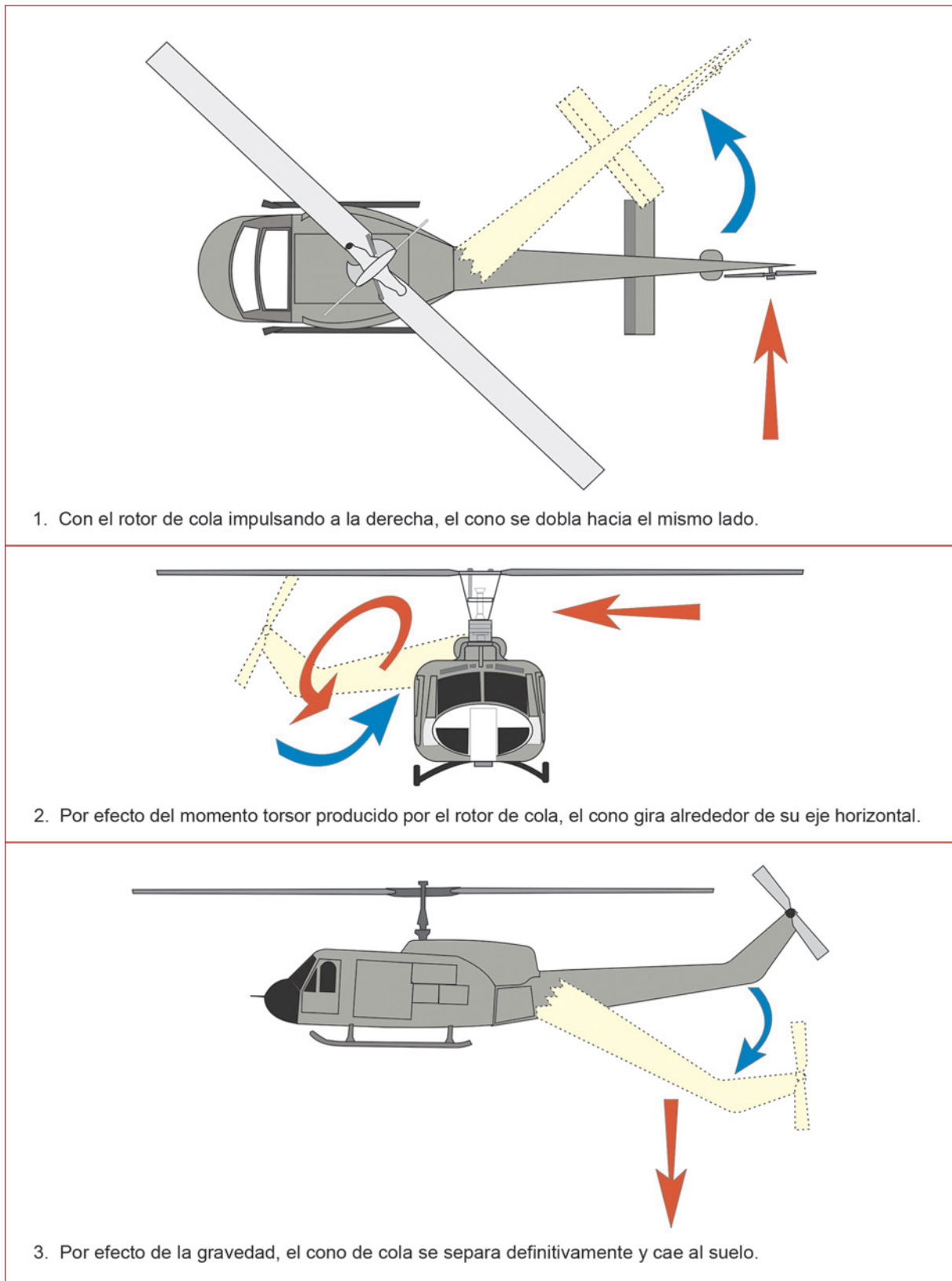


Figura 1.16.7.6. Probable secuencia de separación del cono de cola

De acuerdo con la recomendación realizada por el INTA, se entregó una copia del informe correspondiente al fabricante del helicóptero y se le pidió su opinión al respecto, teniendo en cuenta toda la información de la que ya disponía. Estas son algunas de las conclusiones a las que llegó el fabricante:

1. La información disponible no permite a Agusta formular hipótesis válidas sobre la posible causa de la separación en vuelo del cono de cola.
2. Tal y como ha indicado el INTA, las partes no recuperadas del revestimiento, largueros y cuaderna delantera, correspondientes al lado derecho del cono de cola, introducen dudas sobre el modo de fallo de la estructura.
3. Los análisis realizados por el INTA sobre los elementos disponibles del cono de cola apuntan a un fallo estático debido a una condición de sobrecarga. El AB 205 lleva instalado un rotor de cola de tipo impulsor, que aplica sobre el cono de cola cargas de cortadura, de flexión a la derecha y de torsión en el sentido del giro de las agujas del reloj, en vuelo de avance.
4. La rotura del cono de cola es consistente con una condición de cargas en vuelo, con el lado izquierdo sometido a tensión y el lado derecho sometido a compresión.
5. La buena condición de la estructura, sin evidencias de daños debidos al envejecimiento, debería excluir fallos por fatiga en la parte desaparecida de la estructura como causa fundamental del fallo en el lado derecho del cono de cola.
6. Excluyendo una capacidad reducida de la estructura para soportar esfuerzos, el modo de fallo estático debería asociarse a condiciones de sobrecarga anormales, o a daños importantes en el lado derecho del cono de cola, existentes previamente y no reparados.
7. De acuerdo con las circunstancias en que se produjo el accidente y la información meteorológica disponible, debería excluirse la posibilidad de cargas de vuelo anormales asociadas a ráfagas de viento.

1.16.8. Estudio de la operación

1.16.8.1. Documentación Técnica de Operaciones

1.16.8.1.1. Manual Básico de Operaciones (MBO)

El Manual Básico de Operaciones (M.B.O.) fue realizado bajo la responsabilidad del Director de Operaciones y de acuerdo a la normativa vigente. Fue aprobado por la DGAC con fecha 24 de julio de 1995. Se concedió la autorización para el inicio de actividades como compañía de trabajos aéreos de fotografía oblicua, tratamientos aéreos, lanzamiento de agua, observación y patrullaje, por un período de un año a partir del 24 de agosto de 1995.

El capítulo VI del MBO contempla las siguientes actividades de trabajos aéreos:

- Publicidad aérea.
- Fotografía oblicua y filmación.

- Escuela de formación de pilotos.
- Vuelos de vigilancia y defensa contra incendios.
- Extinción de incendios forestales con lanzamiento de agua desde helicóptero.
- Transporte de cuadrillas.
- Transporte público de pasajeros y carga.
- Trabajos aéreos de ambulancia, rescate y salvamento.
- Trabajos aéreos de fumigación.
- Carga externa.
- Investigación y reconocimiento instrumental.
- Operaciones de emergencia.

En dicho manual se establece que para todos estos trabajos dispondrá de las autorizaciones pertinentes para poder realizarlos.

Por otra parte, la DGAC autorizó, con fecha del 3 de junio de 2002 y validez hasta el 24 de agosto de 2005, las siguientes actividades aéreas:

- Fotografía.
- Tratamientos aéreos.
- Lanzamiento de agua con helicóptero.
- Observación y patrullaje.
- Transporte de material.
- Operaciones de emergencia.
- Investigación y reconocimiento instrumental.

En relación con el helicóptero de matrícula EC-GJL, en el MBO se establece que se utilizará para realizar trabajos aéreos. De hecho, este helicóptero no figuraba en el Certificado de Operador Aéreo de la compañía, requisito sin el cual no se puede realizar transporte público de pasajeros.

1.16.8.1.2. *Documentación que debe llevar a bordo*

De acuerdo con lo establecido en el MBO, a bordo de un helicóptero de esta compañía debería llevarse los documentos e información adicional que se relacionan a continuación:

- Certificado de Matrícula.
- Certificado de Aeronavegabilidad.
- Hoja de Características.
- Licencia de Estación de Aeronave.
- Certificado de Operador Aéreo.
- Licencia de Explotación.
- Autorización de Trabajos Aéreos en Vigor.

- Certificado del Seguro de Responsabilidad Civil.
- Manual Básico de Operaciones.
- Manual de Equipos Auxiliares.
- Plan Operacional de Vuelo.
- Plan de Vuelo.
- Información meteorológica.
- Documentación de masa y centrado.
- Manifiesto de pasajeros.
- Cartografía.
- Cuaderno de Aeronave.
- Cartilla de Motor.
- Manual de Vuelo.
- Lista de Comprobaciones.
- Licencia de aptitud de los tripulantes.
- Certificado de miembro de la tripulación.

De estos documentos, no se han encontrado ejemplares, correspondientes a vuelos anteriores y debidamente cumplimentados en su caso, de los siguientes:

- Manual de Equipos Auxiliares.
- Plan Operacional de Vuelo.
- Documentación de masa y centrado.
- Manifiesto de pasajeros.
- Lista de Comprobaciones.
- Certificado de miembro de la tripulación.

Además, el Manual de Vuelo de la Aeronave con que contaba la compañía estaba obsoleto y carecía de validez.

1.16.8.1.3. *Partes de Vuelo*

Los Partes de Vuelo adolecen de una serie de faltas claras, en relación con los requisitos de la DGAC: En ellos no figuran las inspecciones prevuelo ni postvuelo del Técnico de Mantenimiento de Aeronaves (TMA); sólo figuran las de la tripulación («FIRMA PILOTO»). No indican ciclos de arranque del motor, ni aterrizajes de la aeronave, y además no coinciden con los formatos que presentan en sus MBO y MOM. Por otro lado, se acumulaban en un solo parte todos los vuelos de cada día.

De otra parte, cabe reseñar que en los del último año (2002), no había una sola anotación en los apartados correspondientes a «Incidencias Mecánicas». Cabe reseñar el hecho de que, de acuerdo con las anotaciones que figuraban en los partes de vuelo, en más de 150 horas de vuelo no se había presentado ninguna anomalía.

Finalmente, en ningún parte se habían apuntado las horas de aeronave y de motor, ni figura anotación alguna ni firma del TMA en la Puesta en Servicio, por lo que no hay constancia de la intervención de personal de mantenimiento en la operación diaria de la aeronave.

1.16.8.2. Operación realizada el día en que ocurrió el accidente

1.16.8.2.1. *Plan de Vuelo*

En el Plan de Vuelo presentado antes de la salida del Aeropuerto de Sabadell, figuraban los siguientes datos:

— Fecha:	14-06-2002
— Indicativo de la aeronave:	EC-GJL
— Reglas de vuelo:	Visual
— Tipo de aeronave:	UH-1H
— Aeródromo de salida:	Sabadell
— Aeródromo de llegada:	Sabadell
— Duración estimada del vuelo:	5:00 horas
— Aeródromos alternativos:	Gerona y Reus
— Autonomía:	6:00 horas
— Otros datos de interés:	Inspección de Líneas
— Personas a bordo:	4 (cuatro)

No se especificó la ruta a seguir, ni si tenía previsto realizar tomas intermedias.

Aparte de figurar un tipo de aeronave incorrecto, cabe reseñar el hecho de que se especificaran 5:00 horas de duración estimada del vuelo y 6:00 horas de autonomía, sin tomas intermedias, cuando este tipo de helicóptero dispone de una autonomía de 2:30 horas, aproximadamente.

1.16.8.2.2. *Vuelo realizado*

La aeronave despegó del Aeropuerto de Sabadell con destino a Lleida, donde tomó tierra, recogió a cuatro personas y despegó con destino al Helipuerto de Baqueira Beret. La tripulación no comunicó la modificación del Plan de Vuelo, en cuanto al número de personas a bordo se refiere, a ninguna dependencia de control; tampoco lo hizo en lo que se refiere a la toma realizada en Lleida y a la prevista en el helipuerto de destino.

En el Helipuerto de Baqueira Beret tomó tierra con ocho personas a bordo, repostó combustible y despegó, presumiblemente, con destino a Lleida para dejar allí de nue-

vo a las cuatro personas que había recogido allí y regresar después al Aeropuerto de Sabadell.

El accidente ocurrió en el trayecto desde el Helipuerto de Baqueira Beret hasta Lleida.

1.17. Información sobre organización y gestión

1.17.1. Compañía explotadora de la aeronave

1.17.1.1. Historial de la compañía

La empresa HELIEUROPA SERVICES, S.A. surgió el año 1994 e inició su actividad aeronáutica en 1995, con los medios personales y materiales, y la flota, que poseía previamente la empresa HELITRANSA (Helicópteros y Transportes, S.A.).

Asimismo, la empresa HELITRANSA se había estructurado como tal, desde el punto de vista de la actividad aeronáutica, en mayo de 1991, después de un período de varios años en el que esta denominación se había utilizado indistintamente con la de SERGASA (Servicios Generales Aéreos, S.A.).

Las tres empresas tienen en común el hecho de que su máximo responsable era la misma persona.

La compañía SERGASA inició su actividad aeronáutica en la década de 1980, con acreditación para realizar trabajos aéreos. Básicamente realizaba trabajos de observación y patrullaje, y de vigilancia y extinción de incendios, incluido el transporte de cuadrillas.

Cabe reseñar que, el 31 de julio de 1988 (accidente de referencia A-037/1988) un helicóptero Bell-204B (UH-1E), operado por SERGASA, sufrió un accidente en el Término Municipal de Veciana (Barcelona), falleciendo sus dos ocupantes y resultando el helicóptero destruido. La aeronave se estaba operando sin estar inscrita en el Registro de Matrícula de Aeronaves y carecía de Certificado de Aeronavegabilidad, por lo que la empresa fue sancionada por la DGAC.

Por otra parte, en septiembre de 1990, la DGAC abrió expedientes sancionadores, uno a un piloto de la compañía, por infracciones a las reglas de vuelo, y tres a la propia compañía, con motivo de haberse conocido la realización de actividades no autorizadas en la campaña de extinción de incendios.

En los procedimientos correspondientes, la DGAC encontró que existían elementos suficientes para inferir que por parte de la compañía se daba una situación en la que no se disponía de las condiciones mínimas necesarias para llevar a cabo un desarrollo regular y adecuadamente controlado de sus operaciones sin menoscabo de la seguridad que

correspondía a su responsabilidad, situación que se entendía como potencialmente grave. En consecuencia, se propuso la suspensión cautelar de la autorización de actividades que ostentaba la compañía.

Estructurada como HELITRANSA, en mayo de 1991, solicitó a la D.G.A.C. que, habiendo sido superados todos los problemas surgidos y que dieron origen a la suspensión de actividades, se activara el procedimiento a fin de que pudiera iniciar todas sus actividades en el menor tiempo posible. Una vez que demostró el cumplimiento de los requisitos exigidos, se le autorizó la actividad.

En 1994, los medios personales y materiales, y la flota, que poseía la empresa HELITRANSA se transfieren a HELIEUROPA SERVICES, S.A. y, como consecuencia de ello, esta última solicitó a la DGAC autorización para realizar Trabajos Aéreos de Fotografía Oblicua, Tratamientos Agrícolas y Extinción de Incendios (lanzamiento y vigilancia), así como para impartir enseñanza como Escuela de Pilotos Privados de Helicóptero.

Para ello, la DGAC le exigió adecuar el Manual Básico de Operaciones (MBO) de la compañía HELITRANSA a la nueva denominación e incluir en él las actividades de Tratamientos Agrícolas, y Escuela de Pilotos Privados de Helicóptero, que no contemplaba el citado manual; además, el Director de Operaciones debía ser propuesto según la nueva denominación de la compañía.

Con fecha 24 de julio de 1995 se aprobó la parte del MBO correspondiente a Tratamientos Aéreos, Lanzamiento de agua con helicóptero, Fotografía Oblicua, y Observación y Patrullaje; el 26 de julio de 1995 se aprobó el nombramiento del Director de Operaciones, y el 24 de agosto de 1995 la DGAC autorizó el inicio de estas actividades a la nueva empresa.

