



**COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES
E INCIDENTES DE
AVIACIÓN CIVIL**

Informe técnico A-037/2006

Accidente ocurrido el 8 de julio de 2006 al helicóptero SIKORSKY S-61N, matrícula EC-FJJ, en Roque Bermejo (Tenerife – Islas Canarias – España)



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

A-037/2006

**Accidente ocurrido el 8 de julio de 2006
al helicóptero SIKORSKY S-61N, matrícula
EC-FJJ, en Roque Bermejo (Tenerife –
Islas Canarias – España)**



**GOBIERNO
DE ESPAÑA**

**MINISTERIO
DE FOMENTO**

SECRETARÍA DE ESTADO
DE TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-11-023-5
Depósito legal: M. 23.129-2003
Diseño y maquetación: Phoenix comunicación gráfica, S. L.

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

De conformidad con lo señalado en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional, y según lo dispuesto en el art. 12.2 de la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea y en los arts. 1, 4 y 21.2 del R.D. 389/1998, esta investigación tiene carácter exclusivamente técnico y se realiza con la finalidad de prevenir futuros accidentes e incidentes de aviación mediante la formulación, si procede, de recomendaciones que eviten su repetición. No se dirige a la determinación ni al establecimiento de culpa o responsabilidad alguna, sin prejuzgar la decisión que se pueda tomar en el ámbito judicial. Por consiguiente, y de acuerdo con las normas señaladas anteriormente la investigación ha sido efectuada a través de procedimientos que no necesariamente se someten a las garantías y derechos a los que deben someterse las pruebas en un proceso judicial.

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

Índice

Abreviaturas	viii
Sinopsis	xi
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. Técnico de Mantenimiento de Aeronaves (TMA – Mecánico)	3
1.6. Información de aeronave	4
1.6.1. Célula	4
1.6.2. Certificado de aeronavegabilidad	5
1.6.3. Registro de mantenimiento	5
1.6.4. Motores	8
1.6.5. Palas del rotor principal	8
1.6.6. Características del rotor principal	8
1.7. Información meteorológica	9
1.7.1. Información suministrada a la tripulación	9
1.7.2. Condiciones reinantes	10
1.8. Ayudas para la navegación	10
1.9. Comunicaciones	10
1.9.1. Comunicaciones con la Torre de Control del Aeropuerto de La Palma	11
1.9.2. Comunicaciones con el Centro de Control de Área de Canarias	11
1.9.3. Comunicaciones con la dependencia de Control de Aproximación del Aeropuerto de Tenerife–Norte	11
1.10. Información de aeródromo	11
1.11. Registradores de vuelo	12
1.11.1. Registrador de voces en cabina (CVR)	12
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	15
1.12.1. Restos del helicóptero localizados y recuperados	15
1.12.2. Impacto del helicóptero con el agua	18
1.13. Información médica y patológica	19
1.13.1. Piloto al mando	19
1.13.2. Pasajeros	19
1.14. Incendios	19
1.15. Aspectos de supervivencia	19
1.15.1. Búsqueda y salvamento	19
1.15.2. Supervivencia	23
1.16. Ensayos e investigación	23
1.16.1. Inspección de los restos de la aeronave	23
1.16.2. Estudio de la sección de rotura de la pala «negra» del rotor principal	24

1.16.3.	Separación de la pala «negra», de la cabeza del rotor principal	30
1.16.4.	Traza Radar	31
1.17.	Información sobre organización y gestión	32
1.17.1.	La compañía operadora de la aeronave	32
1.17.2.	La organización de Operaciones	33
1.17.3.	La organización de Mantenimiento	44
1.17.4.	Las bases operativas	49
1.18.	Información adicional	50
1.18.1.	Historial de la pala «negra» y avisos del VBIM/CBIM	50
1.18.2.	Avisos de BIM producidos por grietas en las palas. Experiencia del fabricante..	54
1.18.3.	Manual de Vuelo del helicóptero	54
1.18.4.	Manual de Mantenimiento del helicóptero	56
1.18.5.	Tratamiento de averías por el operador	60
1.18.6.	Aspectos de aeronavegabilidad	62
1.18.7.	Declaraciones de testigos	64
1.19.	Técnicas de investigación útiles o eficaces	64
2.	Análisis	65
2.1.	Desarrollo del vuelo	65
2.1.1.	Aspectos generales	65
2.1.2.	Trayectoria del helicóptero	66
2.1.3.	Impacto con el agua	67
2.2.	Actuaciones en relación con el helicóptero	67
2.2.1.	Características mecánicas del helicóptero	67
2.2.2.	Restos recuperados y rotura estructural	68
2.2.3.	Mantenimiento del helicóptero	70
2.3.	Rotura de la pala «negra» del rotor principal	71
2.3.1.	Características de la sección de rotura	71
2.3.2.	Relación con los avisos de los sistemas VBIM/CBIM	72
2.3.3.	Posible influencia en el accidente	73
2.4.	Actuaciones de la tripulación	74
2.4.1.	Consideraciones generales	74
2.4.2.	Consideraciones sobre el procedimiento «BIM WARNING»	74
2.4.3.	Información obtenida del Registrador de Voces en Cabina (CVR)	75
2.4.4.	Información obtenida de la traza radar	76
2.4.5.	Adherencia al procedimiento establecido	76
2.5.	Organización de la compañía operadora de la aeronave	77
2.6.	Consideraciones sobre la normativa aplicable	78
2.6.1.	Normativa aplicable a las organizaciones de operaciones y de mantenimiento .	78
2.6.2.	Habilitación de Piloto Agroforestal	79
2.7.	Lesiones sufridas por los ocupantes del helicóptero	79
2.7.1.	Lesiones sufridas por el piloto al mando	79
2.7.2.	Lesiones sufridas por los pasajeros	80
3.	Conclusión	81
3.1.	Conclusiones	81
3.2.	Causas	82

4. Recomendaciones sobre seguridad	83
4.1. Procedimientos de mantenimiento	83
4.2. Vuelos no comerciales	83
4.3. Normativa aplicable	84
4.4. Habilitación de Piloto Agroforestal	86
4.5. Documentación de mantenimiento del fabricante	86
Apéndices	89
Apéndice A. Extracto del Manual de Mantenimiento: Sikorsky Aircraft S-61N Maintenance Manual. SA 4045-80	91
Apéndice B. Sikorsky Safety Advisory SSA-S61-06-002	129
Apéndice C. Special Airworthiness Information Bulletin (FAA SAIB) NE-07-30 y Directivas de Aeronavegabilidad (FAA AD) 74-20-07 R5 y 85-18-05 R2	133
Apéndice D. Boletín de Servicio (Sikorsky SB) n.º 61B15-6Q. Árbol de fallos del larguero presurizado	147
Apéndice E. Safety Information Notice (EASA SIN) No. 2007-13	151
Apéndice F. Instrucción adicional específica al AMM n.º AHS – 0540. «MAIN ROTOR BLADE, BIM WARNING TROUBLE SHOOTING»	157

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
ACC	Centro de Control de Área
AD (DA)	Directiva de Aeronavegabilidad
AESA	Agencia Estatal para la Seguridad Aérea
AFM	«Aircraft Flight Manual» (Manual de vuelo de la aeronave)
AMM	«Aircraft Maintenance Manual» (Manual de mantenimiento de la aeronave)
AMP	«Approved Maintenance Programme» (Programa de mantenimiento aprobado)
APP	Dependencia de control de aproximación
APTL(H)	Piloto de transporte de línea aérea de helicóptero
BEA	Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'aviation civile (Autoridad de Investigación de Accidentes de Aviación Civil de Francia)
BIM	«Blade Inspection Method» (Sistema de avisos de baja presión en el interior de los largueros de las palas del rotor principal)
CBIM	«Cockpit Blade Inspection Method» (Sistema de avisos en cabina de baja presión en el interior de los largueros de las palas del rotor principal)
CPL(H)	Piloto comercial de helicóptero
CRM	Gestión de recursos en cabina
CV	Caballo(s) de vapor (1 CV equivale a 0,9863 HP)
CVR	Registrador de voces en cabina
dd/mm/aaaa	Día, mes y año (fecha)
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
DMC	«Daily Maintenance Check» (Inspección diaria de mantenimiento)
DMR	«Daily Maintenance Record» (Registro diario de mantenimiento)
E	Este
EASA	European Aviation Safety Agency (Agencia Europea de Seguridad Aérea) – Autoridad de Aviación Civil de la Unión Europea
FAA	Federal Aviation Administration (Autoridad de Aviación Civil de los Estados Unidos de América)
ft	Pie(s)
GS	«Ground Speed» (Velocidad respecto de la superficie del terreno o del agua)
h	Hora(s)
HEMS	Servicios de Emergencias Sanitarias con Helicópteros
HL	Hora Local
HP	«Horse Power» (1 HP equivale a 1,0139 CV)
hPa	Hectopascal(es)
IAS	«Indicated Air Speed» [Velocidad indicada (respecto del viento)]
in	Pulgada(s)
INTA	Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial «Esteban Terradas»
JAA	Autoridades aeronáuticas conjuntas
JAR-FCL	Requisitos conjuntos de aviación para las licencias de la tripulación de vuelo
JAR-OPS	Requisitos conjuntos de aviación-operaciones
kg	Kilogramo(s)
kt	Nudo(s)
lb	Libra(s)
m	Metro(s)
mm	Milímetro(s)
METAR	Informe meteorológico ordinario de aeródromo
MHz	Megahercio(s)
MBO	Manual Básico de Operaciones
MEL	«Minimum Equipment List» (Lista de equipo mínimo)
MMEL	«Master MEL» (Lista maestra de equipo mínimo)
MO	Manual de Operaciones

Abreviaturas

MOM	Manual de Organización de Mantenimiento
MMA	Manual de Mantenimiento de la aeronave
MTOW	Peso Máximo Autorizado al Despegue
MVA o H	Manual de Vuelo de la aeronave o del helicóptero
N	Norte
NM	Milla(s) náutica(s)
Nr	Régimen de giro del rotor principal
NTO	«Non Technical Objection» (Sin objeción técnica)
NTSB	National Transportation Safety Board (Autoridad de Investigación de Accidentes de Aviación Civil de los Estados Unidos de América)
P/N	Número de Parte
PAM	Piloto al Mando (comandante)
PFC	«Pre-Flight (Maintenance) Check» [Inspección prevuelo (de mantenimiento)]
PVM	Parte de Vuelo y Mantenimiento
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
RFM	«Rotorcraft Flight Manual» (Manual de vuelo del helicóptero)
RCA	Reglamento de la Circulación Aérea
ROV	Minisubmarino operado por control remoto
S	Sur
S/N	Número de Serie
SAR	Servicios de Búsqueda y Salvamento
SB (BS)	Boletín de Servicio
SOP's	«Standard Operation Procedures» (Procedimientos estándar de operación)
SVA	Servicios de Vigilancia Aduanera
SWL	Mapa de tiempo significativo de bajo nivel
TAF	Informe Meteorológico sobre Pronóstico de Aeródromo
TMA	Técnico de Mantenimiento de Aeronaves
TWR	Torre de Control
UTC	Tiempo Universal Coordinado
VBIM	«Visual Blade Inspection Method» (Indicador visual del sistema de avisos de baja presión en el interior de los largueros de las palas del rotor principal)
VFR	Reglas de vuelo visual
VHF	Muy alta frecuencia
W	Oeste

Sinopsis

Propietario y operador:	Helicópteros, S.A. (HELICSA)
Aeronave:	SIKORSKY S-61N
Fecha y hora del accidente:	8 de julio de 2006, a las 09:08 h ¹
Lugar del accidente:	Roque Bermejo (Tenerife – Islas Canarias – España)
Personas a bordo:	6 (2 tripulantes y 4 pasajeros)
Tipo de vuelo:	Aviación general – Vuelo de posicionamiento
Fase de vuelo:	En ruta
Fecha de aprobación:	21 de diciembre de 2010

Resumen del accidente

El día 8 de julio de 2006, el helicóptero SIKORSKY S-61N, matrícula EC-FJJ, despegó del Aeropuerto de La Palma, situado en la isla de La Palma (Islas Canarias – España), a las 08:19 h, con dos pilotos y cuatro pasajeros a bordo, uno de los cuales era el mecánico asignado para el mantenimiento del helicóptero, y destino el Aeropuerto de Las Palmas, situado en la isla de Gran Canaria (Islas Canarias – España).

Aproximadamente a las 09:08 h, la aeronave cayó al mar, entrando en contacto con la superficie del agua en actitud de picado y alabeo a la derecha, muy pronunciados ambos, en la zona de Roque Bermejo, al noreste de la isla de Tenerife (Islas Canarias – España).

Se realizó una búsqueda exhaustiva en superficie y en el fondo del mar. Como resultado de esta, se recuperaron los cadáveres de cinco de los ocupantes del helicóptero (el copiloto continúa desaparecido) y una parte muy limitada de los restos de la aeronave, entre los que se encontraban documentos, elementos de la estructura y trozos de palas del rotor principal de la aeronave; no se encontraron restos de las partes mecánicas (motores, elementos de transmisión, etc.), del cono de cola (rotor de cola, cajas y ejes de transmisión, etc.), ni de sistemas del helicóptero.