En la fecha del accidente, la compañía tenía en vigor las autorizaciones administrativas necesarias para ejercer su actividad:

- Licencia de Explotación, válida hasta el 26 de marzo de 2007.
- Certificado de Operador Aéreo, válido hasta el 28 de febrero de 2003. El helicóptero accidentado no estaba incluido en él.
- Autorización de Trabajos Aéreos, válida hasta el 24 de agosto de 2007.

Posteriormente, la compañía no solicitó la renovación del Certificado de Operador Aéreo y, en consecuencia, la Licencia de Explotación perdió su validez el 28 de febrero de 2003, de acuerdo con lo establecido en la Orden del Ministerio de Fomento de 12 de marzo de 1998, artículo 11, párrafo 1, y en el Reglamento CE 2407/92 de 23 de julio, artículo 9, párrafo 1.

Por otra parte, con fecha 3 de marzo de 2003, la compañía comunicó a la DGAC que había decidido suspender las operaciones y solicitó de esta la devolución del aval bancario depositado al efecto.

La DGAC, una vez realizadas las oportunas averiguaciones, procedió a la devolución del citado depósito, al tiempo que comunicaba a la compañía que en el caso de que la misma pretendiese en un futuro reanudar las operaciones, debería previamente comunicarlo a la DGAC, al objeto de comprobar el cumplimiento por parte de la sociedad, de las condiciones y requisitos exigidos por la legislación aplicable.

1.17.1.2. Estructura de la compañía

De acuerdo con lo establecido en el MBO de la compañía, la estructura general de la misma constaba de un Consejo de Administración de la que dependían, por una parte, la Gerencia y, por otra parte, la Dirección de Operaciones.

En cuanto a la Dirección de Operaciones se refiere, incluía, por una parte, el Jefe de Pilotos y las Tripulaciones y, por otra parte, la Escuela de Pilotos Privados de Helicóptero.

Cabe reseñar que el Piloto al Mando del helicóptero accidentado ocupaba el puesto de Director de Operaciones de la compañía en la fecha del accidente, habiendo sido autorizado para ello por la DGAC el 3 de abril de 2000.

1.17.1.3.- Director de Operaciones.

Las funciones y responsabilidades del Director de Operaciones estaban establecidas en el apartado 1.1.2 del MBO de la compañía, que se reproduce a continuación:

«1.1.2 - DE LA DIRECCIÓN DE OPERACIONES

El Director de Operaciones es el responsable de las actividades de vuelo y del control de vuelo en general, teniendo a su cargo la Flota de Aeronaves y Tripulación, así como coordinación con el centro de mantenimiento, INCLUYENDO LA RESPONSABILIDAD DE OPERACIÓN EN LA ACTIVIDAD DE ESCUELA DE FORMACIÓN DE PILOTOS PRIVADOS DE HELICÓPTERO.

1.1.2.1 - Misión, funciones y responsabilidades

La misión del Director de Operaciones, ha sido definida de la forma siguiente:

1. Responsable ante la D.G.A.C. de todas las Operaciones Aéreas de la Compañía.
2. Organizar, dirigir, inspeccionar y ejecutar las operaciones de transporte y trabajo aéreo encomendadas por la Dirección de la Compañía.

3. Realizar dichas operaciones en las máximas condiciones de seguridad, legalidad, calidad y economía.
4. Ser responsable de mantener al día el (M.B.O.) Manual Básico de Operaciones de Vuelo, el Manual de Vuelo de las aeronaves, así como toda la documentación aeronáutica necesaria.
5. Ser responsable de mantener copias actualizadas del Reglamento de Circulación Aérea, así como de cuantas leyes, recomendaciones, notas, etc., sean editadas por la Autoridad Aeronáutica Española.
6. Supervisar, que todas las tripulaciones de vuelo estén bien adiestradas, tanto en los procedimientos generales de vuelo, el tipo de aeronave que se les destine, así como las normas reflejadas en el M.B.O.
7. Mantener un archivo cronológico del vencimiento de las licencias de los tripulantes de vuelo, al objeto de que estos pasen los exámenes médicos periódicos dentro de los plazos prescritos.
8. Establecer en colaboración con la Dirección Técnica, la seguridad de vuelo más elevada posible en la Compañía, inspeccionando y dando parte a aquella, si el equipo de emergencia y seguridad de las aeronaves no se encuentran en óptimo estado.
9. Dar sugerencias a mejoras en las operaciones de vuelo, aeronaves y equipo.
10. Mantener bien informado, sobre las experiencias obtenidas en el desarrollo de la aviación civil en el mundo, y que pudieran ser de cualquier futura utilización por parte de la Compañía.
11. Nombrar, con la supervisión de la Dirección de la Compañía, el personal dentro del Departamento de Operaciones.
12. Ser responsable de que los informes y estadísticas a la Dirección General de Aviación Civil, sean emitidas en la forma prescrita.
13. Ser responsable de toda la correspondencia dentro del Departamento de Operaciones.
14. Ser responsable de que el Departamento de Operaciones de Vuelo sea dirigido con vistas al beneficio económico de la Compañía.
15. Facilitar al Departamento Comercial, las necesarias informaciones operativas.
16. Corregir cualquier tendencia de desviación al Reglamento de Circulación Aérea vigente.
17. Tener al día las autorizaciones administrativas que requiera cada actividad.
18. Tener al día el historial de las aeronaves de la flota.»

1.17.2. *Dirección General de Aviación Civil*

1.17.2.1. Organización general en materia de operaciones y mantenimiento

La Dirección General de Aviación Civil (DGAC) es el organismo de la Administración que ejerce las funciones correspondientes a la autoridad aeronáutica en España. Entre dichas funciones, cabe reseñar las siguientes:

- La ordenación e inspección de las actividades comerciales del transporte y de los trabajos aéreos, y la expedición de licencias y autorizaciones de explotación a las empresas correspondientes.
- La ordenación e inspección de la seguridad del transporte aéreo, de la aviación general, deportiva y trabajos aéreos, tanto en lo referente a las operaciones de vuelo como a los productos aeronáuticos, así como a las organizaciones que los diseñan, fabrican y mantienen.
- Las funciones correspondientes al Registro de matrícula de aeronaves.

Desde el punto de vista organizativo, la DGAC se estructura en tres Subdirecciones Generales, una Unidad de Apoyo y ocho Delegaciones de Seguridad en Vuelo. Las Subdirecciones Generales, son:

- Subdirección General de Sistemas de Navegación Aérea y Aeroportuarios.
- Subdirección General de Explotación del Transporte Aéreo, a la que corresponden las funciones reseñadas en primer lugar.
- Subdirección General de Control del Transporte Aéreo, a la que corresponden las funciones reseñadas en segundo lugar.

El Registro de Matrícula de Aeronaves, al que corresponden las funciones reseñadas en tercer lugar, está estructurado dentro de la Unidad de Apoyo, y las Delegaciones de Seguridad en Vuelo, distribuidas por todo el territorio nacional, son los órganos periféricos a través de los que la DGAC ejerce una parte de sus funciones, dentro de sus respectivos ámbitos territoriales.

La Subdirección General de Control del Transporte Aéreo está estructurada en tres áreas funcionales: Área de Licencias al Personal de Vuelo, Área Técnica de Certificación, y Área de Inspección y Seguridad en Vuelo. Asimismo, esta última se estructura en dos Servicios: Servicio de Mantenimiento e Inspección, y Servicio de Operaciones.

1.17.2.2. Sistema de la DGAC para la inspección y supervisión en actividades de mantenimiento

España firmó los Acuerdos JAA iniciales y, en consecuencia, se incorporó a las JAA como miembro de pleno derecho, en el año 1989.

Posteriormente, tras un proceso de renovación en las JAA, se llegó a los Acuerdos de Chipre de 1991, que España también firmó. En estos acuerdos, vigentes en la actualidad, se estableció el sistema de reconocimiento mutuo de los Certificados, Aprobaciones y Licencias, previa estandarización de las autoridades nacionales.

En Mayo de 1993, se concedieron por la DGAC, las primeras Autorizaciones de acuerdo con los requisitos JAR-145.

El Procedimiento de Aplicación de las Disposiciones JAR-145, donde se establecen las funciones y responsabilidades de las Delegaciones de Seguridad en Vuelo, así como, los procedimientos para llevar a cabo las modificaciones y renovaciones de los Centros de Mantenimiento aprobados según las disposiciones JAR-145, está basado en lo expuesto en el documento Administrative & Guidance Material, Section two: Maintenance, Part two: Procedures, Capítulo 7, Apartado 7.7.

El certificado de aprobación tenía una validez de un año para la concesión inicial y de dos años para las renovaciones posteriores.

El proceso de renovación de un certificado de aprobación constaba de varias fases, siendo las más importantes las siguientes:

- a) Presentación de una Memoria del Centro de Mantenimiento JAR-145 con planes de Auditorías, Producción y Formación del Personal.
- b) Una vez evaluada la Memoria del Centro, inspección física del mismo para verificar que continuaban cumpliéndose las condiciones que permitieron la concesión inicial y en la que se usaría el Formato 6 JAA como cuestionario de comprobación. No obstante, se indicaba que cada Delegación de Seguridad en Vuelo podrá utilizar cuestionarios propios durante las inspecciones, que servirían como documento de trabajo para emitir el Formato 6 JAA.
- c) Las discrepancias encontradas deberían clasificarse en niveles 1, 2 o 3; de acuerdo con los procedimientos JAR-145, del documento «Administrative & Guidance Material, Section two: Maintenance, Part two: Procedures», y se especificaría la fecha límite concedida al Centro para la corrección de las discrepancias. Esas discrepancias debían solventarse formalmente antes de continuar con el proceso.
- d) Finalizada la inspección del Centro solicitante con resultado satisfactorio, y una vez recibida la documentación necesaria, tras su oportuna supervisión, se preparaban las aprobaciones requeridas.

El manual establecía que el seguimiento y coordinación tanto de los procesos de aprobación inicial como de los planes de inspección semestrales sería responsabilidad del Servicio de Mantenimiento e Inspección, que asistiría a determinadas inspecciones según planes semestrales con el fin de comprobar el cumplimiento inicial y continuado de los requisitos JAR-145, así como la aplicación homogénea de los mismos por las distintas Delegaciones. Además, solventaría cualquier duda relativa a la aplicación de la normativa JAR-145 por las Delegaciones y efectuaría visitas anuales de coordinación.

La renovación del certificado de aprobación implicaba una nueva inspección del Centro para verificar que continuaban cumpliéndose las condiciones que permitieron la concesión inicial. De nuevo se usaba el Formato 6 de las JAA u otros cuestionarios propios de las Delegaciones durante las fases previas de la inspección.

1.17.2.3. Sistema de la DGAC para la inspección y supervisión en actividades de operaciones

La supervisión operacional de las compañías y empresas explotadoras de aeronaves corre a cargo del Servicio de Operaciones de la DGAC.

Tanto en lo referente a empresas de trabajos aéreos como a compañías de transporte público comercial, la vigilancia operacional de la DGAC se realiza fundamentalmente a través de:

- *Inspecciones base* destinadas a evaluar la capacidad del operador para el desarrollo de su actividad aeronáutica. Se trata de comprobar el cumplimiento con los requisitos⁴ para la concesión y revalidación de los Certificados de Operador Aéreo (AOC) en el caso de compañías de transporte o de la autorización para la realización de trabajos aéreos en los operadores de ese sector. Estas inspecciones se materializan en una visita anual en la que se revisan las instalaciones y la documentación de interés en el área operacional: manual de operaciones, manuales de vuelo de las aeronaves, documentación de las aeronaves y del personal de vuelo, control de las programaciones, formación del personal, control de los periodos de actividad, etc.
- *Inspecciones en ruta* llevadas a cabo en el transcurso de un vuelo de línea o de una operación normal en las que se trata de evaluar la actuación de los tripulantes en la ejecución de los procedimientos de vuelo.

No se tiene constancia de la existencia de guías comunes o procedimientos escritos para uso de los inspectores en ambos tipos de inspecciones.

1.18. Información adicional

1.18.1. Declaraciones de testigos

El vuelo del helicóptero fue observado por varias personas situadas en lugares distintos y suficientemente separados entre sí.

De forma general, los testimonios son coherentes entre sí y permiten reconstruir el último tramo del vuelo.

De acuerdo con estas declaraciones, la aeronave procedía de Claverol, sobrevoló la zona de Pobla de Segur y se dirigía hacia Toraiola, manteniendo una altura de entre 150 y 200 metros sobre el terreno. En un momento determinado, cambió el sonido del aparato e hizo un giro de 360°; en ese momento el cono de cola estaba torcido. Después, el cono de cola hizo un movimiento, se separó del resto del aparato y cayó al suelo, y

⁴ Las referencias normativas en cuanto a requisitos operacionales aplicables a helicópteros en la fecha del accidente eran el Reglamento de Circulación Aérea, en su versión aprobada por Real Decreto 57/2002 de 18 de enero de 2002, y diversas Circulares Operativas de la DGAC.

la cabina empezó a girar sobre sí misma y a bajar poco a poco hasta impactar con el terreno. En este proceso se desprendieron algunos elementos («chatarra»).

En la Figura 1.18.1 se han representado sobre un mapa de la zona los lugares en que se encontraban los testigos y el tramo final de la trayectoria del helicóptero, de acuerdo con sus declaraciones.

A partir de este momento empezaron a ver fuego y el humo.



Figura 1.18.1. Trayectoria final del helicóptero y situación de testigos

1.18.2. Elementos del helicóptero identificados

Como se ha indicado en los sucesivos apartados del punto 1.16.5, se identificaron todos los elementos recuperados de los restos del helicóptero.

Una vez identificados, con la colaboración del fabricante del helicóptero, se investigó su procedencia y se determinó que algunos habían sido producidos por él mismo, otros por Bell Helicopter y de otros no se había podido determinar quién los había producido, aunque algunos de estos últimos tenían números de serie consistentes con los producidos por Agusta.

En la Tabla 1.18.2 se resume la información correspondiente a este proceso, con referencia a las denominaciones y números de parte que figuran en los manuales del fabricante del helicóptero.

Tabla 1.18.2. Elementos identificados en los restos del helicóptero

Elemento número	Denominación	Número de Parte (P/N)	Número de serie (S/N)	Producido por	Aplicable al AB 205	Observaciones
1	Main Rotor Drag Brace	204-011-140-005	EM-0201 (1)	AGUSTA	SI	
2	Clevis	204-011-142-003	EM-0359	AGUSTA	SI	
3	Main Rotor Drag Brace	204-011-140-005	EM-0208	AGUSTA	SI	
4	Main Rotor Fitting outboard	204-012-103-001	EM-0008	AGUSTA	SI	
5	Main Rotor Fitting outboard	204-012-103-001	EM-0008	AGUSTA	SI	
6	Main Rotor Fitting inboard	204-012-102-001	NC-2227	N.T.	SI	
7	Main Rotor Fitting inboard	204-012-102-001	NC-2227	N.T.	SI	
8	Main Rotor Retention Strap Pin	204-012-104-005	EM-0353	AGUSTA	SI	
9	Main Rotor Retention Strap Pin	204-012-104-005	EM-0379	AGUSTA	SI	
10	Main Rotor Retention Strap Pin	204-012-104-005	EM-0429	AGUSTA	SI	
11	Main Rotor Retention Strap Pin	204-012-104-005	EM-0386	AGUSTA	SI	
12	Main Rotor Bolt	204-011-151-007	EM-0221	AGUSTA	SI	
13	Main Rotor Bolt	204-011-151-007	EM-0236	AGUSTA	SI	
14	Damper Assy	204-010-937-007	14301	N.T.	SI	
15	Main Rotor GRIP	204-011-121-009	EM-150	AGUSTA	SI	
16	Main Rotor GRIP	204-011-121-009	EM-151	AGUSTA	SI	
17	Main Rotor Yoke	204-011-102-021	EM-0135	AGUSTA	NO	Sustituido por P/N 212-011-102-105
18	Mast	204-011-450-105	N9-39838	N.T.	SI	
19	Transmission (MGB)	204-040-016-005	B12-320	BELL	NO	P/N aplicable 205-040-001-11/17
20	Swashplate and Support	204-011-400-11	3283	N.T. (*)	SI	
21	Stabilizer Bar Assy	204-011-326-007	SS-00142	N.T.	SI	
22	Main Rotor Pitch Horn	204-011-120-005	EM-0074	AGUSTA	SI	
23	Main Rotor Pitch Horn	204-011-120-005	EM-0192	AGUSTA	SI	
24	90° Gear Box	204-040-012-013	BBC-864	BELL	SI	
25	Shaft 42°Gear Box to 90°	204-040-620-3	AMZ-01375	BELL	SI	
26	Tail Rotor Hanger Bearing	204-040-623-005	A20-5065	BELL	SI	
27	Tail Rotor Hanger Bearing	204-040-623-005	A20-68330	BELL	SI	
28	Tail Rotor Hanger Bearing	204-040-623-005	A20-57512	BELL	SI	
29	Tail Rotor Shaft 1°	204-040-620-003	1097	N.T. (*)	SI	
30	Tail Rotor Shaft 2°	204-040-620-003	1574	N.T. (*)	SI	
31	Tail Rotor Shaft 3°	204-040-620-003	1425	N.T. (*)	SI	
32	42° Gear Box	212-040-003-023	HPI-58	N.T.	NO	P/N aplicable 204-040-003-23/37
33	Synchronized Elevator Right Hand	205-030-856-21	ZBP9973	BELL	NO	P/N aplicable 205-030-856-1021
34	Synchronized Elevator Left Hand	205-030-856-19	ZB08267	BELL	NO	P/N aplicable 205-030-856-1019
35	Tail Rotor Blade	204-011-702-19	C-3542	N.T.	SI	
36	Tail Rotor Blade	204-011-702-19	C-3488	N.T.	SI	
37	Tail Rotor Grips	205-011-711-101	IMPT4296/IMPT3717	N.T.	SI	
38	Main Rotor Blade	204-011-250-113	00000214 (1)	N.T.	SI	
39	Main Rotor Blade	204-011-250-113	A-2614 (1)	N.T.	SI	
40	Main Drive Shaft	205-040-004-3 ó 205-040-004-21 (2)	A20-7627 ó 535336 (2)	BELL N.T.	NO	P/N aplicable 204-040-010-7

(1) Número de Serie, de acuerdo con la documentación disponible.