La investigación del accidente ha concluido que la causa más probable de la caída del helicóptero fue la rotura en vuelo de la pala «negra» del rotor principal.

Se considera que el proceso de rotura de la pala, que presentaba características de haberse producido de manera progresiva, se inició por un fenómeno de fatiga, seguido

¹ Todas las horas son locales (HL), excepto que expresamente se indique lo contrario. Para obtener las horas UTC, es necesario restar una hora de las horas locales.

de una rotura estática final al haber alcanzado la grieta de rotura por fatiga su longitud crítica.

Se consideran factores contribuyentes al accidente las deficiencias detectadas en la aplicación de los procedimientos de mantenimiento y operación del helicóptero.

El estudio de los aspectos relacionados con la operación y el mantenimiento del helicóptero ha puesto de manifiesto deficiencias en la aplicación de los procedimientos correspondientes. Asimismo, en la normativa y en la documentación técnica aplicables, se han detectado aspectos que se considera conveniente mejorar, como consecuencia de esto, se han emitido diez Recomendaciones sobre Seguridad.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El día 8 de julio de 2006, el helicóptero SIKORSKY S-61N, matrícula EC-FJJ, despegó del Aeropuerto de La Palma, situado en la isla de La Palma (Islas Canarias – España), a las 08:19 h, con dos pilotos y cuatro pasajeros a bordo, uno de los cuales era el mecánico asignado para el mantenimiento del helicóptero, y destino el Aeropuerto de Las Palmas, situado en la isla de Gran Canaria (Islas Canarias – España).

De acuerdo con el plan de vuelo presentado por la tripulación, la aeronave tenía previsto realizar un vuelo según las Reglas de Vuelo Visual (VFR), dirigiéndose inicialmente al Oeste (punto W) del Aeropuerto de Tenerife-Norte, situado en la isla de Tenerife (Islas Canarias – España), sobrevolarlo a 1.000 ft de altura hacia el Este (punto E) y, desde este punto, dirigirse finalmente al aeropuerto de destino, con una velocidad de crucero de 100 kt (IAS); la duración prevista del vuelo era de una hora y el helicóptero disponía de autonomía para tres horas de vuelo.



Figura 1. Zona del accidente

En general, las condiciones meteorológicas a lo largo de la ruta prevista eran adecuadas para el vuelo que realizaba la aeronave; no obstante, la tripulación del helicóptero consideró que las condiciones locales en el Aeropuerto de Tenerife-Norte no eran las más adecuadas para sobrevolar el aeropuerto y, a las 08:42 h, solicitó y obtuvo de la dependencia de control de aproximación de este aeropuerto autorización para dirigirse directamente al Norte (punto N) del mismo y rodear la isla de Tenerife por el Noreste hacia el punto E, en lugar de sobrevolarlo.

A las 08:58 h la tripulación fue informada de que no había tráfico visual notificado entre los puntos N y E, y acusó recibo de la misma. El radar mostraba al helicóptero volando de Oeste a Este, 12 NM al Norte del aeropuerto, con una altitud de 600 ft y una velocidad de 120 kt (GS); a las 09:00:14 h, su eco desapareció de la pantalla del radar en una zona en que este no tiene cobertura a la altitud de vuelo de la aeronave.

Diez minutos más tarde, a las 09:08:47 h, la tripulación del helicóptero fue requerida para notificar alcanzando el punto E; no hubo respuesta. Tampoco volvió a aparecer el eco de la aeronave en la pantalla del radar.

1.2. Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos	1 + 1 desaparecido	4	6	
Graves				
Leves				No aplicable
llesos				No aplicable
TOTAL	2	4	6	

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave resultó totalmente destruida.

1.4. Otros daños

No se produjeron otros daños.

1.5. Información personal

1.5.1. *Piloto al mando*

Edad/Sexo:	53 años/Varón
Nacionalidad:	Española
Título:	Piloto de transporte de línea aérea de helicóptero (APTL (H))
Antigüedad:	27-09-1991
Licencia de aptitud de vuelo:	• Fecha de renovación: 02-08-2005 • Fecha de caducidad: 22-07-2010
Último reconocimiento médico:	06-06-2006, válido hasta el 15-12-2006
Habilitaciones:	• SIKORSKY 61: válida hasta el 13-07-2007 • AEROSPATIALE SA365/365N: válida hasta el 14-07-2006 • Vuelo visual • Agroforestal. Sólo incendios: válida hasta el 26-07-2007
Horas totales de vuelo:	9.240 h

Horas en el tipo:	• Totales: 3.020 h • Piloto al mando: 2.365 h
Horas en los últimos 30 días:	35 h
Descanso previo al vuelo:	12 horas, aproximadamente

1.5.2. Copiloto

Edad/Sexo:	39 años/Varón
Nacionalidad:	Española
Título:	Piloto comercial de helicóptero (CPL (H))
Antigüedad:	14-03-2004
Licencia de aptitud de vuelo:	• Fecha de renovación: 22-06-2006 • Fecha de caducidad: 05-03-2011
Último reconocimiento médico:	13-02-2006, válido hasta el 13-02-2007
Habilitaciones:	• BELL 212/412: válida hasta el 10-02-2007 • SIKORSKY 61: válida hasta el 14-05-2007 • Vuelo Instrumental (helicóptero): válida hasta el 10-02-2007
Horas totales de vuelo:	520 h
Horas en el tipo (copiloto):	65 h
Horas en los últimos 30 días:	65 h
Descanso previo al vuelo:	12 horas, aproximadamente

1.5.3. Técnico de Mantenimiento de Aeronaves (TMA – Mecánico)

Edad/Sexo:	53 años/Varón
Nacionalidad:	Española
Antigüedad:	1977 (Licencia Media Técnica – Chile)
Licencia (TMA – España):	• Antigüedad: 1994 • Fecha de renovación: 16-06-2005 • Fecha de caducidad: 16-06-2007
Clases:	Aeronave Línea
Habilitaciones:	BELL 212 y SIKORSKY S-61N

Había realizado el curso de OPERADOR DE GRÚA DE HELICÓPTERO, impartido por HELICSA, en 1995.

En el Manual de Organización de Mantenimiento del centro HISPACOPTER, S.L.², según Parte 145, figuraba como Personal Certificador con las habilitaciones:

- Célula: Aeronave Línea: S-61N, Bell 212
- Motores: Revisiones periódicas de los que equipan las aeronaves del apartado célula.

1.6. Información de aeronave

El modelo de helicóptero SIKORSKY S-61N, certificado por la FAA de los EE.UU. en el año 1962, es una versión civil de los helicópteros militares de la serie SH-3 «Sea King» desarrollada por Sikorsky a finales de la década de 1950, como aeronaves de lucha antisubmarina.

Se trata de un helicóptero anfíbio, con casco estanco y flotadores laterales («sponsons») que aseguran su estabilidad en el agua, de manera que puede realizar aterrizajes y despegues en ella; el tren de aterrizaje principal es retráctil y sus patas se alojan en los propios flotadores. Diseñado para el transporte de personal (hasta 30 pasajeros) y mercancías, estas pueden ser transportadas en su interior o como carga externa en eslinga; además, se le puede instalar una grúa para poder izar a bordo personas o mercancías, con el aparato en el aire. Estas características hacen del S-61N un helicóptero muy utilizado para el transporte de personas y mercancías entre tierra y plataformas petrolíferas en el mar, en distintas modalidades de trabajos aéreos y en operaciones de búsqueda y salvamento.

Está equipado con dos motores General Electric CT58-140-2 capaces de desarrollar una potencia máxima continua de 1.267 CV (1.250 HP) y una potencia máxima al despegue de 1.420 CV (1.400 HP) al eje, cada uno de ellos.

La configuración de los rotores es convencional, con un rotor principal y uno de cola, movidos ambos por los dos motores a través de un sistema de transmisión y controlados por los sistemas de control de vuelo del helicóptero.

1.6.1. Célula

Fabricante:	Sikorsky Aircraft Corporation
Modelo:	S-61N

² HISPACOPTER, S.L., es el centro de mantenimiento con el que HELICSA tenía contratado el mantenimiento en línea y base de su flota S-61N. Las dos organizaciones pertenecían al mismo grupo empresarial.

N.º de fabricación: 61299
Año de fabricación: 1966
Matrícula: EC-FJJ
Explotador: Helicópteros, S.A. (HELICSA)

1.6.2. *Certificado de aeronavegabilidad*

Número: 3.360
Tipo: Normal
Categoría: Helicóptero grande/Large Rotorcraft
MTOW: 8.168 kg (19.000 lb)
Fecha de expedición: 07-04-2006
Fecha de renovación: 07-07-2006
Fecha de caducidad: 06-04-2007

El Certificado de Aeronavegabilidad se emitió inicialmente el 7 de abril de 2006, después de una inspección documental, física y en vuelo del helicóptero. Con motivo de una no conformidad, no resuelta en su totalidad y relacionada con la certificación de interiores, se concedió un plazo de 3 meses para subsanarla y se limitó a este periodo la vigencia del Certificado de Aeronavegabilidad, con validez hasta el 7 de julio de 2006, para garantizar su subsanación.

Con motivo de la resolución satisfactoria de esta no conformidad, el 7 de julio de 2006, fecha en la que expiraba el primer plazo de la validez del Certificado de Aeronavegabilidad, se le concedió el periodo de validez completa de un año, que establece la Instrucción Circular 11-19B de la DGAC, desde el 7 de abril de 2006 hasta el 6 de abril de 2007.

1.6.3. *Registro de mantenimiento*

El operador del helicóptero disponía de un Programa de Mantenimiento Aprobado (AMP – «Approved Maintenance Programme») en vigor, de referencia AMP-S61N, correspondiente a su flota de helicópteros Sikorsky S-61N. Con fecha 28 de febrero de 2006, la DGAC había comunicado al operador la aprobación de su edición n.º 1, de 1 de octubre de 2005, de acuerdo con el apartado M.A. 302 del Anexo I (Parte M), Sección A Requisitos Técnicos, Subparte C Mantenimiento de la Aeronavegabilidad, del Reglamento (CE) n.º 2042/2003 de la Comisión Europea, de fecha 20 de noviembre de 2003.

En el capítulo 01-02-00, apartado 4, de dicho manual figura la relación de revisiones periódicas («4. MAINTENANCE CHECKS») a que debe someterse el helicóptero:

A) Revisión prevuelo («Preflight Check – PFC»)

Es una revisión de seguridad que debe realizarse antes de cada vuelo, una vez completado todo el mantenimiento y lo más próxima posible a la salida del vuelo. No se considera como parte del programa de mantenimiento de la aeronave.

Tiene una validez de 8 horas de vuelo para helicópteros con un sistema CBIM operativo y de 3 horas de vuelo si no lo tiene.

B) Revisión diaria de mantenimiento («Daily Maintenance Check – DMC»)

Es una inspección visual general para asegurar la aeronavegabilidad continuada de la aeronave. Debe realizarla un TMA certificador.

Debe realizarse después del último vuelo del día, independientemente del número de horas voladas, y tiene una validez de 24 horas de calendario o 10 horas de vuelo, lo que se alcance antes.

C) Inspección semanal («Weekly Inspection»)

Es una inspección visual de la estructura y sistemas asociados, destinada a comprobar su estado adecuado y la aeronavegabilidad continuada.

D) Revisión de 40 h («1A Check»)

Es una inspección general de la estructura y sistemas asociados, destinada a comprobar su estado adecuado y la aeronavegabilidad continuada.

E) Revisión de 240 h («2B Check»)

Son inspecciones específicas de los controles de vuelo, el sistema de combustible y zonas críticas de la estructura, por función y condición.

F) Revisión de 720 h («3B Check»)

Son revisiones de mantenimiento preventivas de componentes especialmente protegidos frente a la corrosión y zonas de la célula, que incluyen limpieza, inspección y protección frente a la corrosión.

G) Revisión de 2.400 h («C Check»)

Es una inspección de toda la estructura primaria, cableado y componentes de sistemas que requieren actuaciones significativas de acceso.

H) Revisión de 14.400 h («D Check»)

Es una inspección y reacondicionamiento de la célula completa, del sistema de control de vuelo y de los mazos de cables, para restaurar la condición a «como nuevo».

Las revisiones 1A, 2B y 3B, se consideran como revisiones de línea, las C como de base y las D como generales.

En el momento del accidente, el helicóptero tenía, aproximadamente³, 36.260 h totales de vuelo y 45.200 ciclos totales.

En el cuadro siguiente se relacionan las revisiones que se contemplan en el programa de mantenimiento, los intervalos que les corresponden y el estado de cumplimentación en el helicóptero accidentado:

Revisiones	Intervalo	Planificación	
		Última	Próxima
Semanal	7 días	02-07-2006	09-07-2006
1A (áreas 1, 2, 3, 4, 5)	40 (+5) h ⁴	36.217:40	36.257:40 (+5)
	30 días	25-06-2006	25-07-2006
2B (área 1)	240 (+5) h	36.168:50 07-12-2005	36.408:50 (+5)
2B (área 3)		36.168:50 07-12-2005	36.408:50 (+5)
2B (área 4)		36.183:00 16-03-2006	36.423:00 (+5)
2B (área 5)		36.244:55 04-07-2006	36.484:55 (+5)
3B (área 1)	720 (+5) h	35.930:20 27-10-2004	36.650:20 (+5)
3B (área 3)		36.035:40 26-02-2005	36.755:40 (+5)
C	2.400 (+40) h	35.985:20	38.385:20 (+40)
	3,5 años	14-01-2005	14-07-2008 ⁵
D	14.400 (+5) h	31.770:37	46.170:37
	15 (+1) años	28-06-1991	28-06-2007

³ Por no haberse recuperado los registros de los vuelos realizados el día 7 de julio de 2006, ha sido necesario estimar la duración de los vuelos y el número de aterrizajes realizados ese día.

⁴ Las cifras entre paréntesis corresponden a la tolerancia que permite el Programa de Mantenimiento Aprobado para esta aeronave.

⁵ El límite por calendario no afecta en el caso de que el límite por horas de vuelo no se alcance antes del 28/06/2007, límite para la próxima revisión «D».

En el último registro técnico de que se dispone, correspondiente al día 6 de julio de 2006, figura la inspección diaria de mantenimiento.

1.6.4. Motores

Fabricante:	General Electric Company	
Posición:	N.º 1	N.º 2
Modelo:	CT58-140-2L	CT58-140-2
N.º de fabricación:	295-087C	295-165C
Fecha de instalación:	24-03-2006	18-08-2001
Horas totales de vuelo:	20.930 (aprox.)	25.025 (aprox.)
Horas última rev. general:	18.889:17 h	23.786:38 h
Potencial remanente:	5.960 h (aprox.)	6.760 h (aprox.)

1.6.5. Palas del rotor principal

Fabricante:	Sikorsky Aircraft Corporation		
Modelo:	61170-20201-067		
Posición: ⁶	Azul	Amarilla	Blanca
N.º de fabricación:	61M2737-2666	61M3165-2997	61M3483-3260
Fecha de instalación:	09-12-2003	29-12-2004	29-12-2004
Horas totales de vuelo:	9.130 (aprox.)	8.188 (aprox.)	7.785 (aprox.)
Potencial remanente:	1.470 (aprox.)	2.412 (aprox.)	2.815 (aprox.)
Posición:	Roja	Negra	
Nº de fabricación:	61M3744-3532	61M3879-3653	
Fecha de instalación:	17-05-2004	29-12-2004	
Horas totales de vuelo:	5.925 (aprox.)	6.827 (aprox.)	
Potencial remanente:	4.675 (aprox.)	3.773 (aprox.)	

1.6.6. Características del rotor principal

El rotor principal de este tipo de helicópteros tiene un diámetro de 18,90 m (62 ft) y está formado por cinco palas montadas en una cabeza giratoria, con el objeto de proporcionar la sustentación necesaria para el vuelo.

⁶ Con el objeto de distinguir las palas entre sí, cada posición en la cabeza del rotor tiene asignado un color, y a cada una de las palas se le asigna el color que corresponde a la posición en que está instalada.

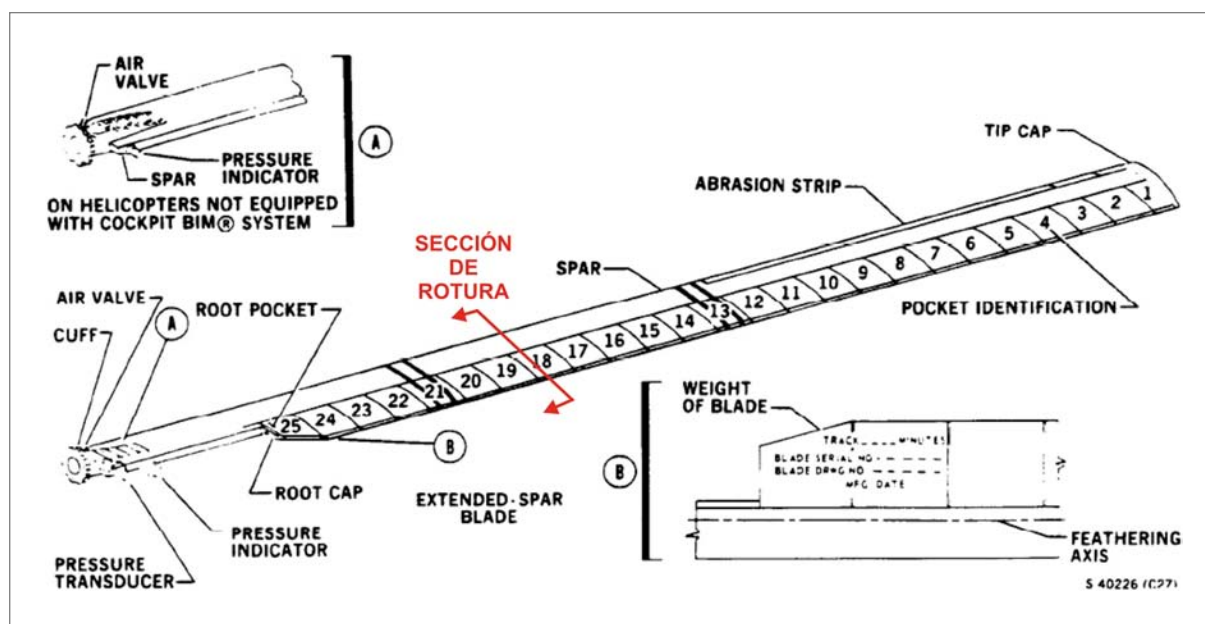


Figura 2. Esquema de una pala del rotor principal

Cada pala está formada por un larguero hueco de aleación de aluminio («spar»), que conforma el borde de ataque, 25 faldones de aluminio («pockets»), que conforman el borde de salida, dos elementos de cierre de aluminio, uno en la raíz («root cap») y otro en la punta («tip cap») de la pala, un elemento de acero en la raíz, para su unión a la cabeza del rotor («cuff»), y una tira de acero inoxidable («abrasion strip»), situada a lo largo del borde de ataque, para soportar la abrasión. Cada pala tiene una envergadura de 8,67 m (28,44 ft) y una cuerda de 463,55 mm (18,25 in).

El interior de los largueros de las palas contiene nitrógeno a baja presión; por lo que, en la raíz de cada pala hay una válvula de llenado y un indicador visual de presión denominado VBIM («Visual Blade Inspection Method»). Adicionalmente, este helicóptero disponía de un sistema denominado CBIM («Cockpit Blade Inspection Method»), consistente en sensores de presión que producen una indicación luminosa en la cabina de mando, en el caso de que la presión del nitrógeno en alguna de las palas descienda por debajo de la establecida, con el helicóptero en servicio.

1.7. Información meteorológica

1.7.1. Información suministrada a la tripulación

De acuerdo con la información suministrada por el Instituto Nacional de Meteorología, antes del inicio del vuelo, la tripulación del helicóptero solicitó la información meteorológica disponible en la Oficina Meteorológica del Aeropuerto de La Palma. Se les suministró la siguiente:

- Boletín con los informes meteorológicos sobre pronósticos de aeródromo (TAF) de los aeropuertos canarios.
- Boletín con los informes meteorológicos ordinarios de aeródromo (METAR) de los aeropuertos canarios.
- Mapas de vientos y temperaturas en los niveles de vuelo 050, 100 y 180.
- Mapa de tiempo significativo de bajo nivel (SWL).

1.7.2. *Condiciones reinantes*

Las condiciones meteorológicas a lo largo de la ruta prevista eran adecuadas para el vuelo que realizaba la aeronave; en general, había nubosidad abundante, formada por nubes bajas con base alrededor de los 3.500 ft, y vientos moderados del Norte al Noreste con rachas fuertes en zonas de montaña. En el Aeropuerto de Tenerife–Norte, el cielo estaba nuboso, el viento era del Noroeste, con una intensidad de 16 kt y rachas de hasta 28 kt, la humedad relativa era del 85% y la temperatura de 18 °C.

En las imágenes del satélite Meteosat 8 en alta resolución, se observaba la formación de ondas de montaña débiles a moderadas a sotavento de la cordillera de Anaga, situada en el extremo Noreste de la isla de Tenerife y orientada del Suroeste al Noreste. En el mar, esto daba lugar a zonas con ascendencias y descendencias al Sur de esta cordillera, en la costa Noreste de la isla.

1.8. **Ayudas para la navegación**

No afectan a este caso.

1.9. **Comunicaciones**

La tripulación de la aeronave mantuvo comunicaciones con las dependencias de control que se relacionan a continuación:

- Torre de Control del Aeropuerto de La Palma (GCLA TWR), en la frecuencia de 118.90 MHz, entre las 08.07:32 y las 08.22:07 h.
- Centro de Control de Área de Canarias (Canarias ACC – GCNB), en la frecuencia de 126.10 MHz, entre las 08.22:23 y las 08.41:31 h.
- Control de Aproximación del Aeropuerto de Tenerife–Norte (GCXO APP), en la frecuencia de 124.80 MHz, entre las 08.41:47 y las 08.58:07 h.

A continuación se describe el contenido de estas comunicaciones:

1.9.1. *Comunicaciones con la Torre de Control del Aeropuerto de La Palma*

Las comunicaciones con esta dependencia empezaron a las 08.07:32 h, cuando la aeronave solicitó permiso para la puesta en marcha de los motores; se le concedió el permiso solicitado y se le suministró la información meteorológica disponible.

A las 08.14:39 h la tripulación del helicóptero informó de que estaban listos y se le dieron las instrucciones para el despegue y la salida hacia Las Palmas.

La aeronave recibió autorización para el despegue a las 08.18:56 h y fue transferida al Centro de Control de Área de Canarias a las 08.22:07 h, cuando sobrevolaba el punto E a 1.000 ft de altitud.

1.9.2. *Comunicaciones con el Centro de Control de Área de Canarias*

Poco después de ser transferida, a las 08.22:23 h, la tripulación del helicóptero se puso en contacto con esta dependencia. Se le informó de que estaban en contacto radar para seguimiento, la tripulación informó sobre sus intenciones de acuerdo con el plan de vuelo presentado, se le pidió que notificara cuando se encontrara a 10 NM del Aeropuerto de Tenerife-Norte y acusó recibo de esto.

A las 08.41:31 h fue la propia dependencia de control la que se puso en contacto con la aeronave para transferirla a la dependencia de Control de Aproximación del Aeropuerto de Tenerife-Norte.

1.9.3. *Comunicaciones con la dependencia de Control de Aproximación del Aeropuerto de Tenerife-Norte*

La aeronave se puso en contacto con esta dependencia a las 08.41:47 h. Una vez informada de que no había tráfico visual notificado en su ruta, de la pista en servicio y el QNH en este aeropuerto, se le instruyó para que notificara en el punto W; en ese momento, la tripulación pidió autorización para proceder directo al punto N y rodear la isla de Tenerife por el Noreste; la obtuvo y confirmó que volaba en curso al punto N.

A las 08.58:07 h la tripulación fue informada de que no había tráfico visual notificado entre los puntos N y E, y acusó recibo de la misma.

Diez minutos más tarde, a las 09.08:47 h, la tripulación del helicóptero fue requerida para notificar alcanzando el punto E y no respondió.

1.10. Información de aeródromo

No afecta a este caso.

1.11. Registradores de vuelo

1.11.1. *Registrador de voces en cabina (CVR)*

El helicóptero tenía instalado un Registrador de Voces en Cabina (CVR) de la marca Fairchild, modelo A-100, número de parte (P/N) 93-A100-31 y número de serie (S/N) 6699, alojado en la sección posterior del fuselaje.

Este equipo disponía de cuatro canales de grabación con capacidad para registrar de forma continua los sonidos correspondientes, al menos, a los últimos 30 minutos de funcionamiento de la aeronave.

Como se indica en 1.15, este equipo se mantenía en su posición cuando los restos recuperados el día en que ocurrió el accidente llegaron a puerto y, una vez comprobado que no había sufrido daños aparentes, se desmontó y preservó sumergido en agua dulce.

La información grabada en este equipo se extrajo en el laboratorio de registradores del Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'aviation civile (BEA), organismo responsable de la investigación de accidentes e incidentes de aviación civil en Francia. Se obtuvieron cuatro canales de sonido con una duración de 32:12 minutos, que se grabaron en soporte comercial para su posterior transcripción, estudio y análisis.

Tres de los canales contenían la grabación de los sonidos procedentes de:

- Micrófono de ambiente.
- Micrófono y auriculares del puesto del piloto al mando.
- Micrófono y auriculares del puesto del copiloto.

El otro canal estaba en blanco, debido a que el helicóptero no estaba cableado para grabar sonidos en él.

1.11.1.1. Conversaciones y sonidos grabados en el CVR

Las conversaciones y sonidos grabados en el CVR se escucharon y transcribieron en instalaciones de la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil (CIAIAC), por personal de la misma y con el apoyo de dos especialistas de la flota S-61N del operador del helicóptero. Una vez se dispuso de la transcripción del CVR, se sincronizó con las correspondientes a las grabaciones de las comunicaciones y con la traza radar, registradas en las distintas dependencias de control que intervinieron en el vuelo.