(2) Pueden ser dos elementos distintos, de acuerdo con la documentación disponible.

N.T. No Trazado

(*) S/N consistente con producción de AGUSTA

1.18.3. Inspecciones Prevuelo y Diaria

En el Manual de Operación de la Aeronave (Manual de Vuelo), el fabricante del helicóptero establece que la tripulación debe realizar una inspección de la aeronave antes de cada vuelo (Inspección Prevuelo de Tripulación) y da los criterios con que debe realizarse.

Asimismo, en el Manual de Requisitos de Inspección, establece que el personal de mantenimiento debe realizar una inspección de la aeronave antes de cada vuelo (Inspección Prevuelo de Mantenimiento) y una inspección antes del primer vuelo de cada día (Inspección Diaria).

De acuerdo con las características de la operación, es posible que la tripulación realice una inspección prevuelo que cubra los puntos correspondientes a las de tripulación y mantenimiento; para ello, el explotador debe establecer procedimientos adecuados en su MBO, y la tripulación debe disponer de la formación necesaria y estar autorizada para realizarla.

La inspección diaria debe realizarla personal cualificado, que disponga de la licencia de Técnico de Mantenimiento de Aeronaves correspondiente.

A continuación se exponen los criterios establecidos por el fabricante para cada una de estas inspecciones, en lo que se refiere a la inspección exterior, y se detallan los puntos que se consideran de interés en relación con el accidente.

1.18.3.1. Manual de Operación de la Aeronave

El fabricante de la aeronave establece los criterios y puntos de inspección correspondientes a la Inspección Prevuelo de Tripulación en el Capítulo 8 del Manual de Operación de la Aeronave. En los apartados 8.14 a 8.20 del mismo se describen los puntos correspondientes a la inspección exterior del helicóptero.

Para realizar dicha inspección se establece el recorrido alrededor del aparato y las siete zonas a inspeccionar, que pueden verse en la Figura 1.18.3.1. En cada zona se definen unos puntos concretos de inspección.

En el punto 3 del apartado 8.17, correspondiente a la zona número cuatro «Cono de Cola – Lado Izquierdo», se establece: «3. Cono de Cola – Comprobar condición».

Del mismo modo, en el punto 4 del apartado 8.18, correspondiente a la zona número cinco «Cono de Cola – Lado Derecho», se establece: «4. Cono de Cola – Comprobar condición; cubierta del eje de transmisión asegurada».

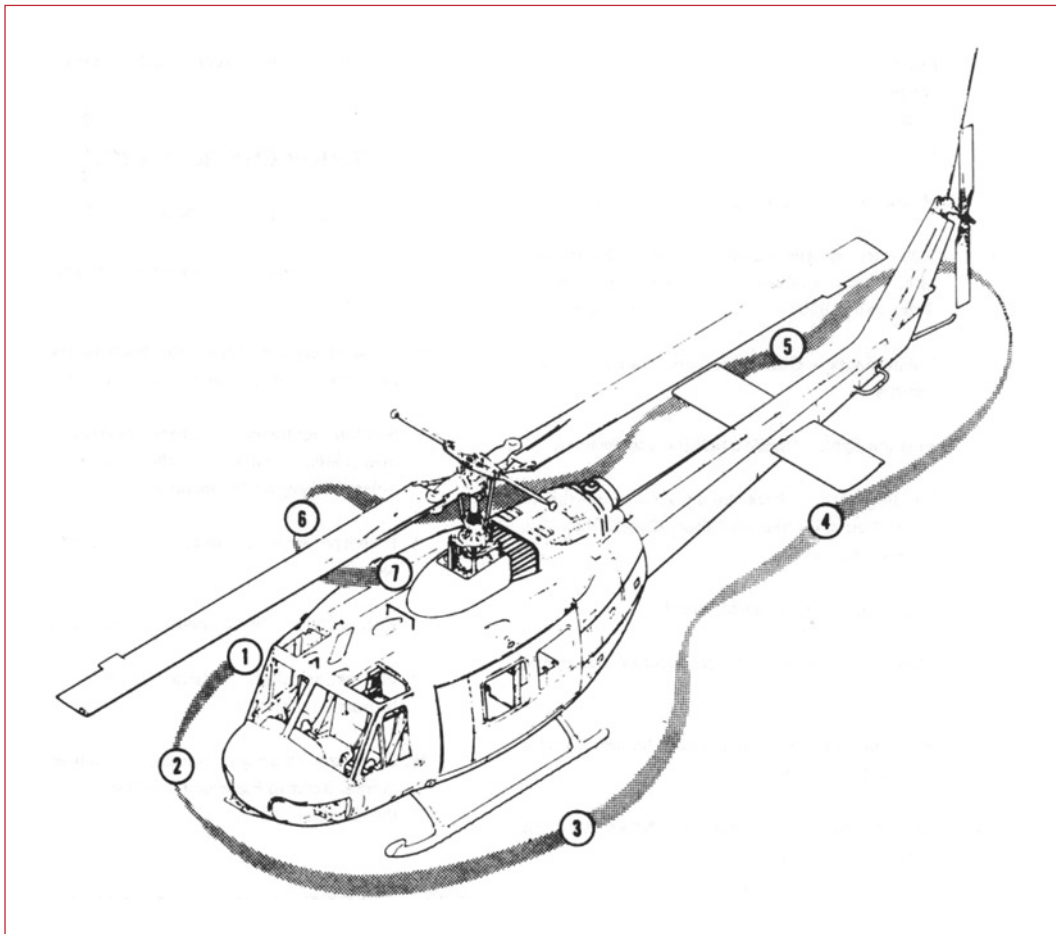


Figura 1.18.3.1. Recorrido en la inspección exterior

1.18.3.2. Manual de Requisitos de Inspección

El fabricante de la aeronave establece los criterios y puntos de inspección correspondientes a las Inspecciones Prevuelo y Diaria, respectivamente, en las Secciones I y II del Manual de Requisitos de Inspección.

Para realizar dichas inspecciones se establecen las siete áreas de inspección, que pueden verse en la Figura 1.18.3.2. En cada área se definen unos puntos concretos de inspección.

En el punto de inspección 3-11 de la Sección I, correspondiente a la inspección prevuelo del área número 3, se establece: «3-11. Revestimiento del cono de cola por daños».

Asimismo, en el punto de inspección 5-2, correspondiente a la inspección prevuelo del área número cinco, se establece: «5-2. Revestimiento del cono de cola por daños».

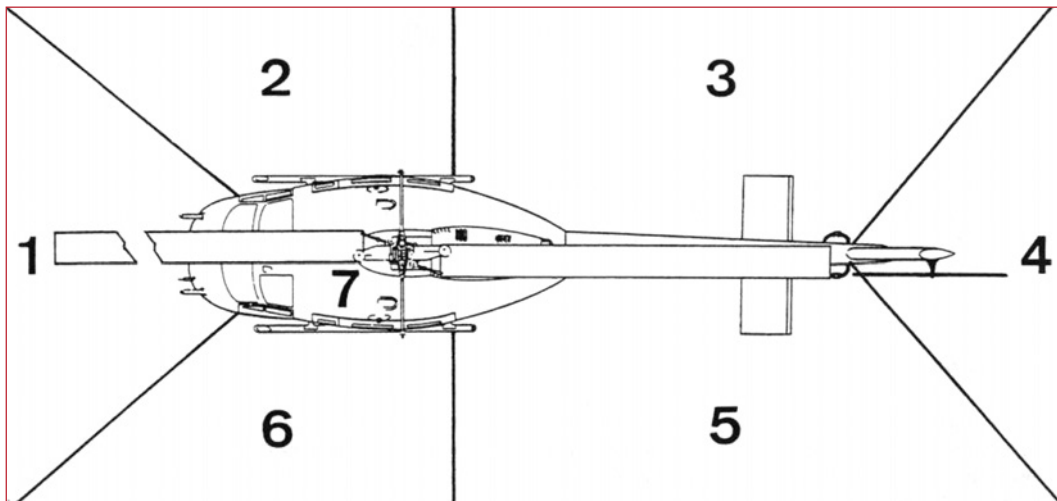


Figura 1.18.3.2. Áreas de inspección

Del mismo modo, en los puntos de inspección 3-19 y 20 de la Sección II, correspondientes a la inspección diaria del área número 3, se establece:

- «3-19. Tornillos de sujeción del cono de cola (por inspección de marcas de deslizamiento) por movimiento.
- 3-20. Revestimiento del cono de cola por daños.»

Asimismo, en los puntos de inspección 5-3 y 4 de la Sección II, correspondientes a la inspección diaria del área número 5, se establece:

- «5-3. Revestimiento del cono de cola por daños.
- 5-4. Tornillos de sujeción del cono de cola (por inspección de marcas de deslizamiento) por movimiento.»

1.18.4. Inspecciones realizadas a la empresa propietaria del helicóptero

1.18.4.1. Inspecciones de Compañía⁵

En el año 2002, la empresa propietaria del helicóptero, fue objeto de dos inspecciones por parte de la DGAC.

El día 27 de febrero de 2002, se realizó una inspección en cuyo informe se incluía en la Flota de la Compañía el helicóptero Agusta Bell 205, matrícula EC-GJL, con clasificación para trabajos aéreos, cuando en su documentación oficial figuraba como AB 205

⁵ La inspecciones de compañía están proyectadas para comprobar que el mantenimiento que es exigible a los operadores de aeronaves poseedores de un AOC está garantizado a través de centros pertenecientes también a la estructura del operador o a través de acuerdos o contratos con centros de mantenimiento externos.

A-1 y clasificado para T.A. T.P.P. y T.P.M.. En este Informe, en se indicaba que todo estaba correcto, excepto las relaciones de personal y flota.

Con fecha 9 de abril de 2.002, se realizó otra inspección en cuyo informe se incluía en la Flota de la Compañía el helicóptero Agusta Bell 205 A-1, matrícula EC-GJL, con clasificación para T.A. T.P.P. y T.P.M.. En este Informe se volvía a indicar que todo estaba correcto y solo se anotó como anomalía «que dicho informe está hecho en base a la documentación expedida por la DGAC y que está en poder del operador, si bien por Resolución de la Dirección de Aviación Civil, de fecha 14 de Agosto de 2001 y enviada al operador, debía hacerse una nueva documentación en la que el Certificado de Aeronegabilidad de los AB 205 quedara restringido».

1.18.4.2. Centro de Mantenimiento DGAC-E-043

La última inspección realizada por parte de la DGAC, antes de ocurrir el accidente, al Centro de Mantenimiento DGAC-E-043, perteneciente a la empresa propietaria del helicóptero, había tenido lugar en junio de 2000 con motivo de la renovación de la correspondiente aprobación.

En resultado de esa inspección quedó reflejado en el Formato 6 de las JAA. Se anotaron dos discrepancias, categorizadas con el nivel 2 que, aunque no impedían la renovación de la aprobación, exigían su subsanación en un periodo de tres meses. Las discrepancias se referían a la necesidad de actualizar los registros del almacén y a defectos en las acreditaciones que debía usar el personal.

Durante los días 3, 4 y 5 de julio de 2002, una vez ocurrido el accidente, se realizó una nueva inspección que no concluyó por sufrir problemas de salud la persona responsable del centro de mantenimiento. No obstante, cuando se suspendió la inspección se habían encontrado 36 «no conformidades» con los requisitos establecidos.

1.18.4.3. Departamento de Operaciones

Desde que la empresa propietaria del helicóptero solicitó las autorizaciones necesarias para el desarrollo de su actividad, su Departamento de Operaciones fue objeto de inspecciones anuales por parte de la DGAC. A continuación se relacionan las inspecciones realizadas y las discrepancias encontradas en las mismas, respecto de los requisitos exigidos:

- | | |
|------------|---|
| 09/08/1995 | Se realizó una inspección en la base de operaciones de la compañía, para el inicio de su actividad. |
| 04/01/1996 | El MBO no estaba distribuido a todos los tripulantes. Solo disponía de dos ejemplares cuando debería tener seis. No disponía de ficha de control. |

Manuales de vuelo de las aeronaves. No estaban actualizados y no se encontraban a bordo de las aeronaves. Se le recordó la obligación de hacerlo.

Listas de comprobación. Se le informó de que debían confeccionarse las listas de comprobación, procedimientos de emergencia, y pesos y centrado. Estos puntos están contemplados en el MBO Capítulo III, apartado 2, punto 3.2.

Manual de rutas. Aeropuertos. Estaba anticuado.

- 11/02/1997 Se repiten las mismas discrepancias que en la inspección anterior.
- 18/02/1998 Se repiten las mismas discrepancias que en la inspección anterior.
En la relación de pilotos de la compañía se incluían dos pilotos que no le pertenecían.
En la relación de aeronaves de la compañía figuraba un helicóptero del que no constaba que fuera propietaria ni operadora.
- 18/02/1999 Se repiten las mismas discrepancias que en la inspección anterior, en cuanto a pilotos, helicópteros y documentación se refiere.
Se estima que la oficina de Operaciones no controla de manera adecuada las licencias y autorizaciones.
Tiene la documentación anticuada y no tiene suscripciones de renovación para la puesta al día.
Las Circulares Operativas de la DGAC no están completas ni actualizadas. El personal de la compañía desconoce las que están en vigor.
Se hizo constar que la compañía no podía hacer uso de las autorizaciones concedidas para trabajos aéreos, debido a que el único helicóptero del que disponía en esa fecha con la documentación en regla figuraba clasificado como T.P.P. La inspección informó en sentido negativo el otorgamiento de la renovación del Certificado de Operador Aéreo en tanto no se hubieran corregido las irregularidades.
- 29/02/2000 Se considera que la compañía cuenta con los medios necesarios para efectuar una operación normalizada.
- 02/02/2001 Se considera que la compañía cuenta con los medios necesarios para efectuar una operación normalizada.
- 22/02/2002 En el Capítulo de «Observaciones» figuraba:
- Deberá abrir documentación sobre seguridad en vuelo.
 - Manual AENA.
 - Anotaciones en cuaderno de aeronave agrupando los vuelos. Rectificar.