La grabación empezaba a las 08:35:13 h, cuando habían transcurrido 16 minutos desde el despegue del Aeropuerto de La Palma, y terminó a las 09:07:25 h, cuando el equipo dejó de recibir corriente eléctrica, como probable consecuencia del impacto del helicóptero con la superficie del mar.

El canal correspondiente al micrófono de ambiente contenía ruidos procedentes de los motores y elementos mecánicos de la aeronave; no se distinguían en él las conversaciones y sonidos del interior de la cabina.

Los canales correspondientes a los micrófonos y auriculares de los puestos del Piloto al Mando y del Copiloto, contenían las mismas conversaciones y sonidos, captados por distintos micrófonos. La calidad de la grabación era suficientemente buena en ambos, lo que permitió su audición sin necesidad de un proceso previo de limpieza del sonido.

Estos canales contenían conversaciones mantenidas entre los dos miembros de la tripulación, el mecánico y uno de los pasajeros, y las comunicaciones con las dependencias de control, de esta y otras aeronaves. En líneas generales, todo transcurrió con normalidad hasta que, a falta de 4,5 segundos para el final de la grabación, se produjo un fuerte incremento en el ruido de fondo, que se mantuvo hasta el final y no permitió seguir escuchando las conversaciones y sonidos en cabina.

Finalmente, en lo que se refiere a posibles problemas técnicos en la aeronave, cabe reseñar que, a las 08:41:27 h, el piloto al mando comentó: «Ves, llevamos BIM PRESS»⁷, sin que respondiera alguien ni se realizaran comentarios al respecto a lo largo de todo el vuelo.

1.11.1.2. Análisis espectral de la grabación del CVR

Se realizaron estudios de las frecuencias correspondientes a los ruidos grabados en el CVR, con el objeto de identificar los elementos rotatorios del helicóptero que podrían haberlos producido y determinar sus condiciones de funcionamiento, a partir de las posibles variaciones en las frecuencias asociadas. Uno de los estudios se realizó en el laboratorio de registradores de vuelo del National Transportation Safety Board (NTSB), organismo responsable de la investigación de accidentes e incidentes de los distintos medios de transporte en los Estados Unidos, con el apoyo del fabricante de la aeronave; los resultados de ese estudio se confirmaron con otro estudio realizado en el Departamento de Acústica e Imagen del Servicio de Criminalística de la Guardia Civil, en lo que a las características de la grabación, frecuencias identificadas y variaciones de las mismas se refiere.

⁷ Indicación de baja presión del nitrógeno contenido en el interior de alguna(s) de las palas del rotor principal.

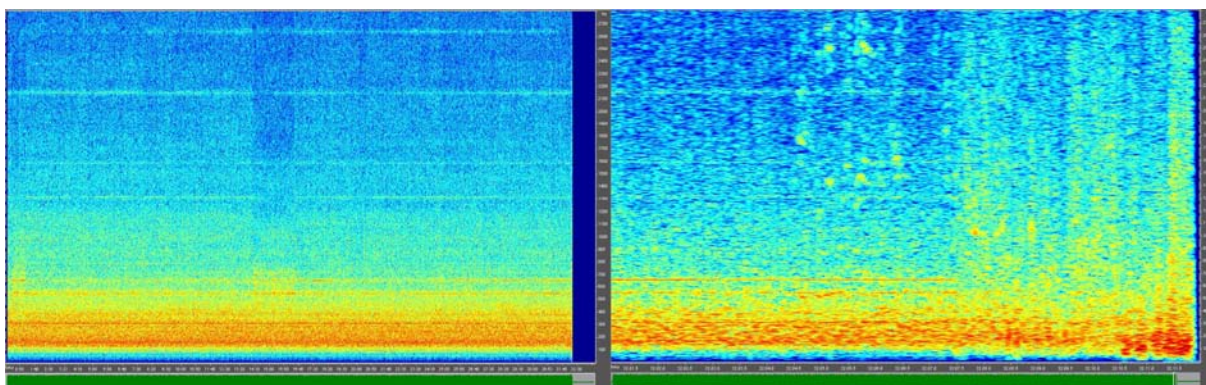


Figura 3. Espectro del canal de ambiente. Completo y 11 segundos últimos

En el canal correspondiente al micrófono de ambiente se identificaron las frecuencias y armónicos correspondientes a la corriente alterna en la aeronave y los generados por el giro en condiciones normales de funcionamiento de los elementos siguientes:

- Rotor de cola.
- Generadores de los tacómetros de las turbinas de potencia.
- Eje de transmisión de alta velocidad.
- Bomba hidráulica.
- Engranaje del mástil del rotor principal, en el planetario de la caja de transmisión principal.

Dichas señales se mantuvieron uniformes a lo largo de todo el vuelo, hasta que, igual que ocurrió con las conversaciones y sonidos, a falta de 4,5 segundos para el final de la grabación, desaparecieron de forma instantánea y se produjo un fuerte incremento en el ruido de fondo, que se mantuvo hasta el final de la grabación. En estas condiciones, no fue posible establecer la posibilidad de algún posible fallo en elementos mecánicos fundamentales del helicóptero.

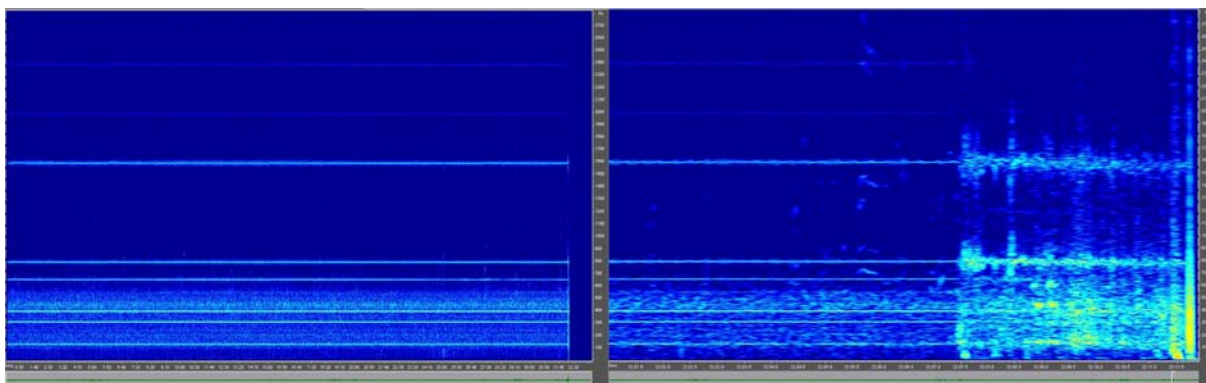


Figura 4. Espectro del canal en blanco. Completo y 11 segundos últimos

En el laboratorio del NTSB se analizó además el espectro del canal en blanco, buscando las frecuencias correspondientes al ruido eléctrico. Se encontraron prácticamente las mismas frecuencias y, en todo caso, las mismas variaciones en ellas que en el canal correspondiente al micrófono de ambiente. El hecho de haber encontrado frecuencias correspondientes a señales acústicas, tales como la producida por el giro del engranaje del mástil del rotor principal, en un canal que no estaba preparado para grabarlas, aunque no es habitual, se da con relativa frecuencia y se explica como consecuencia de acoplamientos electrónicos o interferencias producidos por el giro de estos elementos en cables que pasan cerca de ellos.

El estudio de los 4,5 segundos últimos en este canal tampoco permitió obtener información válida para establecer la posibilidad de algún posible fallo en elementos mecánicos fundamentales del helicóptero.

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

1.12.1. *Restos del helicóptero localizados y recuperados*

Como se detalla en 1.15, el mismo día en que ocurrió el accidente se recuperaron elementos que se encontraron flotando en el mar, entre los que se incluyen la sección posterior del fuselaje del helicóptero y elementos de la estructura de la parte inferior central del fuselaje.

Asimismo, como resultado de la búsqueda realizada entre los días 1 y 8 de septiembre de 2006, en el fondo del mar se encontraron trozos de elementos ligeros procedentes de todas las zonas no recuperadas del fuselaje del helicóptero (salvo de la sección de cola), trozos de cuatro de las cinco palas del rotor principal y parte de la documentación del helicóptero.

Los restos del helicóptero recuperados, pueden dividirse en tres grupos: Documentación, estructura y palas del rotor principal. A continuación se considera cada uno de ellos.



Figura 5. Restos recuperados, en el Puerto de Tenerife

1.12.1.1. Documentación

En el fondo del mar se localizó y recuperó el Registro Diario de Mantenimiento (DMR) de la aeronave. En su interior se encontraron los documentos correspondientes del operador pero, en lo que se refiere a los partes diarios, sólo se encontraron los cuatro ejemplares, doblados en cuatro partes, del correspondiente al vuelo realizado el día 6 de julio de 2006, entre los aeropuertos de Jerez y Las Palmas; el resto, debido a las características del papel y al tiempo que estuvieron sumergidos, se deshicieron al mover el libro en el agua cuando fue recuperado.

En el parte encontrado figura solamente una anomalía anotada por el mecánico en la inspección prevuelo de mantenimiento realizada en Jerez: El fallo de un transmisor-receptor de radar, que había sido sustituido.

1.12.1.2. Estructura

Como ya se ha indicado, el mismo día en que ocurrió el accidente, se recuperaron elementos entre los que se incluyen la sección posterior del fuselaje del helicóptero y elementos de la estructura de la parte inferior central del fuselaje.

Además, en el fondo del mar se encontraron trozos de elementos ligeros procedentes de todas las zonas no recuperadas del fuselaje del helicóptero, salvo de la sección de cola.



Figura 6. Restos encontrados en el fondo del mar

1.12.1.3. Palas del rotor principal

Todos los trozos encontrados de cuatro de las cinco palas del rotor principal del helicóptero, correspondían a la parte más próxima a la unión de la respectiva pala a la cabeza del rotor.

En cuanto a las secciones por las que estaban partidas se refiere, tres de ellas presentaban roturas de características similares en los dos extremos, habiéndose separado todas de la cabeza del rotor por rotura de las propias palas en secciones próximas a sus respectivas uniones a esta, mientras que la cuarta de ellas se había separado de su elemento de unión a la cabeza del rotor por rotura de los tornillos de sujeción a este. De las tres palas mencionadas, se recuperaron dos de los primeros trozos, que tenían unas longitudes aproximadas de 4,5 y 5,5 m y no se recuperó el tercer trozo. El cuanto al cuarto trozo, perteneciente a la cuarta pala, tenía una longitud aproximada de 3,8 m.



Figura 7. Palas del rotor principal recuperadas

Se comprobó que las roturas de los largueros de los dos primeros trozos de pala eran de carácter estático; por sus características similares, a la vista de las imágenes captadas por el ROV (mini-submarino operado por control remoto), se consideró que las del tercer trozo, no recuperado, también lo eran. En consecuencia, se considera que las roturas de estas tres palas se produjeron por impacto de las mismas con el agua, con gran energía aplicada.

En lo que se refiere al larguero del cuarto trozo de pala, se comprobó que en la única sección de rotura que tenía presentaba características de haberse iniciado de forma progresiva.

En el esquema de la figura 2 se indica la posición de dicha sección de rotura, situada en el faldón n.º 18, a 112,3 mm de distancia de su límite con el n.º 19.



Figura 8. Extremos del trozo recuperado de la pala «negra»

1.12.2. Impacto del helicóptero con el agua

Las roturas que presentaban la sección posterior del fuselaje del helicóptero y los elementos de la estructura de la parte inferior central del mismo, indican que la aeronave entró en contacto con la superficie del agua en actitud de picado y alabeo a la derecha, muy pronunciados ambos.

Asimismo, la rotura posterior que presentaba dicha sección, indica que la cola se desprendió del fuselaje como todo un conjunto, plegándose a la derecha en primer lugar, girando a la izquierda, alrededor del eje longitudinal del helicóptero, después, y cayendo definitivamente en vertical.