- Manual de Operaciones pendiente de remitir a la DGAC actualizado.
- Deberá proveerse del nuevo Reglamento de la Circulación Aérea.
- Pendiente de incluir el Anexo I a la Circular Operativa 16 B.
- Manuales de vuelo suscritos con el representante de Agusta en España.
- Suscripciones al Manual de AENA

No obstante, en todos los informes de inspección se consideraba que, dentro de la Dirección de Operaciones, la compañía reunía las condiciones técnicas necesarias para efectuar una operación normalizada.

1.18.5. *Requisitos de la DGAC para emisión, renovación y prórroga de certificados de aeronavegabilidad*

Como se ha indicado en el punto «1.6.3.- Certificado de aeronavegabilidad», la aeronave tenía un certificado de aeronavegabilidad normal en la categoría de T.P.P., T.P.M. y T.A. expedido en 1999. En el año 2001 este certificado fue renovado y su validez inicial de un año fue prorrogada por tres veces en el año 2002.

Se describen a continuación los requisitos que aplicaba la DGAC para las emisiones, renovaciones y prórrogas de los certificados.

1.18.5.1. *Requisitos de emisión de un testimonio de convalidación (vigentes a 1 de julio de 1996)*

La Ley 48/1960, de 21 de julio, sobre navegación aérea, en su artículo treinta y seis, establecía que «Ninguna aeronave será autorizada para el vuelo sin la previa expedición de un certificado de aeronavegabilidad. Se entiende por certificado de aeronavegabilidad el documento que sirva para identificar técnicamente la aeronave, definir sus características y expresar la calificación que merece para su utilización, deducida de su inspección en tierra y de las correspondientes pruebas en vuelo. Compete exclusivamente al [Ministerio de Fomento] extender el certificado de aeronavegabilidad y determinar e inspeccionar para su aprobación las expresadas pruebas, tanto respecto de la aeronave en su conjunto, así como de cada uno de sus elementos. [...]».

El artículo treinta y siete establecía: «Podrán ser convalidados en España los certificados extranjeros de aeronavegabilidad que cumplan las condiciones mínimas aceptadas internacionalmente».

Finalmente, el artículo treinta y ocho decía que «Se establecerán en los Reglamentos los requisitos y pruebas para la obtención del certificado o su renovación, así como el plazo de vigencia».

Los reglamentos indicados en este último artículo no estaban publicados cuando se firmó el Testimonio de Convalidación (del certificado de aeronavegabilidad emitido por la DGAC en 1967) de la aeronave EC-GJL en 1996.

En los casos de importaciones de aeronaves, los inspectores de la DGAC solían utilizar un documento interno llamado Instrucción Circular 11-22 «Convalidación del certificado de aeronavegabilidad extranjero» (emitida en 1982) que daba algunas indicaciones administrativas de cómo emitir este testimonio.

En particular se indicaba que en un apartado del testimonio figurarían el período de validez y las posibles limitaciones como vuelo de traslado, aeropuerto de destino, vuelos de entrenamiento de tripulaciones, etc.

No se encontraron en los requisitos internos de la DGAC consultados durante la investigación detalles sobre los tipos de inspecciones a realizar para la emisión de los testimonios, o si era necesario en determinados casos comprobar la procedencia de determinadas piezas instaladas en una aeronave.

1.18.5.2. Requisitos de emisión inicial del certificado (vigentes a 12 de marzo de 1999, en la que se emitió un nuevo certificado por supuesto extravío alegado por el propietario)

Para la emisión de un certificado normal de aeronavegabilidad de acuerdo a lo establecido en la Ley de Navegación Aérea antes aludida, se podía seguir en la práctica un documento interno llamado Instrucción Circular 11-04 «Certificado normal de aeronavegabilidad. Aplicación y descripción» (fecha en 1982) que indicaba que:

«El requisito fundamental es la vigencia del Certificado de Tipo, extendido por el Estado del Constructor Principal de la aeronave, por el que se certifica que la aeronave cumple con un Código de Aeronavegabilidad que garantice el cumplimiento con las normas de las Partes II y III del Anexo 8 de la OACI.

Se considera vigente el Certificado de Tipo que no ha sido retirado por el Estado que lo concedió.

La garantía ante la Dirección General de Aviación Civil del cumplimiento de las normas de las Partes II y III del Anexo 8 de la OACI, por la aeronave, se da en los siguientes casos:

- a) El Certificado de Tipo está emitido, sin restricción, por la propia Dirección General de Aviación Civil.
- b) El Estado otorgante del Certificado de Tipo es firmante del Acuerdo Multilateral (Paris 1960).

- c) Existe Acuerdo bilateral sobre aeronavegabilidad con el Estado otorgante del Certificado de Tipo, figurando en el Acuerdo la aceptación de las aeronaves certificadas y sus repuestos.
- d) El Estado otorgante es OACI y el Código de Aeronavegabilidad aplicado cumple con el Anexo 8 de OACI.
- e) El Estado otorgante no es OACI, pero la información aportada permite garantizar que el Código de Aeronavegabilidad aplicado cumple con el Anexo 8 de OACI. No obstante en este caso la Dirección General de Aviación Civil se reserva la posibilidad de no conceder un Certificado de Aeronavegabilidad normal.»

No había ningún requisito detallado para realizar consultas al Estado de Diseño al objeto de comprobar el modelo exacto de la aeronave.

No se encontraron requisitos o normativa para la emisión de duplicados de certificados o de emisión de nuevos certificados en el caso de pérdida o extravío del documento original. No existía requisito formal de consultar a otras oficinas regionales de seguridad en vuelo de la DGAC en el caso de que el primer documento se hubiera emitido en una oficina y emisión del duplicado se solicitase en otra. No se encontraron evidencias de que existiese una base de datos centralizada sobre datos de aeronaves para consulta de las diferentes delegaciones de seguridad en vuelo.

Con posterioridad a esa fecha, el 11 de julio de 2001 se publicó en España el Real Decreto 660/2001 (Requisitos Conjuntos de Aviación JAR-21) que contenía en su Subparte H requisitos para la emisión de certificados de aeronavegabilidad normales.

1.18.5.3. Requisitos de renovación del certificado (vigentes a 19 de marzo de 2001)

El documento interno de la DGAC Instrucción Circular 11-19B (26 de mayo de 2000) relativa a los períodos de validez administrativa del certificado de aeronavegabilidad y de la licencia de estación de aeronave establecía que la duración de los certificados normales era de un año desde su primera emisión o su renovación.

Para renovar un certificado de aeronavegabilidad, la DGAC había emitido en 1982 la Instrucción Circular 11-20 «Requisitos para la renovación del certificado de aeronavegabilidad de aeronaves civiles» que básicamente requería:

- Inspección en tierra de la aeronave.
- Prueba en tierra de motores y equipo.
- Prueba en vuelo de la aeronave.
- Seguro obligatorio.
- Existencia de Programa de Mantenimiento aprobado, diario de a bordo y cartilla de motores con las anotaciones de haber realizado las revisiones del Programa de Mantenimiento, con indicación de los talleres con licencia que las hubieran realizado.

En febrero de 2001 se emitió la revisión A de esta Instrucción Circular que incluía requisitos para renovar el certificado mucho más detallados que en la anterior versión. Debido a diversos comentarios recibidos por la DGAC, el 28 de marzo de 2001 se emitió la revisión B de dicha IC 11-20. Tanto la revisión A como la revisión B entraban en vigor el 1 de abril de 2001. La comprobación documental que debía realizar la DGAC, según estos nuevos requisitos precisaba determinados aspectos del mantenimiento:

- Relación de componentes rotables y de vida limitada con expresión de su límite y potencial remanente.
- Relación de Directivas de Aeronavegabilidad que afecten al modelo de aeronave y de motor.
- Relación de revisiones programadas efectuadas desde la última renovación del certificado de aeronavegabilidad con indicación del tipo de revisión, fecha, horas y ciclos en las que fueron efectuadas.

Como en la instrucción de 1982 también estaba prevista la realización de pruebas en tierra y en vuelo adicionales si era necesario.

A la renovación del certificado de la aeronave EC-GJL realizada el 19 de marzo de 2001 le seguía aplicando la edición original de 1982 de la IC 11-20, estando en vigor la revisión B de esta instrucción cuando se prorrogó el certificado de la aeronave en marzo de 2002.

1.18.5.4. Requisitos para suspensión o cancelación del certificado (vigentes a 19 de marzo de 2001)

No se encontraron requisitos detallados legales o reglamentarios que fueran aplicables a la suspensión o revocación del certificado de aeronavegabilidad de una aeronave anteriores a marzo de 2001. Las revisiones A y B (fechadas en febrero y marzo de 2001 como se ha indicado) de la instrucción circular 11-20 contenían disposiciones para la suspensión y la pérdida de la validez del certificado de aeronavegabilidad. Se indicaba que la DGAC podía actuar para suspender la validez cuando se detectase que la aeronave presentaba deficiencias tales que pudieran comprometer su aeronavegabilidad. El certificado también perdería su validez cuando hubiera sobrepasado su fecha de validez o de sus ampliaciones o cuando no se cumplieran las condiciones para la continuidad de su validez, como mantener la conformidad con su certificado de tipo (incluyendo cumplimiento de directivas de aeronavegabilidad), realizar en plazo el mantenimiento requerido y la dotación de todo el equipamiento operacional y de emergencia requerido.

Posteriormente, se emitió el Real Decreto 660/2001 (publicación de JAR-21 en España, el 11 de julio de 2001) que indicaba que «La Autoridad puede suspender, revocar o invalidar un Certificado de Aeronavegabilidad. A menos que antes su titular renuncie a él, o sea suspendido, revocado, o se establezca por la Autoridad de otra manera una fecha de caducidad, un Certificado de Aeronavegabilidad permanecerá en vigor duran-

te cualquier período especificado en el mismo, en tanto que el mantenimiento se realice de acuerdo con los Requisitos Conjuntos de Aviación (JAR) aplicables y supuesto que la aeronave permanezca en el mismo registro». Además: «Un Certificado de Aeronavegabilidad dejará de estar en vigor cuando el Certificado de Tipo conforme al cual se haya emitido sea suspendido o revocado conforme a 21.51.».

1.18.5.5. Requisitos para la prórroga del certificado (vigentes a 8 de abril de 2002)

La citada IC 11-19 indicaba que «El plazo de validez de los Certificados de Aeronavegabilidad, excepto para [casos especiales como autorizaciones de vuelo, testimonios de convalidación, construcción por aficionados, ultraligeros...] podrá prorrogarse por un máximo de TRES MESES, previa solicitud del propietario/operador de la aeronave, o por iniciativa de la Delegación de Seguridad en Vuelo correspondiente. La renovación se efectuará por el periodo [de un año], contado a partir de la fecha de vencimiento establecida en el Certificado de Aeronavegabilidad».

Además, «La prórroga [carecería de validez] si no va unida a los originales del Certificado de Aeronavegabilidad y Licencia de Estación de Aeronave cuya validez se prorroga».

No estaban definidos los requisitos técnicos exigibles para la concesión de las prórrogas ni las comprobaciones que debería hacer la DGAC previas a su otorgamiento.

1.18.5.6. Requisitos tras la publicación de la Ley 21/2003, de 7 de julio, de Seguridad Aérea (vigentes a 8 de julio de 2003)

La publicación de la Ley 21/2003 de Seguridad Aérea supuso la habilitación legal al Director General de Aviación Civil para adoptar medidas inmediatas de suspensión de certificados de aeronavegabilidad, incluso de modo verbal en casos de urgente necesidad, ya que en su artículo 30 «Medidas extraordinarias» indica:

«El Director General de Aviación Civil podrá acordar de oficio, como consecuencia de una denuncia o a propuesta motivada de los inspectores aeronáuticos, la inmovilización de una aeronave o la limitación o suspensión temporal de la eficacia de los certificados, aprobaciones, autorizaciones, licencias o habilitaciones previamente otorgados, cuando se hayan constatado irregularidades que afecten de forma cierta, grave e inmediata a la seguridad aérea. El acuerdo de inmovilización, de limitación y de suspensión se documentará por escrito. No obstante, cuando resulte preciso por causa de urgente necesidad, podrá adoptarse verbalmente, sin perjuicio de reflejar el acto y su motivación por escrito a la mayor brevedad posible y, en todo caso, en un plazo no superior a 72 horas, dando traslado del mismo a los interesados.»

Además, esta Ley tipifica y establece sanciones para un amplio rango de infracciones, y en la responsabilidad de las mismas se involucra en determinados casos a los gestores de empresas, ya que se indica que «la responsabilidad en las infracciones en relación con el transporte y los trabajos aéreos, afecta a las personas que las hayan cometido, a los titulares de la licencia de explotación, permiso o autorización o a los explotadores de las aeronaves».

Además de diversas sanciones a que hubiere lugar en los casos de infracciones, se establece que «La comisión de dos o más infracciones muy graves en el término de un año conllevará, en todo caso, la inhabilitación de la persona responsable de las mismas, durante un período de tres años, para ser titular de cualquier derecho o título administrativo que faculte para el desempeño de funciones, la realización de actividades o la prestación de servicios aeronáuticos, así como ejercer las facultades que confieran los que se posean. También inhabilitará para formar parte del Consejo de Administración u órgano equivalente de una persona jurídica que sea titular de tales derechos o títulos administrativos».

1.18.6. *Requisitos de la Unión Europea sobre la certificación y el mantenimiento de la Aeronavegabilidad*

La Unión Europea publicó a lo largo del año 2003 dos reglamentos referidos a la certificación y el mantenimiento de la Aeronavegabilidad; estos son:

- REGLAMENTO (CE) No 1702/2003 DE LA COMISIÓN, de 24 de septiembre de 2003, por el que se establecen las disposiciones de aplicación sobre la certificación de Aeronavegabilidad y medioambiental de las aeronaves y los productos, componentes y equipos relacionados con ellas, así como sobre la certificación de las organizaciones de diseño y de producción, publicado 27 de septiembre de 2003.
- REGLAMENTO (CE) No 2042/2003 DE LA COMISIÓN, de 20 de noviembre de 2003, sobre el mantenimiento de la aeronavegabilidad de las aeronaves y productos aeronáuticos, componentes y equipos y sobre la aprobación de las organizaciones y personal que participan en dichas tareas, publicado el 28 de noviembre de 2003.

Como anexo al Reglamento 1702/2003 se publicó la Parte 21, en la que se establecen los requisitos y procedimientos para la certificación de aeronaves y productos, de componentes y equipos relacionados con ellas, y de las organizaciones de diseño y producción. El reglamento entró en vigor el 28 de septiembre de 2003 y los procedimientos para expedir certificados de Aeronavegabilidad, establecido en las Subpartes H de la Parte 21, lo hicieron el 28 de septiembre de 2004. En lo que se refiere a las aeronaves que un Estado miembro (de la Unión Europea) haya permitido volar antes de la entrada en vigor del reglamento y a productos que no se ajustan a lo establecido en el mismo, se establece que la Agencia (Agencia Europea de Seguridad Aérea – EASA) determinará el certificado de tipo de los mismos antes del 28 de marzo de 2007; las aeronaves per-

manecerán hasta esa fecha bajo la responsabilidad del Estado miembro de matrícula y sujetas a las reglamentaciones nacionales. Este es el caso de aeronaves procedentes de las Fuerzas Armadas, como la del presente accidente, que no posee un certificado de tipo.

Como anexo I al Reglamento 2042/2003 se publicó la Parte M, en la que se establecen los requisitos aplicables para el mantenimiento de la aeronavegabilidad adoptados de conformidad con el Reglamento básico. El reglamento entró en vigor el 29 de noviembre de 2003 y el anexo I lo hizo el 28 de septiembre de 2005. No obstante, el reglamento establece que los Estados miembros pueden optar por no aplicar hasta el 28 de septiembre de 2008 las disposiciones del anexo I a las aeronaves que no realizan transporte aéreo comercial y las de la Subparte I del mismo, referidas a la emisión de certificados de revisión de la aeronavegabilidad, a las aeronaves que realizan transporte aéreo comercial; España optó por no aplicarlas hasta esa fecha.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

No se han utilizado.