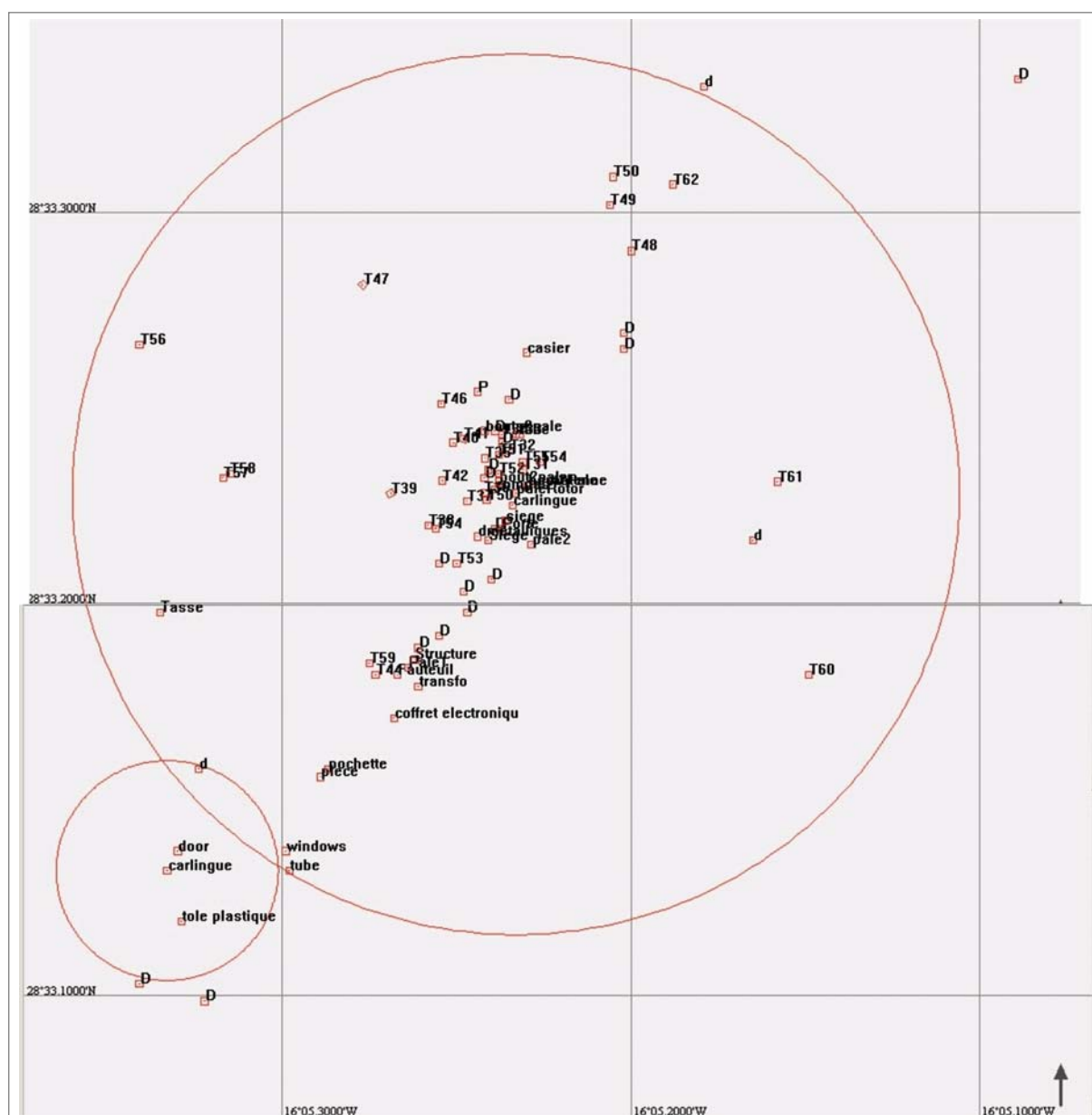


Figura 9. Distribución de los restos localizados en el fondo del mar

Finalmente, los trozos de elementos ligeros procedentes de todas las zonas no recuperadas del fuselaje del helicóptero, salvo de la sección de cola, encontrados en el fondo del mar, indican que el contacto de la aeronave con la superficie del agua se produjo con gran violencia y que, como consecuencia de esto, la estructura de la cabina de mando y las secciones delantera y central del fuselaje, prácticamente se desintegraron.

1.13. Información médica y patológica

1.13.1. *Piloto al mando*

De los restos del piloto al mando del helicóptero sólo se recuperó la parte superior del cuerpo, seccionado completamente por el abdomen, a nivel infraumbilical.

Además de esta sección completa, el cadáver presentaba una contusión cráneo-facial frontal producida con gran violencia, y una sección parcial anterior en el tórax que abarcaba desde la parte superior del hombro derecho hasta la parte inferior de la axila izquierda y comprendía tanto la piel como las estructuras anatómicas de la cavidad torácica.

El informe sobre la autopsia realizada al cadáver del piloto al mando de la aeronave establece que falleció por shock traumático consecuente a lesiones que podían haberse producido por un mecanismo de contusión frontal junto al efecto cortante de las aspas del helicóptero, seccionando el cuerpo a dos niveles, una hemisección anterior a nivel torácico y una sección completa a nivel infraumbilical.

1.13.2. *Pasajeros*

Los informes sobre las autopsias realizadas a los cadáveres de los cuatro pasajeros de la aeronave establecen que fallecieron por shock traumático consecuente a lesiones producidas por un mecanismo de precipitación desde gran altura e impacto frontal con gran violencia.

1.14. Incendios

No se produjo incendio.

1.15. Aspectos de supervivencia

1.15.1. *Búsqueda y salvamento*

La última comunicación del helicóptero se produjo a las 08.58:07 h con la dependencia de control de aproximación del Aeropuerto de Tenerife-Norte; en ese momento, el radar

mostraba al helicóptero volando de Oeste a Este, 12 NM al Norte de este aeropuerto, con una altitud de 600 ft y una velocidad de 120 kt. A las 09.00:14 h, su eco desapareció de la pantalla del radar, en una zona en que este no tiene cobertura a dicha altitud de vuelo, y no volvió a aparecer.

Diez minutos más tarde, a las 09.08:47 h, la tripulación del helicóptero fue requerida por la misma dependencia para notificar alcanzando el punto E y no hubo respuesta. Lo mismo ocurrió cuando lo intentó de nuevo a las 09.10:34 h y, al no obtener respuesta, lo intentó en otras frecuencias y pidiendo a otras aeronaves en la zona que hicieran de relé, con el mismo resultado.

Ante esta situación y de acuerdo con los procedimientos establecidos, la dependencia de control de aproximación del Aeropuerto de Tenerife-Norte preguntó a otras dependencias de control si tenían noticias del helicóptero, con respuesta negativa.

1.15.1.1. Búsqueda realizada por los Servicios de Búsqueda y Salvamento (SAR)

El Centro Coordinador de Salvamento (RCC) de Canarias recibió a las 09:37 h la primera comunicación por radio sobre la pérdida de contacto con la aeronave y el retraso en la llegada a su destino. Coincidiendo con esta comunicación, se empezaron a recibir en distintas dependencias de control comunicaciones de aeronaves que habían recibido a su vez la señal de una radiobaliza de emergencia.

La primera información concreta sobre el helicóptero se recibió a las 10:13 h en el centro de control del Puerto de Tenerife, cuando una embarcación de recreo informó de que había oído por radio a otra embarcación comunicar que un helicóptero había caído al agua en la zona de Las Manchas, al Noreste de la isla de Tenerife, y de que se dirigía hacia allí.

A partir de ese momento, se movilizaron medios aéreos y de superficie hacia esa zona; poco después se localizaron restos del helicóptero y de algunos de sus ocupantes, y se iniciaron las tareas de rescate, alrededor de las 10:30 h.

Como elementos importantes, en primer lugar se encontraron flotando los restos de los tres pasajeros y la sección posterior del fuselaje del helicóptero, esta última con una balsa salvavidas inflada dentro. Los tres cadáveres fueron recuperados y trasladados inmediatamente a tierra, mientras que la sección del fuselaje se aseguró para evitar que se hundiera, se inspeccionó por submarinistas, que encontraron en su interior el cadáver del mecánico, y fue trasladada más tarde al Puerto de Tenerife.

Cabe destacar que en la sección posterior del fuselaje se encontraba el alojamiento del Registrador de Voces en Cabina (CVR) y que este se mantenía en su posición cuando los restos recuperados llegaron a puerto. Una vez comprobado que no había sufrido

daños aparentes, se desmontó y se preservó sumergido en agua dulce para evitar en la medida de lo posible la corrosión producida por el agua del mar.

Durante el día en que ocurrió el accidente, se fueron encontrando restos de la aeronave y, a última hora de la tarde, el cadáver del piloto al mando, que fue rescatado alrededor de las 19:30 h.

La búsqueda por parte de medios asignados a los Servicios de Búsqueda y Salvamento se prolongó hasta el día 14 de julio y cubrió la franja correspondiente a la costa Este de la isla de Tenerife. No se pudieron localizar los restos del copiloto, al que se dio por desaparecido.

Con objeto de complementar los medios destinados a la búsqueda de los restos de la aeronave y de su copiloto, la compañía operadora del helicóptero había contratado los servicios de un buque oceanográfico equipado con sonda multihaz, sonar de barrido lateral y vídeo guiado desde la superficie, capaz de trabajar hasta una profundidad máxima de 300 m, y de un avión equipado para la búsqueda en superficie.

En la medida en que lo permitieron las condiciones meteorológicas y de manera coordinada con los Servicios de Búsqueda y Salvamento, estos medios se utilizaron entre los días 10 y 20 de julio.

En lo que a los restos del helicóptero se refiere, además de la sección posterior del fuselaje, se encontraron los siguientes elementos dignos de reseñar:

- El tren de aterrizaje principal, cuya pata izquierda se pudo recuperar con el flotador correspondiente.
- Un trozo de la parte inferior central del fuselaje, que incluía la parte correspondiente del piso de la cabina.
- Un trozo del piso de la cabina.
- Dos radiobalizas.
- Un chaleco salvavidas.
- Efectos personales de sus ocupantes.

Todos estos restos fueron trasladados también al Puerto de Tenerife. Posteriormente, todos los restos recuperados quedaron depositados en dependencias del Aeropuerto de Tenerife-Norte.

1.15.1.2. Búsqueda de los restos principales del helicóptero

Ante el resultado infructuoso de la búsqueda de los restos del helicóptero y en aras de la investigación técnica del accidente, se decidió realizar una búsqueda de los restos sumergidos utilizando medios adecuados para actuar a las profundidades de la zona en que se produjo el accidente.

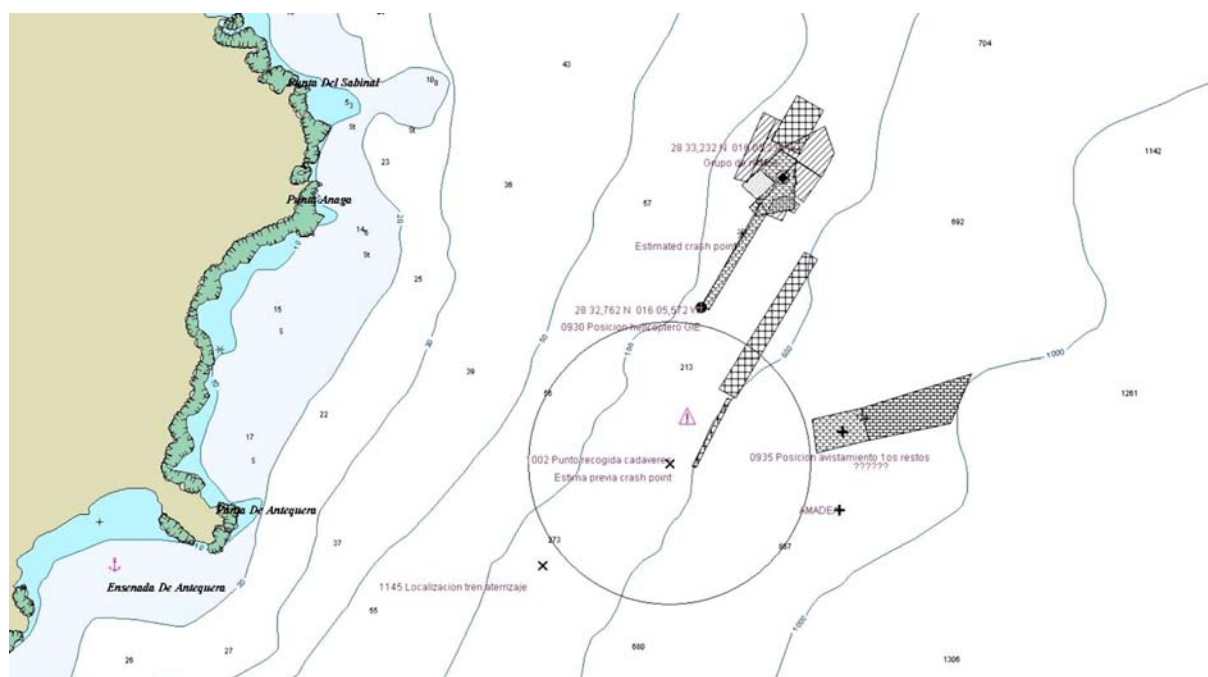


Figura 10. Zonas de búsqueda

Dicha búsqueda se realizó, bajo la supervisión de la CIAIAC, entre los días 1 y 8 de septiembre de 2006, utilizando un buque dotado con un mini-submarino operado por control remoto (ROV), sonar de barrido lateral y equipamiento de búsqueda y grabación, con capacidad para trabajar hasta 1.000 m de profundidad.

Debido a la orografía y las características de los fondos marinos en la zona, el sonar de barrido lateral resultó ser inútil para la búsqueda, por lo que esta debió realizarse exclusivamente con el ROV.

En cuanto a las zonas de búsqueda se refiere, se empezó por una establecida de acuerdo con la posición del impacto indicada por el testigo que vio caer el helicóptero al agua, con profundidades entre los 700 y 970 m. No se localizaron restos de tipo alguno.

Una segunda zona de búsqueda, se determinó en función de las posiciones en que se encontraron los cadáveres de los pasajeros y la sección posterior del fuselaje del helicóptero, con profundidades entre los 630 y 955 m. El resultado de la búsqueda fue también negativo.

En una tercera zona, establecida en relación con la posición en que se encontraron los primeros restos en superficie de la aeronave, con profundidades entre los 700 y 1.000 m, se encontraron restos del helicóptero distribuidos en una superficie aproximada de 500 x 350 m, el día 4 de septiembre.

Entre estos restos se encontraron cuatro trozos de palas del rotor principal y el Registro Diario de Mantenimiento (DMR) de la aeronave; aparte de estos elementos, en general, los restos encontrados consistían en trozos de elementos ligeros de la aeronave, sobre todo del revestimiento exterior del fuselaje, de elementos del interior de la cabina y de ventanillas, procedentes de todas las zonas no recuperadas del fuselaje del helicóptero.

Desde el momento en que se encontraron los primeros de estos restos y hasta el día 6, se localizaron todos los elementos, se documentaron y filmaron, se hizo un croquis con sus posiciones y se recuperaron tres trozos de palas, el DMR y una bolsa con efectos personales.

Una vez realizadas estas tareas, se continuó la búsqueda durante la tarde del día 6, y los días 7 y 8 de septiembre, ampliando la zona anterior. No se encontró nada más, por lo que no se dispone de los restos de las partes mecánicas y la cola, más pesadas, del helicóptero; tampoco fue posible localizar los restos del copiloto de la aeronave.

1.15.2. Supervivencia

Dadas las características del impacto del helicóptero con la superficie del mar, se considera que no había posibilidad de supervivencia para sus ocupantes.

1.16. Ensayos e investigación

1.16.1. Inspección de los restos de la aeronave

Como se detalla en 1.15.1.1, el mismo día en que ocurrió el accidente se recuperaron los restos del helicóptero que se encontraron flotando en el mar; entre ellos estaban la sección posterior del fuselaje del helicóptero y elementos de la estructura de la parte inferior central del fuselaje.

Todos estos restos se trasladaron al Puerto de Tenerife, donde se identificaron y documentaron; en cada uno de ellos se observaron y documentaron las roturas y deformaciones que presentaban, y se relacionaron las de unos elementos con otros. Este estudio permitió determinar que todas las roturas y deformaciones encontradas se habían producido como consecuencia de un impacto muy violento con el agua y que, en el momento del impacto, el helicóptero mantenía una actitud de picado y alabeo a la derecha, muy pronunciados ambos.

Asimismo, como se indica en 1.15.1.2, durante la búsqueda realizada entre los días 1 y 8 de septiembre de 2006, en el fondo del mar se encontraron trozos de cuatro palas del rotor principal y trozos de elementos ligeros del fuselaje del helicóptero; todos estos elementos se documentaron y se recuperaron tres de los trozos de las palas.

El estudio de la documentación gráfica obtenida durante esta búsqueda permitió determinar que los trozos de elementos ligeros encontrados procedían de todas las zonas no recuperadas del fuselaje del helicóptero, salvo de la sección de cola.

Tanto los restos recuperados el día en que ocurrió el accidente y que se habían trasladado inicialmente al Puerto de Tenerife, como los trozos de tres palas que se recuperaron del fondo del mar, se depositaron en un hangar del Aeropuerto de Tenerife-Norte.

Del trozo de pala recuperado correspondiente a la pala «negra» del helicóptero, se cortó un trozo del larguero, de unos 100 mm de longitud y que incluía la sección de fractura que presentaba características de rotura progresiva. Este trozo se envió para su estudio a los laboratorios del Área de Materiales Metálicos del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial «Esteban Terradas» (INTA). Posteriormente, el NTSB de los EE.UU. pidió que se le enviara, y se le envió, este trozo, con objeto de realizar estudios adicionales en sus laboratorios con la colaboración del fabricante del helicóptero.

1.16.2. Estudio de la sección de rotura de la pala «negra» del rotor principal

1.16.2.1. Estudio realizado en el INTA

Se realizó un estudio de las características de la sección de rotura que presentaba el larguero de la pala «negra», en el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial «Esteban Terradas» (INTA).

En general, toda la superficie de dicha sección estaba afectada por corrosión, producida por haber estado alrededor de dos meses sumergida en el mar.

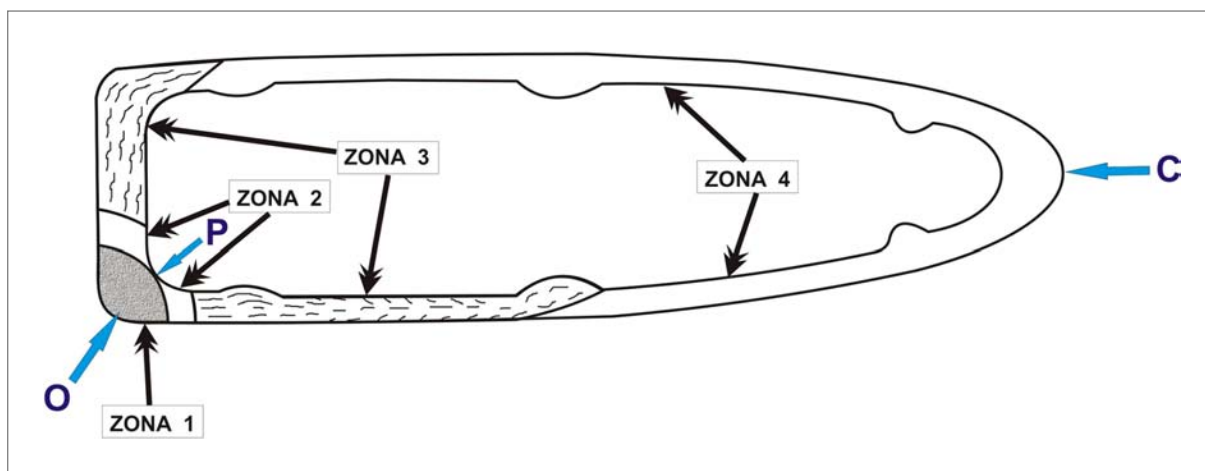


Figura 11. Zonas de la superficie de fractura

Con referencia al esquema de la figura 11, se distinguían cuatro zonas diferenciadas en la superficie de fractura:

- Zona 1:

Presentaba caracteres típicos de rotura progresiva, con origen en O, desarrollada por el mecanismo de fatiga.

La superficie exterior del larguero alrededor de O estaba afectada por corrosión concentrada, con mayor intensidad que en la superficie de fractura. Esto no permitió obtener más información sobre el origen del proceso de fatiga.

- Zona 2:

Presentaba características macrofractográficas que no permitían, en principio, establecer el micromecanismo de rotura, mientras que presentaba caracteres microfractográficos consecuencia de una rotura dúctil producida por sobrecarga estática de tracción.

- Zona 3:

Con una textura rugosa direccional, presentaba características macrofractográficas típicas de rotura frágil por sobrecarga estática de tracción y microfractográficas típicas de rotura dúctil por sobrecarga estática de tracción. Estas características indican que la rotura en esta zona se había producido por sobrecarga estática de tracción, con una gran velocidad de aplicación (con o sin efecto de impacto).

- Zona 4:

Comprendida por dos biseles a 45°, unidos en C, presentaba características típicas de rotura dúctil producida por sobrecarga estática de tracción en placas de pequeño espesor.

Como resultado de dicho estudio, se determinó que la rotura de la pala en esta sección se había iniciado en la parte inferior de la pared trasera del larguero de la misma (punto O en el esquema de la figura 11), se había propagado por el mecanismo de fatiga, y se había desarrollado y consumado por sobrecarga estática de tracción.

La zona que presentaba características de rotura progresiva producida por el mecanismo de fatiga, se extendía por una superficie aproximada del 5% de la sección de la pala y afectaba prácticamente a todo el espesor de la pared del larguero de esta. En el borde que se abría hacia el interior de la pala, aparecía una franja de material, de aproximadamente 1 mm de espesor, que correspondía al labio de salida de rotura (punto P en el esquema de la figura 11).

En cuanto al inicio de la rotura por fatiga se refiere, se produjo en una zona cuya superficie había sufrido un aplastamiento durante la propagación de la grieta y un

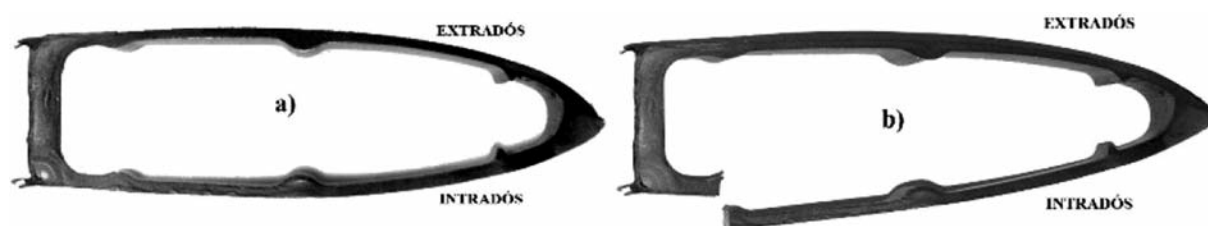


Figura 12. Sección de rotura, antes y después del corte

proceso de oxidación/corrosión posterior, en una muy pequeña extensión, que no permitieron obtener información sobre la existencia o no de un proceso previo al de corrosión, muy localizado, que hubiese podido actuar como factor en la iniciación del proceso de fatiga.

En lo que se refiere al material con el que se había fabricado el larguero de la pala, se comprobó que correspondía a una aleación de aluminio para forja EN AW 6061 en estado de tratamiento T6, acorde con las especificaciones del fabricante. El estado del material no presentaba anomalías, con la salvedad de que había tensiones residuales en el plano perpendicular a la envergadura de la pala, observadas al cortar la sección estudiada para obtener muestras (véanse fotografías en la figura 12); estas tensiones no pudieron influir en la rotura debido a que esta se produjo por esfuerzos paralelos a la envergadura de la pala.

1.16.2.2. Estudio realizado en el NTSB

Se realizó un estudio de las características de la sección de rotura que presentaba el larguero de la pala «negra», en el Laboratorio de Materiales del NTSB de los EE.UU., con la participación de un representante de Sikorsky Aircraft Corporation.

En este estudio, se comprobó que una porción de la superficie de fractura en el borde

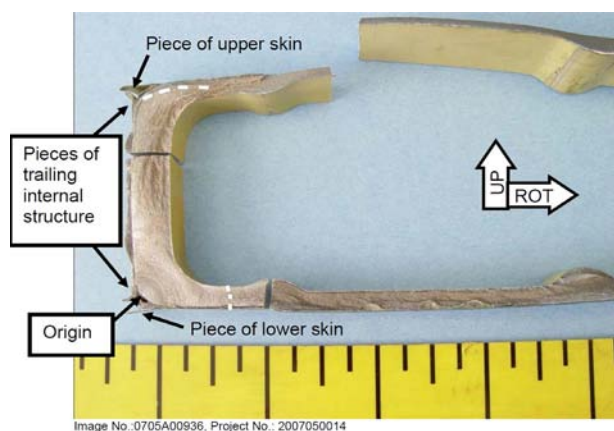


Figura 13. Sección con los límites de rotura por fatiga

de salida del larguero presentaba características relativamente planas en un plano perpendicular a su eje longitudinal, características consistentes con una grieta de fatiga. Se observaron líneas de detención de la rotura, también consistentes con una grieta de fatiga, con origen en la esquina inferior del borde de salida del larguero, como se indica en la figura 13; las características de una rotura por fatiga se extendían hacia arriba y hacia delante, hasta las líneas de trazos dibujadas en dicha figura.

En la imagen de la izquierda de la figura 14, puede observarse con detalle la zona de origen de la rotura; el origen estaba situado aproximadamente en el centro del arco que unía las superficies posterior e inferior del larguero. Se observó que había adhesivo (epoxy) en la superficie del larguero y que, aunque en este había un gran vacío próximo al origen, había adhesivo entre el vacío y la superficie del larguero. Como puede observarse en la imagen de la derecha de la figura 14, una vez eliminado el adhesivo en la zona de origen de la rotura, se encontró una picadura de corrosión rodeada por material más oscuro que en el resto de la superficie.