2. ANÁLISIS

2.1. Desarrollo del vuelo

El día 14 de junio de 2002, el helicóptero AGUSTA-BELL AB 205, con matrícula EC-GJL, despegó del Aeropuerto de Sabadell a las 9.40 horas, con dos pilotos y dos técnicos en termografía a bordo.

De acuerdo con el Plan de Vuelo presentado, la aeronave era del tipo UH-1H y se iba a realizar un vuelo visual de cinco horas de duración, con cuatro personas a bordo, para efectuar trabajos de inspección de líneas eléctricas. Como aeródromo de destino figuraba el propio Aeropuerto de Sabadell, y los de Gerona y Reus como alternativos. La autonomía declarada de la aeronave era de seis horas y no se especificó la ruta a seguir, ni si tenía previsto realizar tomas intermedias.

Aparte de figurar un tipo de aeronave incorrecto, cabe destacar el hecho de que se especificaran 5:00 horas de duración estimada del vuelo y 6:00 horas de autonomía, sin tomas intermedias, cuando este tipo de helicóptero dispone de una autonomía de 2:30 horas, aproximadamente.

Desde el Aeropuerto de Sabadell, el helicóptero se dirigió a Lleida, donde aterrizó, recogió a cuatro personas, y despegó con destino al Helipuerto de Baqueira Beret. Las últimas cuatro personas que embarcaron pertenecían a la compañía eléctrica explotadora de las líneas para la que se efectuaban los trabajos de inspección y a la Generalitat de Cataluña, administración responsable del control de la actividad de la compañía eléctrica. En lo que al Plan de Vuelo se refiere, la tripulación no comunicó a ninguna dependencia de control la variación de los datos que figuraban en el que se había presentado en el Aeropuerto de Sabadell, tanto en el número de personas a bordo, como en lo que se refiere a la toma realizada en Lleida y a la prevista en el helipuerto de destino.

En el Helipuerto de Baqueira Beret tomó tierra con ocho personas a bordo, repostó combustible y despegó, presumiblemente, con destino a Lleida para dejar allí de nuevo a las cuatro personas que había recogido a la ida y regresar después al Aeropuerto de Sabadell.

Durante el trayecto hacia Lleida, aproximadamente a las 13.15 horas y cuando se encontraba próximo a la localidad de Toraiola, manteniendo el vuelo nivelado, se produjo la separación en vuelo del cono de cola del helicóptero. Éste cayó al suelo y el fuselaje empezó a girar sobre sí mismo y a bajar poco a poco hasta impactar con el terreno. Los restos del fuselaje se incendiaron y quedaron totalmente calcinados. Los ocho ocupantes del helicóptero fallecieron como consecuencia del impacto con el terreno.

Se considera poco probable que en algún momento de la mañana se realizaran trabajos de inspección de líneas eléctricas. Por una parte, las condiciones en que se realizaba el vuelo (el helicóptero iba con bastante peso y el terreno tiene una gran elevación

en las zonas que se sobrevolaron) no eran adecuadas para realizar este tipo de trabajos; por otra parte, de acuerdo con las características de vuelo de la aeronave, el tiempo transcurrido desde el despegue del Aeropuerto de Sabadell hasta el momento en que ocurrió el accidente, de manera aproximada, corresponde al necesario para los desplazamientos y escalas realizados. En todo caso, no se descarta la posibilidad de que en algún momento del vuelo se hiciera alguna demostración sobre la forma en que se realizaban este tipo de trabajos.

2.2. Análisis de las cuestiones relativas al material

2.2.1. Breve repaso a los antecedentes

El helicóptero AB 205, con número de serie 4010, fue fabricado por la empresa italiana Agusta S.p.A., bajo especificaciones del Ministerio del Aire español, como cliente que compraba la aeronave. De acuerdo con su historial, el helicóptero se entregó nuevo al Ministerio del Aire en marzo de 1966, se le asignó una matrícula civil y pasó a prestar servicio en el Ejército del Aire. Hubo un cambio de matriculación en el año 1974, en el que se modificó su registro civil por otro también civil y otro cambio de matriculación en el año 1978, en el que se le concedió un distintivo militar. Estuvo operando ininterrumpidamente para el Ejército del Aire español desde su entrega en 1966 hasta el año 1988 en el que fue declarado «inútil para el servicio». En ese momento el helicóptero tenía desmontados una serie de componentes importantes, como el motor, las palas principales y el conjunto de transmisión, entre otros, de manera que prácticamente estaba conformado por la célula.

En el año 1993, el Ejército del Aire subastó un lote de material, que según afirmó el ejército en el año 1996, correspondía al helicóptero completo, motor incluido. Fue adquirido por la compañía Helieuropa Services, última operadora de la aeronave.

En el año 1996 el helicóptero fue sometido a una revisión general de 1.200 horas, llevada a cabo en el centro de mantenimiento del operador, con el objeto de restituirle sus condiciones de aeronavegabilidad para la obtención de un Certificado de Aeronavegabilidad civil. En esta revisión, que finalizó con 3.065 horas totales de vuelo de la aeronave, se instalaron el motor que decía el certificado del Ejército del Aire que se adjudicó con el helicóptero y el resto de componentes de la aeronave. Hasta donde se pudo comprobar, la procedencia de los componentes instalados era diversa: la mayor parte procedían del desmontaje de aeronaves Bell UH-1H del Ejército del Aire español, otras procedían del ejército de los EE.UU. y, algunas, de otras empresas españolas.

Concluida la revisión general, la DGAC emitió un testimonio de convalidación⁶ por el que se autorizó temporalmente a la aeronave para volar e iniciar su actividad civil.

⁶ Documento por el que se convalidan los certificados de aeronavegabilidad extranjeros en caso de importación de aeronaves (Instrucción Circular 11-22. DGAC. Año 1982).

Respecto de esa revisión, cabe destacar que, como se ha indicado en el apartado 1.6.9, no figura como tal en los manuales del fabricante y se ha comprobado que el cuaderno utilizado en la misma, correspondía, punto por punto, a la inspección intermedia que debía realizarse cada 100 horas, de acuerdo con los manuales de que disponía el centro de mantenimiento.

En cuanto al mantenimiento se refiere, el siguiente hito significativo se sitúa entre los meses de septiembre y diciembre de 1998, en los que el helicóptero fue sometido a una revisión de 1.000 horas, que no figura como tal en los manuales del fabricante, con cambio del motor Lycoming T53-L-13B número de serie LE-24061 por otro de la misma marca y modelo, con el número de serie LE-23145B. La aeronave finalizó esta revisión con 3316 horas totales de vuelo, después de 23 horas de vuelos de prueba y un vuelo de posición del Aeropuerto de Sabadell al de Cuatro Vientos.

Respecto de esta revisión, llama la atención el hecho de que se iniciara cuando tan solo habían transcurrido 223 horas de vuelo desde la de 1.200 horas y después de haberse realizado dos revisiones intermedias de 100 horas. Lo mismo ocurre con el hecho de que se necesitaran 23 horas de vuelos de prueba, cuando en la de 1.200 horas constan 4:05 horas, con resultado satisfactorio, y el mismo cómputo de horas totales de vuelo al final de la revisión con el que el helicóptero había terminado su vida útil en el Ejército del Aire.

2.2.2. *Análisis del mantenimiento de la aeronave*

Como ya se ha indicado, el helicóptero se había montado y era mantenido por el centro de mantenimiento DGAC-E-043, autorizado como centro JAR-145, de la empresa propietaria de la aeronave.

En general, se han encontrado serias discrepancias entre el mantenimiento realizado al helicóptero accidentado y el que se le debería haber realizado de acuerdo con las características de su diseño y a las normas y prácticas a las que está sujeta esta actividad.

Con carácter general, las primeras discrepancias surgen a la vista del Manual de Organización de Mantenimiento (MOM) aprobado por la DGAC para el centro: estaba autorizado para realizar el mantenimiento de línea y básico de helicópteros Bell 205 A-1 (el AB 205 A-1 es equivalente a estos efectos), modelo que figura en el Certificado de Aeronavegabilidad, pero no AB 205 (ni sus semejantes Bell UH-1D y UH-1H), modelo al que realmente corresponde, y no disponía de los medios necesarios para llevarlo a cabo.

Las siguientes surgen cuando se comprueba que en el centro no se disponía de manuales válidos para realizar su cometido y no se cumplían los procedimientos establecidos en el propio Manual de Organización.

A lo expresado en los dos párrafos anteriores debe añadirse el hecho de que en el centro se realizaban trabajos para los que, de acuerdo con su ficha de actividades, no estaba autorizado.

Con carácter más específico, en relación con lo establecido por el fabricante en el Manual de Requisitos de Inspección del helicóptero, no hay constancia de que se realizaran las revisiones diarias ni de línea, las revisiones básicas se realizaban con criterios que cambiaban de unas a otras y estaban incompletas, se realizaban revisiones que no figuraban en dicho manual, y el control de rotables estaba incompleto y adolecía de graves carencias.

Finalmente, en lo que a la operación diaria del helicóptero se refiere, no se han encontrado anotaciones sobre incidencias mecánicas en los partes de vuelo y, aunque sí se han encontrado en los partes de mantenimiento y de diferidos, su formato era incorrecto y faltaban datos en su cumplimentación.

De todo lo anterior se desprende que, tanto desde el punto de vista de la organización responsable del mantenimiento, como desde el de la aplicación directa de lo establecido por el fabricante, el mantenimiento del helicóptero no se realizó de acuerdo con lo especificado en los manuales correspondientes, desde su montaje en 1996 hasta el día en que ocurrió el accidente.

2.2.3. *Rotura estructural en vuelo*

2.2.3.1. Aspectos generales

Como se ha expresado en el apartado 1.12, los restos de la aeronave se encontraron en dos zonas separadas por una hilera de árboles: En una de ellas, se encontró el cono de cola en posición invertida respecto a la que tendría unido al fuselaje, y en otra, se encontraron el fuselaje, y el motor y el eje de transmisión principal separados de este. No se encontraron indicios de que alguna de las partes del helicóptero hubiera tocado alguno de los árboles de dicha hilera.

Aparte, aproximadamente a 150 metros de distancia, se encontró la tapa de un registro situado en la parte posterior derecha del fuselaje del helicóptero, cerca de la unión del cono de cola. Aproximadamente 50 metros más alejada de ésta, pasaba una línea eléctrica de alta tensión.

Esta distribución de los restos de la aeronave indica que el cono de cola se había separado de la cabina del helicóptero mientras éste estaba aún en el aire, aspecto que fue confirmado por las declaraciones de varios testigos.

Realizando una inspección de los restos en el lugar del accidente, se encontró:

- Estaban todos los elementos principales del helicóptero.
- El cono de cola se había separado de la cabina por la zona de unión entre ambos. Esta zona presentaba características de tracción en el lado izquierdo y de compresión en el lado derecho, lo que indica que el cono de cola se había desplazado hacia la derecha de su posición normal, visto el helicóptero desde atrás hacia delante.
- En el rotor de cola se encontró partido el actuador de cambio de paso de una de las palas.
- El tramo de la transmisión al rotor de cola que transcurría a lo largo del estabilizador vertical, enlazando las cajas de 42° y de 90°, estaba partido por dos secciones de rotura.

De acuerdo con esta información preliminar, se consideraron inicialmente tres posibilidades:

1. Dada la proximidad a la línea eléctrica de la tapa del registro desprendida de la parte posterior derecha del fuselaje del helicóptero, que éste o alguna de sus partes hubiera entrado en contacto con alguno de los cables de dicha línea.
2. Que se hubiera producido una interferencia entre las palas del rotor principal del helicóptero y el cono de cola, desencadenando el proceso de rotura.
3. Que el desencadenante del proceso de rotura hubiera sido algún otro tipo de problemas surgidos en el funcionamiento normal del helicóptero.

Respecto de la primera posibilidad, se solicitó de la compañía explotadora de la línea eléctrica información sobre posibles anomalías detectadas en el funcionamiento de la línea y la realización de una inspección de la misma, con el objeto de determinar si el helicóptero había entrado en contacto o no con alguno de los cables que la componen. Los datos correspondientes no presentaban anomalías el día en que se produjo el accidente y en la inspección de la línea no se detectó ninguna anomalía en los apoyos ni en los cables. En consecuencia, se consideró que en ningún momento se había producido contacto alguno entre el helicóptero accidentado y la línea eléctrica.

En lo que se refiere de la segunda posibilidad, las características que presentaba la zona por la que se había separado el cono de cola de la cabina del helicóptero eran compatibles con una posible interferencia del rotor principal y el cono de cola, siempre que el rotor principal girara en el sentido de las agujas del reloj, visto desde arriba. Una vez que se hubo comprobado que el rotor principal giraba en sentido contrario al de las agujas del reloj, visto desde arriba, se desestimó esta posibilidad.

A la vista de lo expresado en los dos párrafos anteriores, sólo quedó la posibilidad de considerar que el desencadenante del proceso de rotura hubiera sido algún otro tipo de problemas surgidos en el funcionamiento normal del helicóptero.

Los problemas que pueden desencadenar un proceso de rotura de esta magnitud, pueden encontrarse en el material (la propia aeronave), en la operación (el uso que se hacía del helicóptero y su propio manejo) o en una combinación de los dos aspectos. En el apartado siguiente se consideran los aspectos relacionados con el propio helicóptero, dejando para más adelante los relacionados con su operación.

2.2.3.2. Interpretación de los estudios realizados

Con el objetivo de establecer el origen del proceso de rotura que llevó a la separación en vuelo del cono de cola del helicóptero, se recuperaron todos los restos que no habían sido totalmente destruidos por el fuego, se identificaron y se realizaron sobre ellos los estudios necesarios para determinar su posible contribución en dicho proceso. En los apartados 1.16.3 a 7 se han expuesto los resultados de dichos estudios y en el 1.18.2 se ha presentado el resultado de la identificación de los elementos recuperados de los restos.

Teniendo en cuenta que los resultados de estos estudios corresponden a cada elemento, o conjunto de elementos, considerado de forma aislada, es necesario, en primer lugar, resolver posibles indeterminaciones o alternativas en los resultados, de acuerdo con las circunstancias del accidente; después, es necesario relacionar estos resultados, entre sí y con las características de funcionamiento del helicóptero, para obtener una interpretación de los mismos lo más ajustada posible a lo que ocurrió en este caso. Estos dos aspectos se contemplan a continuación, en relación con dichos resultados.

2.2.3.2.1. *Funcionamiento del motor*

En el estudio del motor, cuyos resultados se exponen en el apartado 1.16.3, se encontraron dos tipos de daños: Unos producidos por el impacto del motor con el terreno y otros, en la rampa de inyectores de combustible y en los elementos correspondientes a la turbina generadora de gases, producidos por sobretemperatura.

Una vez realizado el desmontaje y la inspección visual del motor, y se dispuso de los resultados de estudios realizados sobre la rampa de inyectores y álabes de las dos etapas de turbina, el fabricante del motor concluyó que el tipo y grado de los daños observados en la inspección visual del motor indicaban que éste giraba en el momento del impacto, y que no se habían detectado en el motor condiciones previas al accidente que hubieran podido impedir su funcionamiento.

En lo que se refería a las temperaturas del orden de 1.200 °C que alcanzaron los álabes de la primera etapa de la turbina generadora de gases, indicó que confirmaban la evidencia del funcionamiento del motor con sobretemperatura durante un tiempo inde-

terminado y que, no obstante, estos resultados confirmaban la integridad del funcionamiento del motor antes de producirse el accidente.

El motivo de la indeterminación en el tiempo que el motor había estado funcionando con sobret temperatura es que pueden producirse daños de la misma intensidad, en las etapas de la turbina generadora de gases, con el motor funcionando a temperaturas relativamente bajas durante un período de tiempo relativamente largo o con el motor funcionando a temperaturas muy altas durante un corto período de tiempo.

No obstante, la experiencia demuestra que en el caso de que un motor haya estado funcionando con sobret temperatura, pero a temperaturas relativamente bajas durante un período de tiempo relativamente largo, se produce una degradación progresiva de todas las etapas de turbina del motor, incluyendo las de la turbina de potencia. Al contrario, en el caso de que el motor haya estado funcionando a temperaturas muy altas durante un corto período de tiempo, se producen daños similares, sobre todo en la primera etapa de la turbina generadora de gases, y apenas se producen daños por sobret temperatura en las etapas de la turbina de potencia.