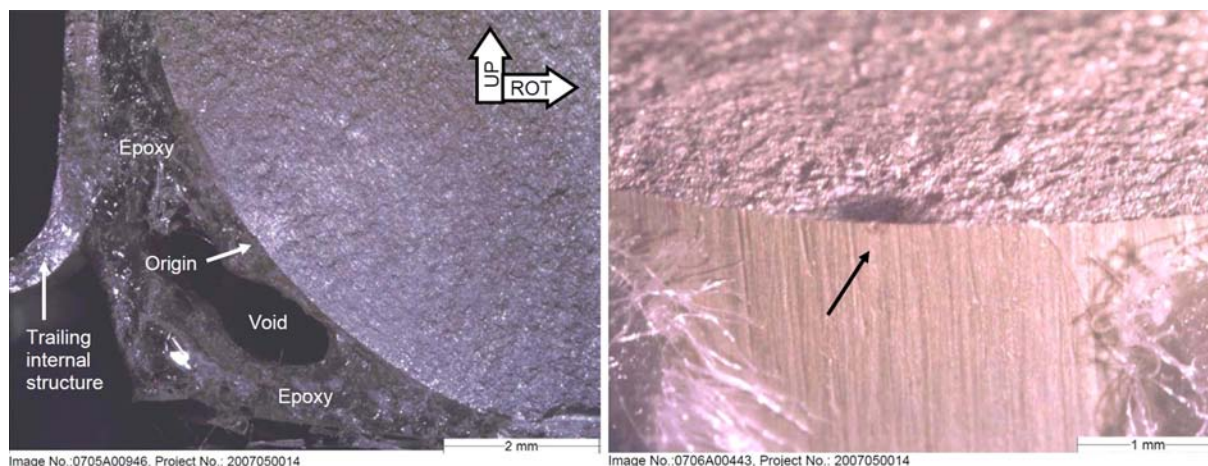


Figura 14. Zona de origen de la rotura

Para examinar la microestructura en la zona del origen, se cortó la pieza como se indica en la imagen de la izquierda de la figura 15 y se preparó para el examen. Como puede comprobarse en las imágenes del centro y la derecha de dicha figura, aunque no se observaron anomalías en el plano que cortaba la superficie de rotura, se encontró una pequeña picadura de corrosión próxima a ella y otra un poco más alejada.

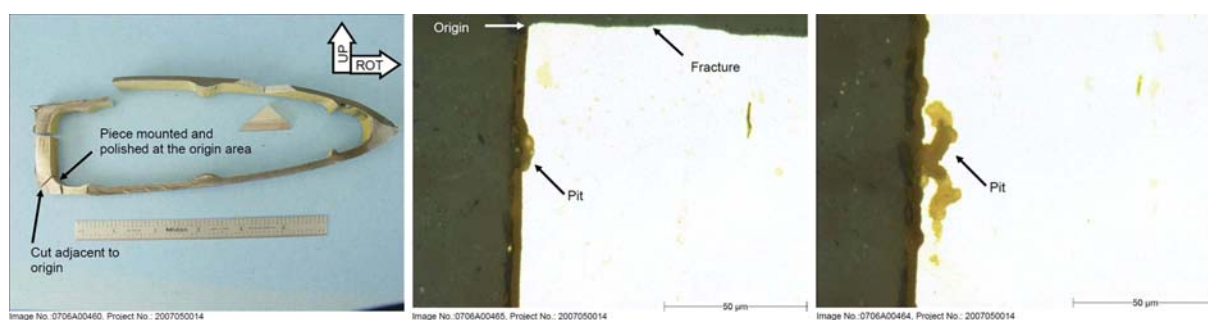


Figura 15. Estudio de la zona de origen de la rotura

En líneas generales, los resultados de este estudio apoyan la idea de que el proceso de fatiga se inició en una pequeña picadura de corrosión que no sería posible detectar en condiciones normales, excepto por la propagación de la grieta hasta una extensión que pudiera detectarse mediante el sistema BIM. No se detectaron defectos de fabricación en el material, ni marcas producidas por herramientas en trabajos de mantenimiento.

1.16.2.3. Discrepancias entre los dos estudios

Ante las discrepancias que se encontraron entre los dos estudios, en lo que a la extensión de la rotura que se había propagado por el mecanismo de fatiga se refiere, se pidió al NTSB que confirmara si en su laboratorio se habían encontrado características microfractográficas de fatiga en la parte de la sección de rotura en que su estudio concluía que se había propagado por este mecanismo y el estudio del INTA concluía que lo había hecho por sobrecarga estática de tracción con una gran velocidad de aplicación.

El laboratorio del NTSB respondió que la extensión de la zona que presentaba características de rotura por fatiga, indicada en la figura 13, se había basado en características macroscópicas. Estas características incluían un patrón de bandeo⁸ y un plano de fractura perpendicular a la superficie del larguero; el patrón de bandeo en particular es una clara indicación de crecimiento progresivo bajo cargas cíclicas. No se observaron características microscópicas que indicaran con claridad detenciones en la propagación, pero estas características podrían haber sido enmascaradas por la corrosión observada en la superficie.

Añadió que el hecho de que la propagación de la grieta había sido más rápida en las regiones identificadas como zonas 2 y 3 en el informe del INTA se pone de manifiesto por el incremento en la rugosidad de la fractura, pero el patrón de bandeo no es consistente con una sobrecarga estática. Algunas características microscópicas en estas zonas eran aparentemente de sobrecarga estática y, a veces, de crecimiento progresivo relativamente rápido; puede haber regiones de rotura rápida con características de sobrecarga estática separadas por bandas de crecimiento más lento con características típicas de fatiga.

Consultado de nuevo el INTA, se reafirmó en las conclusiones de su estudio e insistió en la necesidad de encontrar zonas con características microfractográficas de fatiga para poder afirmar que se trataba de una rotura que se había propagado por el mecanismo de fatiga.

Este criterio se transmitió al NTSB, que respondió manifestando su desacuerdo con él. Además, remitió una ampliación de su estudio incluyendo como adenda al mismo un estudio microfractográfico realizado sobre un trozo de la sección de rotura, correspondiente a la pared posterior del larguero y que incluía partes de las zonas 1, 2 y 3 del informe del INTA. En la figura 15 puede verse una fotografía de este trozo en la que se indican los puntos en que tomaron las imágenes microscópicas en que se basa el estudio.

⁸ La expresión «patrón de bandeo» corresponde a la traducción al castellano de la expresión «banding pattern» en inglés. En el informe del INTA se considera «textura rugosa direccional».

En este estudio se encontraron características microfractográficas consistentes con una rotura producida por el mecanismo de fatiga bajo esfuerzos de intensidad relativamente elevada, en aleaciones de aluminio, pero no se encontraron características específicas de fatiga. Asimismo, en él se consideraba que la oxidación, la corrosión o daños mecánicos pueden hacerlas desaparecer y se concluía que las características de la rotura en esa región no eran consistentes con una sobrecarga estática y sí eran consistentes con un mecanismo de rotura frágil como el de fatiga.

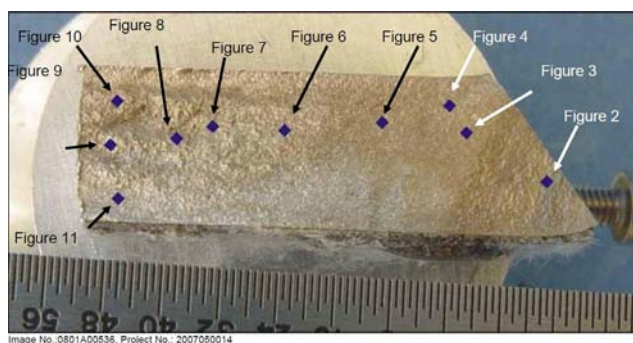


Figura 16. Trozo de la sección de rotura objeto del estudio adicional

Consultado de nuevo el INTA, respondió que, desde el punto de vista macrofractográfico, una rotura en un plano perpendicular al eje longitudinal de la pala no es, por sí solo, indicativo de una rotura por fatiga. En la bibliografía se pueden encontrar numerosas citas en las que una rotura que se inicia y propaga por el mecanismo de fatiga en un plano perpendicular a los esfuerzos que originan la rotura, se dispara en un momento determinado por sobrecarga estática siguiendo la rotura en el mismo plano.

En este caso concreto, en toda la superficie de rotura situada en un plano perpendicular al eje longitudinal de la pala, exceptuando la zona 1, de origen de fractura, no se apreciaban macroscópicamente líneas de detención de la rotura, indicativas de un avance progresivo de la misma.

La zona 3 presentaba una textura de tipo rugosa direccional que, al no cambiar la geometría, el espesor de la pieza ni, en principio, el estado de cargas que produjo la rotura de la pala, solamente puede ser achacable a un cambio del mecanismo de rotura; este mecanismo siguió actuando posteriormente y, al cambiar el espesor de la pieza, originó una superficie de fractura en planos de diferente inclinación respecto al eje longitudinal de la pieza. Además, la aparición desde el comienzo de esta zona de unos pequeños labios de salida, en bisel a 45°, que son mucho más acusados en el tramo correspondiente a la parte superior del larguero, apunta a una rotura por sobrecarga estática.

Desde el punto de vista microfractográfico, la superficie de fractura presentaba, en su estado de recepción, una fuerte corrosión generalizada, por lo que es evidente que el estado de deterioro superficial que presentaba la superficie, como consecuencia de la corrosión sufrida durante el periodo de inmersión en el mar, y unido al deterioro mecánico sufrido por la misma, dificultaba en gran medida la observación de la superficie original de fractura, ya que ésta podía estar totalmente enmascarada por la

capa de productos de corrosión y que solamente se pudiera apreciar el propio relieve de dicha capa.

En toda la superficie de rotura situada en un plano perpendicular al eje longitudinal de la pala, exceptuando la zona 1, de origen de fractura, no se llegaron a apreciar indicios de características microfractográficas de fatiga que, si bien podía ser consecuencia de la fuerte corrosión que presentaba la superficie, en cambio sí se llegaban a distinguir nítidamente características microfractográficas de deformación plástica en numerosas zonas de esta parte de la rotura. En la propia ampliación del estudio realizado por el NTSB aparecía una imagen que presentaba caracteres correspondientes a los típicos de una rotura final por sobrecarga estática.

A pesar de las discrepancias entre los dos estudios, los dos son coincidentes con que el proceso de rotura ha sido iniciado por un fenómeno de fatiga, seguido de una rotura estática final al haber alcanzado la grieta de rotura por fatiga su longitud crítica.

1.16.3. Separación de la pala «negra», de la cabeza del rotor principal

Como se ha expresado en 1.6.7, las palas del rotor principal tienen en su raíz un elemento de acero («cuff») mediante el que se unen a la cabeza del rotor. Este elemento está unido a la raíz del larguero de la pala mediante diez tornillos pasantes.

En las fotografías de la figura 17 se puede observar como partes de los tornillos permanecían en ocho de los orificios de paso de estos por el larguero de la pala «negra».



Figura 17. Vistas superior e inferior de la raíz de la pala «negra»

Los extremos de las partes de los tornillos que permanecían en sus alojamientos presentaban características de rotura por cizalladura, producida esta por el desplazamiento relativo entre los dos elementos que sujetaban la pala a su elemento de unión a la cabeza del rotor.

Las marcas encontradas en las superficies superior e inferior de la raíz de la pala indican que este desplazamiento relativo se había producido por una deceleración de la pala con respecto a la cabeza del rotor, que dio lugar a la cizalladura de los extremos de los tornillos y la posterior separación de esta, saliendo de su alojamiento.

1.16.4. Traza Radar

La información obtenida de los Servicios de Control del Tránsito Aéreo incluía datos y gráficos sobre la trayectoria del helicóptero tal y como la habían detectado las estaciones de radar que cubrían la ruta: Taborno, situado en la isla de Tenerife, y La Palma, situado en esta isla.

La primera posición de la aeronave se detectó poco después del despegue, a las 08.19:52 h, cuando se encontraba al Este del Aeropuerto de La Palma, en fase de ascenso, con una altitud aproximada de 300 ft y una velocidad de 50 kt. Su última posición se detectó a las 09.00:00 h, cuando la aeronave se encontraba al Norte del Aeropuerto de Tenerife-Norte, volando de Oeste a Este sobre el mar, con una altitud aproximada de 600 ft y una velocidad de 120 kt.

Con la información disponible, no fue posible conocer con exactitud el tramo final de la trayectoria del helicóptero ni la hora exacta a la que ocurrió el accidente, debido a

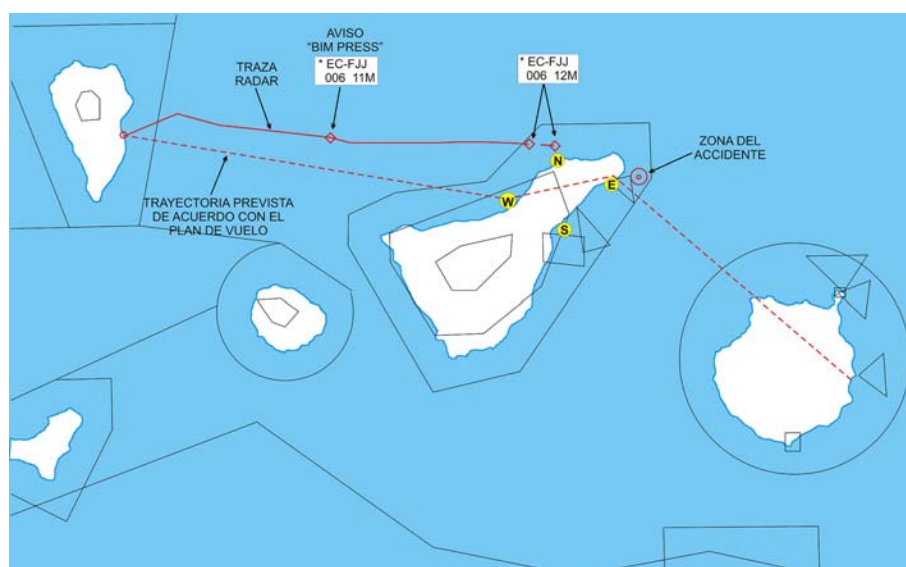


Figura 18. Traza Radar

que ninguno de los dos radares que recibían su señal tenía cobertura en esa zona, a la altitud de vuelo de la aeronave.