En este caso, no se encontraron daños apreciables en las etapas de turbina de potencia lo que indica que el motor estuvo funcionando a temperaturas muy altas durante un corto período de tiempo.

Este tipo de daños en motores de turbina suelen producirse en situaciones en las que el piloto pide al motor toda la potencia que pueda dar, aún a sabiendas de que la obtendrá durante un período de tiempo muy corto, por degradarse rápidamente las etapas de turbina; es decir, en situaciones de emergencia.

En este caso, ante la pérdida de control que se produjo al desprenderse el cono de cola, se considera lógica una actuación de este tipo por parte del piloto, para frenar en la medida de lo posible la caída al suelo del helicóptero.

Como consecuencia de todo lo anterior, se considera que el motor del helicóptero estaba en condiciones adecuadas y funcionó correctamente hasta el momento en que se produjo el desprendimiento en vuelo del cono de cola de la aeronave.

2.2.3.2.2. *Conjunto rotor principal-caja de transmisión principal*

Tal y como se ha indicado en el apartado 1.16.5.1, se desmontaron el mástil del rotor principal y todos los elementos de la cabeza del mismo, incluyendo las palas y la barra estabilizadora.

En la inspección visual realizada no se encontraron evidencias de fallos o daños previos al accidente.

2.2.3.2.3. *Elementos de transmisión al rotor de cola-rotor de cola*

Los estudios realizados sobre estos elementos, situados en el cono de cola, se han expuesto en los apartados 1.16.4 a 6.

En los elementos de transmisión de la caja principal a la caja de 42° no se encontraron evidencias de fallos o daños previos al accidente.

En la caja de 42° no se encontraron indicios de que hubiera podido producirse un bloqueo o mal funcionamiento.

El eje de transmisión de la caja de 42° a la caja de 90°, que discurre a través del empenaje vertical en el extremo posterior del helicóptero, se había encontrado en el lugar del accidente partido en tres tramos separados. Uno de ellos estaba unido a la caja de 42°, otro lo estaba a la caja de 90° y un tramo intermedio estaba suelto.

En el estudio de las roturas que presentaba este eje, realizado sobre el tramo intermedio, se consideró que algunas marcas de apoyo fuerte y alguna raspadura que presentaba a lo largo de su longitud tenían escasa importancia y relevancia en cuanto al mecanismo de rotura que sufrió el eje de transmisión, y se concluyó que las dos roturas se produjeron por una sobrecarga estática de flexión sobre el tubo; los dos planos de flexión eran prácticamente coincidentes y los sentidos de giro correspondientes a la flexión de cada extremo son contrarios. En consecuencia, la rotura podía deberse a dos cargas diferentes o a una única carga sobre el tubo (momento torsor en sentido perpendicular al eje del tubo); además, el eje no estaba girando cuando se produjeron estas roturas.

Teniendo en cuenta que, tal y como se indica en el apartado 1.16.7, el cono de cola cayó al suelo con su extremo posterior hacia abajo, lo primero que entró en contacto con el terreno fue el extremo en el que se encontraban la caja de 42° y el rotor de cola; en ese momento, este extremo se detuvo bruscamente mientras el resto del cono siguió cayendo, sometiendo al eje de transmisión a un momento torsor con efecto de impacto, que explicaría, además, la rotura del eje por dos secciones.

En cuanto al rotor de cola se refiere, en el lugar del accidente se encontró partido el perno que unía el actuador de cambio de paso de una de sus palas a la misma. Realizado el estudio correspondiente, se determinó que la rotura se había producido como consecuencia del impacto de una de las palas con el terreno; asimismo, se comprobó el correcto funcionamiento del sistema de cambio de paso y el de la propia caja de 90°, no observándose anomalías durante la fase de desmontaje de la misma dignas de mención, o que hicieran sospechar un mal funcionamiento o montaje.

En síntesis, no se encontraron evidencias de mal funcionamiento previo al accidente en todo el conjunto de transmisión al rotor de cola, ni en el propio rotor de cola. Sí se

encontraron evidencias de que el conjunto no giraba cuando se produjo el impacto del cono de cola con el suelo.

2.2.3.2.4. *Separación del cono de cola*

En el estudio de la rotura que presentaba el cono de cola, cuyos resultados se exponen en el apartado 1.16.7, se puso de manifiesto que, como hechos más significativos, había sufrido un golpe en su extremo libre (extremo posterior del helicóptero), y la rotura y separación del propio cono con respecto al fuselaje.

El golpe en el extremo libre del cono de cola se corresponde con una acción anormal en dirección vertical hacia arriba y hacia el lado izquierdo, visto desde la parte trasera del helicóptero; asimismo, se apreció la presencia de una acción anormal sobre el patín de cola en la misma dirección indicada, que podría corresponder a una acción contra el terreno. Esta acción del terreno en el extremo libre de la cola no pudo ser la causante del desprendimiento de la misma, ya que se constató una flexión de la cola hacia abajo, que es de sentido opuesto a dicha acción.

La rotura y separación del propio cono de cola con respecto al fuselaje, fue debida a una sobrecarga en el conjunto de cola, con esfuerzos de tracción en el lado izquierdo y de compresión en el derecho, que produjo la rotura estática de los largueros del fuselaje y del revestimiento en la zona anexa; en el revestimiento no se encontraron evidencias de ningún mecanismo de rotura progresivo, y los herrajes de unión entre la cola y el fuselaje se comportaron correctamente.

Respecto del inicio del proceso de rotura, las partes no recuperadas del revestimiento, largueros y cuaderna delantera, correspondientes al lado derecho del cono de cola, introducen dudas sobre el modo de fallo de la estructura. Estas partes habían quedado unidas a la cabina y se habían quemado con ella, lo que hizo imposible su recuperación de entre los restos del helicóptero.

Teniendo en cuenta el buen estado general de la estructura, que excluye una reducción de su capacidad para soportar esfuerzos, y las condiciones en que se desarrollaba el vuelo, vuelo recto y nivelado en una atmósfera en calma, debe excluirse la posibilidad de que la sobrecarga que produjo este proceso se hubiera debido a cargas de vuelo anormales. En consecuencia, sólo cabe pensar en la posibilidad de que se hubiera producido un debilitamiento importante en alguna zona de la estructura, que hubiera dado lugar a una redistribución de esfuerzos tal que los largueros del lado izquierdo del fuselaje se hubieran visto sometidos a esfuerzos superiores a los de rotura, en la zona próxima a su unión con el cono de cola.

Debido a que no se encontró ninguna zona debilitada en la parte recuperada de la estructura, dicha redistribución de esfuerzos puede explicarse solamente por la exis-

tencia de daños importantes, no detectados previamente o detectados y no reparados, en la zona no recuperada del lado derecho del cono de cola. Se considera que estos daños no serían de carácter progresivo (fatiga del material) debido a que, en estos casos, la rotura de la estructura suele iniciarse en las zonas afectadas y, en consecuencia, estas zonas forman parte de la sección de rotura, circunstancia que no se dio en este caso.

Como conclusión, la rotura y separación del cono de cola del helicóptero sólo pudo tener su origen en la existencia de daños importantes de carácter estático, no detectados previamente o detectados y no reparados, en la zona no recuperada del lado derecho del cono de cola. En todo caso, estos daños debieron producirse recientemente y haber evolucionado en unos pocos ciclos de operación de la aeronave, por lo que, al haber transcurrido 98 horas de vuelo y cerca de dos meses desde la última revisión básica, y prácticamente 25 horas desde la última revisión de línea⁷, sólo podrían haberse detectado en las inspecciones prevuelo y diaria, en las que figuran puntos concretos referidos a «Comprobar condición» (Manual de Vuelo) y «Revestimiento del cono de cola por daños» (Manual de Requisitos de Inspección), en las zonas de inspección correspondientes al cono de cola.

2.2.3.2.5. *Tapa de registro desprendida*

La tapa de un registro que se encontró alejada de los otros restos, estaba situada en la parte posterior derecha del fuselaje del helicóptero, en las proximidades de la zona afectada por el pliegue que se produjo inicialmente en el lado derecho del cono de cola, al desplazarse este a la derecha en el inicio del proceso de rotura.

Se considera que, en estas circunstancias, los elementos de unión de la tapa al fuselaje cedieron y esta salió despedida con una gran energía; de ahí el hecho de que se encontrara bastante alejada de los otros restos.

2.2.4. *Consideración global de los aspectos de material*

En lo que refiere al helicóptero en sí, en el curso de la investigación realizada se ha puesto de manifiesto lo siguiente:

1. El mantenimiento al que se sometía la aeronave, tanto desde el punto de vista de la organización responsable del mismo, como desde el de la aplicación directa de lo establecido por el fabricante, no se había realizado de acuerdo con lo especificado en los manuales correspondientes.

⁷ No se ha encontrado evidencia de que esta inspección se realizara.

2. No se han encontrado evidencias de fallo o funcionamiento incorrecto en sus componentes, salvo en lo que se refiere a la más que probable existencia de daños importantes de carácter estático, no detectados previamente o detectados y no reparados, en la zona no recuperada del lado derecho del cono de cola.

En consecuencia, y debido a que, en todo caso, estos daños se habrían producido recientemente y habrían evolucionado en unos pocos ciclos de operación de la aeronave, por lo que sólo podrían haberse detectado en las inspecciones prevuelo y diaria, se considera que el fallo estructural en vuelo que dio lugar al accidente no es atribuible al estado general de la aeronave sino a una situación puntual asociada a otros factores que se tratan a continuación.

2.3. Análisis de las cuestiones relativas a la operación

2.3.1. La operación en la compañía explotadora de la aeronave

El helicóptero era operado por su empresa propietaria, que disponía de las autorizaciones administrativas necesarias para ello.

De acuerdo con lo establecido en el Manual Básico de Operaciones (MBO) de la compañía, el helicóptero estaba dedicado a trabajos aéreos, figurando en las hojas de características de la aeronave las modalidades que tenía autorizadas la empresa por parte de la DGAC.

Se han encontrado discrepancias de carácter general entre lo establecido en el MBO y la operación en la compañía. Así, no se han encontrado entre la documentación de la empresa ejemplares de los Manuales de Equipos Auxiliares o de las Listas de Comprobación, ni formularios cumplimentados, correspondientes a vuelos anteriores, de Planes Operacionales de Vuelo o de Masa y Centrado. Por otra parte, el Manual de Vuelo del que disponía estaba obsoleto, por lo que no estaba asegurado un manejo del helicóptero acorde con sus características.

En lo que se refiere a los Partes de Vuelo, se encontró que no tenían el formato que se presentaba en el MBO y que su cumplimentación se realizaba de manera incompleta. En particular, no se anotaban las horas y ciclos de aeronave y motor, ni las incidencias mecánicas; en ellos figuraba la firma del piloto pero no la del TMA en la puesta en servicio. Los partes llevaban un apartado destinado a rubricar la ejecución de las inspecciones prevuelo y postvuelo por parte de la tripulación. En los partes que se han revisado, pertenecientes a los vuelos realizados en fechas próximas al accidente, aparecía la constancia de haberse efectuado esas inspecciones. Sin embargo, el no disponer de listas de comprobación obligaría a las tripulaciones a memorizar todos los puntos que componían esas inspecciones, por lo que es probable que no se llegaran a completar o pudieran hacerse de manera incorrecta.

De lo expresado en los dos párrafos anteriores, se desprende, por una parte, que la Compañía no disponía de los documentos adecuados para preparar y ejecutar de una manera correcta las operaciones a realizar con el helicóptero y, por otra, que los formularios previstos para el control de las mismas por parte del Departamento de Operaciones, y para el seguimiento de la aeronave por parte del Centro de Mantenimiento, no existían o no se cumplimentaban correctamente.

2.3.2. *Características de la operación del helicóptero*

El helicóptero se había utilizado de manera fundamental en campañas de extinción de incendios, realizando actividades de vigilancia, traslado de cuadrillas y lanzamiento de agua, y en actividades de inspección de líneas eléctricas.

Las actividades de traslado de cuadrillas y lanzamiento de agua requieren habitualmente volar con el helicóptero cargado y en condiciones difíciles.

La inspección de líneas eléctricas requiere volar a velocidades relativamente bajas, mientras se inspeccionan los cables, con actuaciones frecuentes en vuelo estacionario o casi estacionario, para inspeccionar los apoyos de las líneas.

Esto significa que, en cualquiera de estas actividades, la aeronave se maneja frecuentemente en las proximidades de sus límites operativos y, en consecuencia, tanto la estructura como el motor se ven sometidos habitualmente a niveles de exigencia elevados.

Debido a los elevados niveles de exigencia a que se someten las aeronaves, es en este tipo de operaciones donde con más claridad se pone de manifiesto la necesidad de una preparación y una ejecución adecuadas de los vuelos, un control riguroso de las operaciones y un seguimiento exhaustivo de las aeronaves por parte del personal de mantenimiento, para mantener unos niveles de seguridad adecuados.

2.3.3. *El vuelo en el que ocurrió el accidente*

Tal y como se ha expresado en el apartado 2.1, se considera poco probable que en algún momento de la mañana se realizaran trabajos de inspección de líneas eléctricas. No obstante, debido al peso con que iba el helicóptero, a la elevación de las zonas que se sobrevolaron y a las únicas condiciones en que pudo realizarse el despegue de Baqueira Beret, tanto en el trayecto Lleida – Baqueira Beret, como en el despegue y vuelo de regreso, se dieron condiciones en las que la tripulación debió operar el helicóptero en las proximidades de sus límites operativos, es decir, en condiciones con un elevado nivel de exigencia para la aeronave.

Así, dadas las características del terreno, abrupto, cada vez más elevado a medida que se iban acercando a su destino y con zonas intermedias de gran elevación, es probable

que el trayecto Lleida – Baqueira Beret se realizara siguiendo la ruta Lleida – Balaguer – Tremp – Pobla de Segur – Sort – Llavorsí – Puerto de la Bonaigua – Baqueira Beret, sobrevolado los valles de los ríos Segre, Noguera Pallaresa, de la Bonaigua y Garona de Ruda, y manteniendo altitudes de vuelo entre 3.000 y 6.000 ft, y probablemente superiores en algunas zonas. Las mismas condiciones se dieron en el vuelo de regreso, con la única diferencia de que el vuelo de ida, debido al consumo de combustible, el helicóptero iba pesando menos a medida que se volaba a mayor altitud, mientras que en el de regreso tenía más peso en las zonas con mayor elevación del terreno.

En cuanto al despegue del helipuerto de Baqueira Beret se refiere, en el apartado 1.6.7 se han determinado las actuaciones del helicóptero considerando que la tripulación lo realizó en estacionario con efecto suelo y con el par motor máximo disponible para una operación continua de 30 minutos de duración. Los resultados obtenidos indican que la máxima separación entre los patines del helicóptero y el terreno para mantener el vuelo estacionario era de 20 ft (6 m, aproximadamente). Esto significa que el despegue de este helipuerto sólo pudo realizarse mediante un ascenso estacionario sobre la pista hasta conseguir una separación suficiente, pero siempre inferior a seis metros, entre los patines y el suelo, seguido de un desplazamiento horizontal hacia una zona más baja del terreno y un descenso hasta alcanzar unas condiciones en que el helicóptero se mantuvo nivelado fuera de efecto suelo. A partir de ese momento, la tripulación debió realizar las maniobras necesarias para situarse a la altitud de crucero deseada y continuar el vuelo.

2.3.4. *Consideración global de los aspectos de operación*

En lo que se refiere a la operación del helicóptero, en el curso de la investigación realizada se ha puesto de manifiesto lo siguiente:

1. En relación con lo establecido en su propio Manual Básico de Operaciones, la compañía explotadora de la aeronave no disponía de los documentos adecuados para preparar y ejecutar de una manera correcta las operaciones a realizar con el helicóptero, y los formularios previstos para el control de las mismas por parte del Departamento de Operaciones, y para el seguimiento de la aeronave por parte del Centro de Mantenimiento, no existían o no se cumplimentaban correctamente.
2. El helicóptero se empleaba habitualmente en actividades que requerían elevados niveles de exigencia, tanto para su estructura como para el motor.
3. Aunque se considera poco probable que el día del accidente se realizaran las actividades de inspección de líneas eléctricas, el helicóptero pudo estar sometido a condiciones de gran exigencia el día en que ocurrió el accidente.

En consecuencia, se considera que la Compañía explotadora del helicóptero no disponía de los instrumentos necesarios para preparar, ejecutar y controlar correctamente las operaciones que se realizaban con el helicóptero, que requerían habitualmente eleva-

dos niveles de exigencia, tanto para su estructura como para el motor. Asimismo, no se utilizaban adecuadamente los medios de que disponía para el seguimiento de la aeronave por parte del Centro de Mantenimiento.

Llegados a este punto, cabe reseñar que estas consideraciones están en línea con las que, tal y como se ha indicado en el apartado 1.17.1.1, llevaron a una primera sanción en 1988 y a una suspensión cautelar en 1990, de la compañía SERGASA por parte de la DGAC.

2.4. Consideraciones sobre las causas del accidente

A partir del resultado de los estudios realizados sobre los restos del helicóptero accidentado, se ha determinado que la causa última del accidente fue la rotura y separación en vuelo del cono de cola de la aeronave con respecto al fuselaje, debida a una sobrecarga en el conjunto de cola, con esfuerzos de tracción en el lado izquierdo y de compresión en el derecho, que produjo la rotura estática de los largueros del fuselaje y del revestimiento en la zona anexa a estos.

Asimismo, se estima que la sobrecarga en el conjunto de cola sólo pudo tener su origen en la existencia de daños importantes de carácter estático, no detectados previamente o detectados y no reparados, en la zona no recuperada del lado derecho del cono de cola, por haber resultado calcinada, que dio lugar a una redistribución de esfuerzos tal que los largueros del lado izquierdo del fuselaje se vieron sometidos a esfuerzos superiores a los de rotura, en la zona próxima a su unión con el cono de cola. Al tratarse de daños de carácter estático, estos daños debieron producirse recientemente y haber evolucionado en unos pocos ciclos de operación de la aeronave.

Dado que no parece razonable plantear siquiera la posibilidad de que los daños se hubieran detectado previamente y no se hubieran reparado, se considera que no habrían sido detectados previamente; por otra parte, debido a los pocos ciclos necesarios para la evolución de este tipo de daños, en caso de hacerlo sólo podrían haberse detectado en las inspecciones prevuelo y diaria. Esto lleva a considerar la posibilidad de que las inspecciones diarias, de las que no hay constancia, cuando menos no se hubieran realizado correctamente, y las inspecciones prevuelo, aunque está reflejada su cumplimiento en los Partes de Vuelo, no se hubieran realizado correctamente al no haber preparadas listas en las que se especificaran los puntos a comprobar en estas inspecciones.

Esto se produjo en un entorno, el de la Compañía propietaria y explotadora del helicóptero, en cuyo Departamento de Operaciones no se disponía de los instrumentos necesarios para preparar, ejecutar y controlar correctamente las operaciones que se realizaban con el helicóptero, y no se utilizaban adecuadamente los medios de que se disponía para el seguimiento de la aeronave por parte del Centro de Mantenimiento. Asi-

mismo, en el Centro de Mantenimiento de Mantenimiento no se controlaban las revisiones diarias ni las de línea, de cuya realización no hay constancia, a través de las que se podría haber hecho un seguimiento detallado del helicóptero, a falta de una utilización correcta de los medios de los que se disponía en el Departamento de Operaciones.

2.5. Análisis de los procesos asociados con las autorizaciones de Aeronavegabilidad

2.5.1. Proceso de concesión del certificado de aeronavegabilidad

Como se ha mencionado en otros puntos de este informe, el día 1 de julio de 1996 la DGAC emitió un Testimonio de Convalidación en el que:

- Se indicaba como modelo del helicóptero Agusta Bell 205 A-1.
- Se convalidaba un certificado de aeronavegabilidad, expedido por la entonces Subsecretaría de Aviación Civil en 1966.

Ese testimonio sirvió de base para la concesión en el año 1999 de un certificado de aeronavegabilidad normal, con categoría para el empleo en transporte público de pasajeros, transporte público de mercancías y trabajos aéreos.

Respecto al diseño, el testimonio recogía el error en la identificación de la aeronave, al figurar el modelo Agusta Bell 205 A-1 en lugar de la denominación real AB 205. No se tiene constancia de que hubiera habido un documento a lo largo del historial previo de la aeronave que la identificara como Agusta Bell 205 A-1. Conocidos como Bell 205 A-1 y como Agusta Bell 205 A-1 existen sendos modelos de helicópteros, cuyos diseños están certificados de tipo por la FAA de los Estados Unidos y por el RAI de Italia, respectivamente y que sí serían susceptibles de obtener un certificado de aeronavegabilidad normal. El modelo real del helicóptero (AB 205), sin embargo, no estaba amparado por un certificado de tipo emitido por el estado de diseño, con lo cual no estaba demostrado el cumplimiento con un código de aeronavegabilidad amplio y detallado, de acuerdo a lo estipulado en el Anexo 8 de la OACI. De acuerdo a las instrucciones internas en vigor, se debería haber convalidado y emitido, en su caso, un certificado de aeronavegabilidad especial restringido⁸, que además era la clase de certificado que originalmente se le otorgó. Además, las normas que rigen las cuestiones de certificación de la aeronavegabilidad en la Unión Europea desde septiembre de 2003 establecen que siguen estando bajo la responsabilidad del Estado de matrícula hasta marzo de 2007 aquellas aeronaves cuyos diseños no estén amparados por un certificado de tipo, como es el caso del helicóptero de este accidente.

⁸ La aplicación de los certificados de aeronavegabilidad especiales restringidos está definida en la Instrucción Circular n.º 11-05A de la DGAC (mayo, 1995), en la que se especifica: «[Será de aplicación a]... Aeronaves a las que se les impongan limitaciones debidas a su historial de Mantenimiento (aeronaves procedentes de las Fuerzas Armadas, Registros de Mantenimiento incompletos, componentes de origen dudoso, ...)».

En muchas ocasiones resulta complicado obtener registros de mantenimiento completos e información sobre la aeronavegabilidad continuada de aeronaves que han tenido un historial militar. Es habitual que estas aeronaves causen baja en el ejército como consecuencia de los elevados costes que supone mantenerlas y someterlas a revisiones generales de gran magnitud una vez que acumulan varios años de servicio. A la hora de evaluar si una aeronave con estos antecedentes se encuentra en un estado aceptable con vistas la concesión de un certificado de aeronavegabilidad civil parece oportuno que se establezcan los mecanismos que garanticen la obtención de toda la información posible en la que apoyarse para hacer mejor esa evaluación y por eso, se lanza una recomendación al respecto a la DGAC.

2.5.2. *Coordinación entre dependencias de la DGAC*

El proceso para la expedición de un certificado de aeronavegabilidad al helicóptero no culminó con la emisión de ese certificado en el año 1996. El explotador obtuvo una autorización temporal para operar durante tres meses, tras lo cual la aeronave suspendió su actividad de vuelo. Según se desprende de los registros consultados, se reanudaron las operaciones con motivo de unos vuelos de prueba a resultas de una inspección de 1000 horas en el año 1998 y posteriormente, ya en marzo de 1999, puntualmente para un vuelo de posicionamiento desde el aeropuerto de Cuatro Vientos al de Sabadell y para el que el helicóptero dispuso de una autorización de vuelo de la DSV n.º 6, con sede en el Aeropuerto de Cuatro Vientos.

Sin documentación de aeronavegabilidad emitida por la autoridad aeronáutica, el operador solicitó un duplicado de esos supuestos documentos, alegando su extravío y aportando una denuncia ante la Policía. Esa gestión se formalizó a los pocos días del traslado a Sabadell de la aeronave ante la DSV n.º 4, que emitió finalmente el certificado de aeronavegabilidad normal y el resto de documentación asociada.

El certificado de aeronavegabilidad reflejaba el error en la identificación ya comentado del testimonio de convalidación. Especialmente significativa era también la referencia en el programa de mantenimiento a un manual que no estaba elaborado por el fabricante de la aeronave y a cuyo contenido no se ha tenido acceso durante la investigación.

Toda la tramitación que había seguido la aeronave con la autoridad de aviación civil desde el año 1996 se desarrolló fundamentalmente a través de las delegaciones territoriales de la DGAC. Como se ha comentado previamente, en el año 1996 no había llegado a otorgarse el certificado de aeronavegabilidad que autorizaría al helicóptero para el vuelo. Se concedió ese certificado en 1999 a través de una delegación territorial distinta a la que había intervenido hasta entonces. Parece que no hubo una consulta entre ambas dependencias que permitiera conocer en que situación se encontraba la aeronave en ese momento desde el punto de vista técnico y administrativo. En la investigación realizada no se encontraron requisitos o directrices para la emisión de duplicados de cer-

tificados o de emisión de nuevos certificados en el caso de pérdida o extravío del documento original. Tampoco existía requisito formal de consultar a otras oficinas regionales de seguridad en vuelo de la DGAC en el caso de que el primer documento se hubiera emitido en una oficina y la emisión del duplicado se solicitase en otra. No se encontraron evidencias de que existiese una base centralizada de datos de aeronaves para consulta de las diferentes delegaciones de seguridad en vuelo.

Se emite, en consecuencia una recomendación de seguridad proyectada para mejorar la coordinación y el flujo de información entre distintas dependencias de la DGAC.

2.5.3. Renovaciones del Certificado de Aeronavegabilidad

El periodo de validez de los certificados de aeronavegabilidad está estipulado en un año⁹. El certificado del EC-GJL se renovó en marzo de 2000 y marzo de 2001 en los mismos términos en los que había sido emitido el año 1999.

De acuerdo con los requisitos en vigor de la DGAC en esas fechas¹⁰, el proceso de renovación estaba sujeto a la ejecución de inspecciones, pruebas en tierra y en vuelo y comprobaciones documentales. No se advirtieron durante las revalidaciones del certificado los errores que se arrastraban en la identificación del helicóptero. El proceso de renovación no estaba dirigido a detectar ese tipo de incorrecciones.

2.5.4. Procedimiento de modificación del certificado de aeronavegabilidad y evaluación de la normativa existente

En el verano de 2001 la DGAC de Francia planteó una consulta a la DGAC de España sobre el diseño de tipo bajo el que se acogía el helicóptero, que en ese periodo se encontraba operando en territorio francés. La normativa que regulaba los requisitos para la renovación de los certificados había sido modificada en abril de ese año¹¹ y contenía instrucciones más detalladas que la versión anterior del año 1982. Hablaba la nueva disposición de la pérdida de validez de los certificados si la aeronave no era conforme a su certificado de tipo. Reforzando esa prescripción se había publicado también el Real Decreto por el que se adoptaba en España el código JAR-21¹², por el que se facultaba a la DGAC para suspender, revocar o invalidar un certificado de aeronavegabilidad normal.

⁹ Instrucción circular 11-19B (mayo, 2000). «Instrucción circular relativa a los periodos de validez administrativa del certificado de aeronavegabilidad y de la licencia de estación de aeronave.»

¹⁰ Instrucción Circular 11-20 (octubre, 1982). «Requisitos para la renovación del certificado de aeronavegabilidad de aeronaves civiles.»

¹¹ Instrucción Circular 11-20 b, efectiva el 1 de abril de 2001, relativa a la renovación de los certificados de aeronavegabilidad de aeronaves civiles de matrícula española.

¹² El Real Decreto 660/2001, por el que se regula la certificación de las aeronaves civiles y los productos y piezas relacionados con ellas entró en vigor el 12 de agosto de 2001.

La DGAC no procedió a suspender la validez del certificado. Se inició entonces un proceso para variar las condiciones del mismo, que el operador recurrió. Ello significó en esencia que se diera una situación en la que el certificado que autorizaba a la aeronave para el vuelo continuara siendo efectivo. La normativa existente no permitía en la práctica variaciones o suspensiones inmediatas de los certificados, constituyendo ésta una carencia que puede considerarse significativa desde el punto de vista de la seguridad aérea. Los procedimientos administrativos requirieron de una resolución del Ministro de Fomento para la modificación del certificado, que se produjo en abril de 2002, nueve meses después de que se cuestionara la conformidad entre las características reales y las que se suponía que poseía el helicóptero y en las que basaba su funcionamiento.

El marco normativo volvió a modificarse con la promulgación de la ley de seguridad aérea¹³ en el año 2003. La ley habilita al Director General de Aviación Civil para que adopte medidas extraordinarias, como la limitación o suspensión de los certificados en casos de urgente necesidad.

Se estima que con el marco regulador actual en España se podrían evitar de manera rápida situaciones en las que pueda estar comprometida la seguridad de los vuelos como las que en este caso impidieron al personal de la DGAC la aplicación de restricciones efectivas e inmediatas a las autorizaciones de la aeronave EC-GJL. No se considera, por tanto, en estos momentos necesario emitir una recomendación.

2.5.5. *Requisitos para las prórrogas del certificado de aeronavegabilidad*

Según constaba en el acuerdo adoptado por el Ministro de Fomento que ejecutaba la modificación del Certificado de aeronavegabilidad en abril de 2002, no podía realizarse transporte público de pasajeros con el helicóptero. Era ésta una limitación que afectaba al tipo de operaciones en las que podía utilizarse la aeronave. Con una anotación que expresaba esta limitación fue extendida la validez del certificado de aeronavegabilidad por un periodo de siete meses, desde abril a noviembre de 2002. La prórroga no supuso la variación de otras condiciones ni la imposición de más restricciones. No se revisó, por tanto la denominación del helicóptero, que seguía definiendo su diseño de manera incorrecta.

De acuerdo con lo expuesto en los puntos 1.18.5.3, los requisitos para la renovación de certificados de aeronavegabilidad habían sido desarrollados con mas amplitud por la DGAC en abril de 2001 a través de la Instrucción Circular 11-20B. La instrucción incidía en la comprobación de aspectos específicos de mantenimiento, como eran la relación de componentes rotables y de vida limitada, directivas de aeronavegabilidad y las revisiones programadas con indicación del tipo de revisión, fecha, horas y ciclos en las

¹³ La Ley 21/2003, de Seguridad Aérea entró en vigor el 29 de julio de 2003.

que fueron efectuadas. Al ser más exhaustiva¹⁴, la normativa ofrecía mejor oportunidad para que se hubieran revisado la definición del helicóptero y el programa de mantenimiento. En los casos de aeronaves con certificados normales que, por tanto, están sustentados por certificado de tipo en vigor, resulta menos dificultoso establecer las referencias al diseño y a la documentación de aeronavegabilidad continuada que le son de aplicación. Sin embargo en aeronaves procedentes de las Fuerzas Armadas, la disponibilidad de apoyo técnico en general es más escasa. Se trata de aeronaves cuyos fabricantes ya no existen o han dejado de prestar asistencia al haberse desprendido de esas aeronaves sus clientes militares originales. A la vista de lo sucedido en este caso, quizás convendría que se revisaran las definiciones de diseño y los requerimientos de mantenimiento que están establecidos para el resto de aeronaves de procedencia militar y que estén siendo actualmente empleadas en operaciones civiles en España, por lo que se formula una recomendación de seguridad en este sentido.

En la Instrucción Circular 11-19B se contemplaba la posibilidad de prorrogar los certificados de las aeronaves por un periodo máximo de tres meses. Sin embargo, no estaban definidos los requisitos que debían cumplirse para que esas prórrogas se concedieran ni las verificaciones que era preciso realizar para proceder a la concesión. En el caso de esta aeronave resultó que la validez de su certificado se extendió por un periodo de siete meses, produciéndose el accidente en el transcurso de ese intervalo. La circular interna aludida se consideraba una guía orientativa para el personal encargado de la aplicación de los requisitos legales, y la figura de la prórroga del certificado, incluyendo varias prórrogas seguidas, se había aplicado en ocasiones para intentar dar respuesta a situaciones extraordinarias en las que concurrían razones puntuales de parte de la DGAC o del operador que impedían que pudiera llevarse a cabo un proceso completo de revalidación de certificado. Sin embargo, deberían establecerse de manera más firme los requisitos necesarios para las prórrogas sucesivas, si las hubiera.

Por otro lado, en España no están aún en vigor las disposiciones de la Unión Europea (concretamente la Parte M, aludida en el punto 1.18.6 de este informe) que permiten que la validez de los certificados de aeronavegabilidad sea ilimitada, estando los certificados sujetos en la práctica a renovaciones anuales y posibles prórrogas de esas renovaciones. Es por ello, que se emite una recomendación al respecto dirigida a al DGAC en tanto perdura esta situación.

2.6. Supervisión realizada por la DGAC

2.6.1. Supervisión del mantenimiento del operador

De acuerdo con las prácticas de la DGAC, el seguimiento de las aprobaciones de los centros de mantenimiento de características y capacidades análogas al del operador

¹⁴ La versión previamente en vigor de la Instrucción Circular 11-20 databa de 1982, como se comenta en los puntos 1.18.5.3 y 1.1.3 de este informe.

estribaba fundamentalmente en una visita de inspección realizada en las fechas próximas a la de expiración de la validez bianual que tienen este tipo de autorizaciones. La inspección tenía por objeto comprobar que se mantenía el cumplimiento de los requisitos con vistas a renovar esas aprobaciones. En esas visitas se revisaba el centro de mantenimiento en su conjunto siguiendo unas listas de comprobación estandarizadas que se ajustaban a las directrices emitidas por las Autoridades Conjuntas de Aviación (JAA)¹⁵ y recogidas en los procedimientos de la DGAC¹⁶.

Con este planteamiento, la última inspección realizada por la DGAC al centro de mantenimiento del operador había tenido lugar dos años antes del accidente (ver punto 1.18.4.2). Esa inspección no reveló deficiencias de gran magnitud.

Adicionalmente, unos meses antes del accidente se habían realizado dos inspecciones de compañía en las que tampoco se advirtieron deficiencias significativas. Realmente, este tipo de inspecciones no estaban ideadas para profundizar en la evaluación de las actividades de mantenimiento, como podían estarlo las relacionadas con las aprobaciones de los centros JAR-145, sino que se limitaban a verificaciones en el ámbito administrativo, por lo que no es extraño que posibles faltas quedaran ocultas a este tipo de revisiones.

Sin embargo, la inspección llevada a cabo tras el accidente, realizada lógicamente con mayor profundidad y atención, detectó una serie de no conformidades. La investigación no ha podido determinar una relación directa entre esas no conformidades y las causas últimas del accidente, ya que las inspecciones de los centros JAR-145 se centran sobre todo en aspectos organizativos y de gestión, pero en cualquier caso cabe también plantear una recomendación de seguridad a la DGAC para que revise su sistema de ejecución de este tipo de inspecciones sobre todo en los centros de mantenimiento que mantengan aeronaves de origen militar o con certificados de aeronavegabilidad restringidos.

2.6.2. *Supervisión de las operaciones*

El operador contaba en la fecha del accidente con un Certificado de Operador Aéreo (AOC) que le facultaba para la realización de transporte aéreo comercial y al amparo del cual no estaba incluido el helicóptero EC-GJL y de una Autorización de Trabajos Aéreos en cuyo ámbito de aplicación figuraban, entre otras, las actividades de transporte de material y lanzamiento de agua, observación y patrullaje, e investigación y reconocimiento instrumental, y para las que sí estaba autorizado el empleo del helicóptero siniestrado.

¹⁵ Documento JAA Administrative & Guidance Material, Section two: Maintenance.

¹⁶ Del Procedimiento de aplicación de las disposiciones JAR-145 por la DGAC. Edición 2. Feb 2001, Apartado 3.2 Renovación de certificado de aprobación JAR-145: «...6ª. El Formato 6 JAA deberá ser utilizado durante la inspección como cuestionario de comprobación. No obstante lo indicado anteriormente, cada DSV podrá utilizar cuestionarios propios durante las fases previas de inspección, que servirían como base para emitir el Formato 6 JAA».

Desde que comenzó sus actividades, la compañía explotadora del helicóptero fue objeto de inspecciones en su área de operaciones por parte de la DGAC. Estas inspecciones se realizaban utilizando un cuestionario de comprobación interno, pero, a diferencia de lo que ocurría en el caso del mantenimiento, no existían a la fecha del accidente unos procedimientos escritos en la DGAC que contuvieran guías, directrices o pautas a seguir para las evaluaciones de los operadores de acuerdo con los resultados obtenidos en las inspecciones.

Las autorizaciones operacionales se expedían con validez de un año. La supervisión y control de la DGAC consistía fundamentalmente en la ejecución de una visita de inspección anual, realizada en fechas próximas al límite del periodo de validez de las aprobaciones.

En el caso de este operador, fue objeto de dichas inspecciones de manera regular desde el año 1995 hasta el año 2002. Se centraban en la revisión del manual de operaciones, como principal documento que contenía las instrucciones, procedimientos e información necesaria para que el personal de operaciones realizara sus funciones, de los manuales de vuelo, de la documentación del personal de vuelo y se verificaba el conocimiento de las normas que poseía el operador y la difusión interna que hacía de las mismas.

En las inspecciones realizadas del año 1996 al 1999, ambos inclusive, se detectaron una serie de anomalías de manera reiterada que comprendían la obsolescencia de los manuales de vuelo, la ausencia de listas de comprobación de tareas a desempeñar por las tripulaciones de vuelo como parte de los procedimientos de manejo de las aeronaves y la distribución insuficiente entre el personal de los manuales de operaciones.

De acuerdo con los datos conocidos, sólo tras la inspección del año 1999 esas irregularidades impidieron la revalidación del AOC. En los dos años que siguieron, el resultado de las inspecciones fue satisfactorio, por lo que cabe inferir que las anomalías habían desaparecido. Aun así, no se ha encontrado evidencia del cierre de las disconformidades que tuvo que ocurrir entre las inspecciones del año 1999 y del 2000 y de la renovación de la validez del AOC que debió suceder también en ese intervalo.

Parece, por consiguiente mejorable el sistema utilizado por la DGAC para llevar a cabo la supervisión operacional de los explotadores, sobre todo de los que operan aeronaves de procedencia militar con certificados de aeronavegabilidad restringido. Se considera recomendable disponer de procedimientos escritos destinados a explicar cómo llevar a cabo el seguimiento de las aprobaciones que sirvan como referencia a ambas, la parte inspectora y la inspeccionada. Como elementos que se estima deberían quedar establecidos en esos procedimientos estarían la categorización de las no conformidades y la definición de su tratamiento, incluidos los efectos sobre las aprobaciones y autorizaciones.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

3.1.1. *Sobre las circunstancias del vuelo*

- El día del accidente el vuelo del helicóptero EC-GJL se había programado con la intención de realizar labores de inspección de líneas eléctricas.
- El helicóptero despegó del aeropuerto de Sabadell con cuatro personas a bordo. Realizó una primera escala en Lleida, donde embarcaron otras cuatro personas. Desde allí se dirigió Baqueira a Beret, donde volvió a aterrizar y donde repostó, llenando los depósitos con 600 kg de combustible.
- De los ocho ocupantes de la aeronave, la tripulación de vuelo la componían dos personas, piloto y copiloto, otras dos personas eran técnicos termógrafos que operaban equipos de abordaje, una persona pertenecía a la compañía explotadora de la línea eléctrica y las tres restantes eran funcionarios de la administración autonómica de Cataluña pertenecientes a la consejería de Industria y Turismo de la Generalitat.
- Se considera que el peso y centrado del helicóptero estaban dentro de los límites establecidos.
- La aeronave estuvo sometida a condiciones de gran exigencia el día en que ocurrió el accidente, pudiendo operar en condiciones próximas a las límites de diseño.
- El accidente sobrevino cuando la aeronave sobrevolaba la localidad de Toraiola, después de haber despegado de Baqueira Beret y teniendo como posible destino Lleida.
- Se produjo el desprendimiento del cono de cola en vuelo en una sección próxima a la unión de los largueros del cono con los del fuselaje.
- Los restos del helicóptero sufrieron un incendio que calcinó totalmente la cabina y los cadáveres de sus ocho ocupantes. La parte del cono que se había desprendido no fue afectada por el fuego.
- Las condiciones meteorológicas en el lugar del accidente eran de cielo poco nublado, viento de componente Sur y 10 Kts de intensidad, y una temperatura aproximada de 25 °C.
- De acuerdo con la información meteorológica disponible, se ha excluido la posibilidad de cargas de vuelo anormales asociadas a ráfagas de viento como inductoras de la rotura del cono de cola.

3.1.2. *De la inspección y análisis de los restos*

- En la inspección que se hizo en el lugar del accidente se comprobó que estaban los elementos principales del helicóptero.
- De algunos de los elementos recuperados de entre los restos no existe trazabilidad.
- No se advirtieron anomalías en los parámetros de funcionamiento de la línea eléctrica de alta tensión situada en las proximidades del lugar del accidente, ni se apreció nada anormal en la inspección visual de los cables y apoyos de esa línea, por lo

que se ha descartado un posible contacto del helicóptero con algún elemento de la línea como origen del accidente.

- En los exámenes detallados en laboratorio o taller del motor, rotor de cola, un actuador de cambio de paso de las palas del rotor de cola, cajas de transmisión de 42° y 90°, dos herrajes de la unión cono de cola-fuselaje y secciones del eje de transmisión que discurre por el interior del estabilizador vertical, no se han detectado indicios que indiquen malfuncionamiento o daños previos al accidente.
- Los análisis realizados sobre los elementos disponibles del cono de cola apuntan a un fallo estático asociado a condiciones de sobrecarga o a daños importantes en el lado derecho del cono de cola, no detectados previamente.
- Las partes no recuperadas del revestimiento, largueros y cuaderna delantera, correspondientes al lado derecho del cono de cola por delante de la sección de rotura, introducen dudas sobre el modo de fallo de la estructura.

3.1.3. *Sobre la tripulación y la aeronave*

- La tripulación de la aeronave estaba adecuadamente calificada, experimentada y físicamente bien, y tenía sus licencias en vigor.
- El helicóptero disponía de un certificado de aeronavegabilidad normal en vigor.
- La identificación del diseño que reflejaba el certificado de aeronavegabilidad del helicóptero vigente en el momento del accidente no se correspondía con el real.
- En septiembre de 2001 la DGAC había preparado una documentación de aeronavegabilidad donde se recogía el modelo real del helicóptero y se variaba de normal a restringido el certificado de aeronavegabilidad, pero el explotador no había aceptado estos cambios.

3.1.4. *Sobre el mantenimiento y operación de la aeronave*

- De acuerdo con lo establecido en el Manual Básico de Operaciones (MBO) de la compañía, el helicóptero estaba destinado para realizar trabajos aéreos.
- La empresa propietaria de la aeronave disponía de las autorizaciones administrativas necesarias para la operación que estaba realizando el día del accidente.
- El programa de mantenimiento definido para el helicóptero hacía referencia a documentación de mantenimiento de la que no se ha podido conocer su contenido ni procedencia.
- El mantenimiento de la aeronave no se realizó de acuerdo con lo especificado en los manuales elaborados por el fabricante para ese propósito.
- El operador no disponía de las instrucciones para la aeronavegabilidad continuada actualizadas por el fabricante.
- En el centro de mantenimiento del operador no se controlaban las revisiones diarias ni las de línea que le afectaban al helicóptero EC-GJL, y de cuya realización no hay constancia.

- La compañía operadora no disponía de los documentos adecuados para preparar y ejecutar de una manera correcta las operaciones que se realizaban con el helicóptero, y los formularios previstos para el control de las mismas no existían o no se cumplimentaban correctamente.
- El operador no disponía de listas de comprobación a disposición de las tripulaciones con el propósito de ser utilizadas en las inspecciones prevuelo, por lo que es muy probable que éstas no se realizaron correctamente.

3.1.5. *Sobre la supervisión y procedimientos de la DGAC*

- Las inspecciones realizadas por la DGAC en las que se valoraban aspectos organizativos de mantenimiento del operador pocos meses antes del accidente no revelaron deficiencias importantes.
- Las inspecciones anuales de operaciones que realizó la DGAC a la compañía explotadora de la aeronave entre los años 1996 y 1999 descubrieron incorrecciones reiteradas no subsanadas por el operador.
- No se tiene constancia de la existencia de procedimientos escritos de la DGAC que contengan guías o directrices para la evaluación de los operadores de acuerdo con los resultados obtenidos en la inspección operacional de las compañías.
- En la fecha del accidente no estaban instituidos mecanismos efectivos que permitieran alteraciones inmediatas de los certificados de aeronavegabilidad.

3.2. Causas

El accidente se produjo por la rotura y separación en vuelo del cono de cola del helicóptero con respecto al fuselaje, como consecuencia de una sobrecarga en el conjunto de cola, que dio lugar a la rotura estática de los largueros del fuselaje y del revestimiento en la zona anexa a éstos.

La sobrecarga en el conjunto de cola tuvo probablemente su origen en la existencia de daños importantes de carácter estático en el lado derecho del cono de cola, no detectados previamente. Estos daños pudieron dar lugar a una redistribución de esfuerzos tal que los largueros del lado izquierdo del fuselaje se vieron sometidos a solicitaciones que superaron su resistencia a la rotura.

Se considera que pudieron contribuir a la consecución del accidente:

- La utilización del helicóptero durante el vuelo en condiciones de carga próximas a sus límites como factor de carácter inmediato que pudo desarrollar de forma catastrófica los posibles daños previos que tuviera la estructura, y
- la probable inobservancia de las comprobaciones que era necesario realizar diariamente y previas al vuelo en el revestimiento del cono de cola según las instrucciones del fabricante.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Debido a que, tal y como se ha indicado en 1.6.9 y 1.17.1.1., la compañía Helieuropa Services, S.L. no dispone de las autorizaciones necesarias para mantener y operar aeronaves, no se han formulado Recomendaciones de Seguridad dirigidas al Explotador del helicóptero accidentado.

- REC 02/06.** Se recomienda a la DGAC que instituya procedimientos adecuados de evaluación al objeto de asegurarse de la conformidad del diseño de aquellas aeronaves que procedan de las Fuerzas Armadas para las que se haya solicitado un certificado de aeronavegabilidad civil, con un diseño aprobado o aceptado, en virtud de un certificado de tipo o de un certificado de tipo restringido, o de acuerdo con especificaciones de certificación determinadas. Esos procedimientos deberían incluir detalles sobre los tipos de inspecciones a realizar, métodos para comprobar la configuración de la aeronave, la realización sistemática de consultas al estado de diseño y la asunción de tareas de recopilación de todo el historial sobre aeronavegabilidad de su antiguo operador militar.
- REC 03/06.** Se recomienda a la DGAC que mejore la coordinación entre sus delegaciones territoriales y entre éstas y sus servicios centrales, en lo que se refiere al proceso de expedición de los certificados de aeronavegabilidad, la evolución de los mismos y su situación actual, y a los historiales anteriores de las aeronaves de que se trate. Esto debería lograrse mediante el establecimiento de bases de datos compartidas de aeronaves y de procedimientos que aseguren los flujos de información entre las distintas unidades en la tramitación de los asuntos relacionados con esos certificados.
- REC 04/06.** Se recomienda a la DGAC que defina las verificaciones que sería preciso realizar para el otorgamiento de extensiones de la validez de los certificados de Aeronavegabilidad en tanto no entra en vigor en España la normativa que reconoce una duración ilimitada de esos certificados.
- REC 05/06.** Se recomienda a la DGAC que revise su sistema de supervisión de los centros de mantenimiento que mantengan aeronaves de procedencia militar o con certificados de aeronavegabilidad restringidos, de manera que se asegure de que disponen de los manuales actualizados, las herramientas necesarias y los procedimientos adecuados para realizar los trabajos que tengan autorizados.
- REC 06/06.** Se recomienda a la DGAC que mejore su sistema para llevar a cabo la vigilancia operacional de los explotadores que operan aeronaves de pro-

cedencia militar con certificados de aeronavegabilidad restringidos, a través de procedimientos escritos en los que deberían quedar establecidas la categorización de las no conformidades y la regulación de su tratamiento, incluidos los efectos sobre las aprobaciones y autorizaciones que derivarían las deficiencias detectadas o la omisión de medidas para su corrección.