Por otra parte, se determinó la posición en que se encontraba la aeronave a las 08:41:27 h, cuando se grabó en el CVR la expresión «Ves, llevamos BIM PRESS», pronunciada por el piloto al mando. Esta correspondía al punto de coordenadas 28°37'13"N 17°01'57"W, prácticamente equidistante a los aeropuertos de La Palma y de Tenerife-Norte; en ese momento, el helicóptero volaba con una altitud aproximada de 600 ft y una velocidad de 110 kt, condiciones que mantuvo a lo largo de prácticamente toda la trayectoria registrada.

Cabe reseñar que las velocidades medidas por el radar tienen como referencia la superficie del terreno, o del agua en su caso («Ground Speed» – GS).

1.17. Información sobre organización y gestión

1.17.1. *La compañía operadora de la aeronave*

La compañía operadora de la aeronave, Helicópteros, S.A. (HELICSA), fue fundada el año 1965 y es el operador de helicópteros más antiguo de España. Comenzó su actividad prestando servicios de aplicaciones agroforestales, el año 1972 inició la prestación de servicios de asistencia a plataformas petrolíferas («Off-Shore») y el año 1991 empezó a prestar sus servicios para el Servicio de Salvamento Marítimo, actualmente denominado SASEMAR y adscrito al Ministerio de Fomento.

En el año 2006 la compañía pertenecía al grupo empresarial INAER, manteniendo su identidad propia. Actualmente, ha pasado a denominarse INAER HELICÓPTEROS OFF-SHORE, S.A.U. y presta Servicios de Búsqueda y Salvamento, de Vigilancia Aduanera y de Asistencia a Plataformas Petrolíferas.

En el momento en que ocurrió el accidente, HELICSA disponía de un Certificado de Operador Aéreo (AOC) y de una Autorización de Trabajos Aéreos, en los que estaba incluido el helicóptero accidentado. Entre las modalidades de trabajos aéreos autorizadas, figuraban los servicios relacionados con la prevención, lucha y extinción de incendios.

El Mantenimiento en Línea y Base de su flota de helicópteros Sikorsky S-61N lo tenía contratado con HISPACOPTER, S.L., Centro de Mantenimiento Aprobado Parte 145 perteneciente al mismo grupo empresarial que el operador.

En el momento del accidente, la Compañía operaba una flota de cinco helicópteros Sikorsky S-61N.

1.17.2. *La organización de Operaciones*

1.17.2.1. Estructura del Operador

De acuerdo con lo establecido en el Manual de Operaciones del operador vigente en la fecha del accidente (MBO – Edición n.º 2, Revisión n.º 1, aprobada por la DGAC el 16 de noviembre de 2004), la estructura general de la Compañía constaba de una Dirección General de la que dependían, por una parte, la Dirección de Calidad y el Departamento de Seguridad en Vuelo, y por otra parte, las Direcciones Financiera y Comercial; de la Dirección Financiera dependían las Direcciones de Operaciones y Técnica.

La Dirección de Operaciones incluía, por una parte, la Secretaría (responsable de la documentación técnica) y el Departamento de Formación, y por otra parte, las Subdirecciones de Operaciones de Búsqueda y Salvamento (SAR), de Asistencia a Plataformas Petrolíferas («Off-Shore»), de Vigilancia Aduanera (SVA) y de Servicios de Emergencias Sanitarias (HEMS) en las Islas Canarias y en la Península.

A su vez, la Dirección Técnica incluía, por una parte, la Secretaría y la Oficina Técnica (responsable de la gestión de la aeronavegabilidad) y, por otra parte, los Departamentos de Mantenimiento de Línea y de Base, los Talleres, y el Departamento de Planificación y Logística, responsables del mantenimiento y pertenecientes a la Organización de Mantenimiento Parte 145.

En cuanto a la Dirección de Calidad se refiere, como responsable del Sistema de Calidad adoptado por la compañía, disponía de los Departamentos de Aseguramiento de la Calidad en las Direcciones de Operaciones y Técnica, y en la Organización de Mantenimiento Parte 145, como parte de la Dirección Técnica.

1.17.2.2. Las tripulaciones

Las tripulaciones dependen de la Dirección de Operaciones y sus funciones se coordinan a través de las Bases Operativas del operador.

En general, las tripulaciones mínimas de los helicópteros pueden estar formadas por un Piloto al Mando (PAM) y un copiloto y, en su caso, un mecánico de Línea, un operador de grúa y los rescatadores/nadadores que se requieran.

En el caso que nos ocupa, el helicóptero se había destinado para el traslado de cuadrillas de extinción de incendios en la isla de La Palma, por lo que le había asignado una tripulación constituida por dos pilotos y un mecánico para su mantenimiento de línea.

De acuerdo con lo establecido en el Manual de Operaciones del operador, capítulo 1, apartado 1.4, entre las funciones y obligaciones del Comandante (PAM) se incluía el

«Ejercicio de la autoridad y aceptación de la responsabilidad relativas a la aeronave y su tripulación, a los viajeros y equipajes, a la carga y al correo desde el momento en que la tripulación se hace cargo de la aeronave para emprender el vuelo hasta que, finalizado este, se hace entrega de aquél a cualquier autoridad competente o al representante de la compañía que opera la aeronave»; asimismo, «será responsable de que la operación de esta se realice de acuerdo con el MBO de la compañía, el RCA y la Ley de Navegación Aérea» y «es responsable de la dirección del vuelo sin que pueda delegar en ningún miembro de la tripulación la decisión de aquellos casos en que exista algún riesgo o se tenga que actuar sin ajustarse a este MBO o al RCA».

Del mismo modo, en el apartado 1.5.2 de dicho manual, se establecía que las funciones y obligaciones del Mecánico de Línea consistían en «la serie de actividades que corresponden a las inspecciones prevuelo y postvuelo, repostaje de combustible según las indicaciones del PAM, reparaciones en vuelo, acomodo de pasajeros y/o carga y todas las que se le asignen en el MOM».

En el vuelo en que ocurrió el accidente, el mecánico no tenía misión a bordo, por lo que la tripulación mínima estaba formada por el Piloto al Mando (PAM) y el copiloto, viajando el mecánico como pasajero.

1.17.2.3. Control operativo

En el Manual de Operaciones del operador, capítulo 2, apartado 2.4, se define el Control Operativo como «la autoridad ejercida con respecto a la iniciación, continuación desviación o terminación de un vuelo» y, mediante él, se «prolonga la autoridad del Director de Operaciones en relación con la ejecución de los vuelos».

A estos efectos, se establecen «dos escalones»:

- a) Jefe de Base, y
- b) Comandante de la aeronave,

de manera que «cualquier incidencia que tenga lugar en la ejecución de la operación debe ser resuelta por el escalón más bajo de los dos que disponga de:

- a) Atribuciones delegadas.
- b) Medidas para ejecutar su decisión.»

1.17.2.4. Formación de los pilotos

En el Manual de Operaciones del operador, capítulo 5, apartado 5.4, se establecían los criterios para la formación (obtención y mantenimiento de las habilitaciones de tipo y

de compañía) de su personal, formación que se imparte de acuerdo con los criterios establecidos en el Manual de Entrenamiento (Parte D del MO), aprobado de acuerdo con la normativa aplicable en la fecha en que ocurrió el accidente, la «ORDEN FOM/381/2004, de 4 de noviembre, por la que se adoptan los requisitos conjuntos de aviación para las licencias de la tripulación de vuelo (JAR-FCL) relativos a las condiciones para el ejercicio de las funciones de los pilotos de los helicópteros civiles».

En lo que se refiere a las tripulaciones de la flota S-61N, la formación era impartida por la propia compañía. Al no disponer Helicsa de simulador de este helicóptero, las partes de la formación que se realizaban en simulador eran impartidas por la compañía noruega CHC Helicopter Services.

El programa de formación aplicable a los pilotos de la flota S-61N del operador, figuraba en su Manual de Instrucción, Apéndice 2, Anexo S61N, titulado «INSTRUCCIÓN PRÁCTICA S 61 N – OBTENCIÓN HABILITACIÓN DE TIPO – HELICÓPTEROS MULTIMOTORES MULTIPILOTO». Este programa coincidía con el que figuraba en el «Apéndice 2 al JAR-FCL 2.240 y 2.295 – Contenido del entrenamiento / prueba de pericia / verificación de competencia para ATPL / habilitación de tipo de helicópteros multipiloto».

De acuerdo con lo establecido en este programa, era necesario realizar entrenamiento práctico de todos los aspectos que contempla y demostrar la competencia en ellos, bien de puntos determinados obligatoriamente, bien de un número de ellos seleccionados entre los de una sección. Así, en la verificación del punto «3.4 Procedimientos anormales y de emergencia», se indicaba que «Se seleccionarán obligatoriamente un mínimo de 3 ítems de los comprendidos entre 3.4.1 a 3.5 inclusive».

1.17.2.4.1. Formación en Gestión de Recursos en Cabina (CRM)

En la fecha en que ocurrió el accidente, el explotador de la aeronave accidentada no impartía a sus pilotos formación en Gestión de Recursos en Cabina (CRM); en ese momento no era obligatorio para los operadores españoles de helicópteros y no tenía desarrollado el programa correspondiente.

La normativa aplicable actualmente, JAR-OPS 3, que exige este tipo de formación, fue publicada en España el día 21 de marzo de 2007, mediante el «REAL DECRETO 279/2007, de 23 de febrero, por el que se determinan los requisitos exigibles para la realización de las operaciones de transporte aéreo comercial por helicópteros civiles», y entró en vigor a los seis meses de su publicación.

No obstante, en esta normativa se establece que no es aplicable, entre otros casos, a helicópteros que realizan servicios SAR, ni a vuelos de lucha contraincendios («JAR-OPS 3.001 Aplicación»), por lo que la flota S-61N del operador está expresamente excluida

de su cumplimiento. Los helicópteros que intervienen en estos tipos de operaciones se consideran como aeronaves de Estado.

1.17.2.4.2. Habilitación de Piloto Agroforestal

Como se ha expresado en 1.17.2.2, el helicóptero había sido destinado para el traslado de cuadrillas de extinción de incendios en la isla de La Palma, por lo que se le había asignado una tripulación constituida por dos pilotos y un mecánico para su mantenimiento de línea.

Se ha comprobado que, de los dos pilotos asignados, el piloto al mando estaba en posesión de la Habilitación de Piloto Agroforestal, mientras que el copiloto no lo estaba. Aunque esto no afecta al vuelo en el que ocurrió el accidente en sí, podría haber afectado a la operación para la que se había asignado el helicóptero.

Consultado el operador de la aeronave al respecto, expuso:

- Salvo en el caso del S-61N, el resto de los helicópteros de la compañía están certificados para volar, en condiciones VFR, con una tripulación mínima de un piloto. Esto, unido al hecho de que la formación necesaria para la obtención de la Habilitación de Piloto Agroforestal no contempla la operación multipiloto, hace que ninguno de los copilotos de la compañía la tenga.
- Por otra parte, de acuerdo con sus procedimientos, el copiloto no actuaba contra el fuego; siempre lo hacía el piloto al mando.
- Además, en el caso que nos ocupa, la operación del helicóptero solamente contemplaba el traslado de cuadrillas y no la actuación directa contra el fuego.
- Por estos motivos, consideraba que sólo era necesario que el comandante tuviera la Habilitación de Piloto Agroforestal para cumplir los requisitos exigidos para la operación a la que se había destinado el helicóptero.

Por otra parte, la normativa aplicable en la fecha del accidente establece:

- REAL DECRETO 1684/2000, de 6 de octubre, por el que se establece la habilitación de piloto agroforestal:

Artículo 1. Establecimiento de la habilitación de piloto agroforestal.

1. Se establece la habilitación de piloto agroforestal, que será requisito imprescindible para el ejercicio de las atribuciones de los titulares de licencias de piloto de avión o helicóptero en las operaciones aéreas de carácter agroforestal en España.

...

Artículo 2. *Actividades de carácter agroforestal.*

A los efectos del apartado 1 del artículo anterior, se consideran actividades aéreas de carácter agroforestal las siguientes:

...

- i) Lucha contra incendios en montes, sembrados o pastizales.
- j) Vigilancia de las masas forestales sin carga o con carga para un primer ataque o con sensores remotos.

...

Artículo 4. *Requisitos para la obtención de la habilitación.*

- 1. Sin perjuicio de los requisitos que con carácter general sean exigibles, para obtener la habilitación de piloto agroforestal, el solicitante deberá acreditar el cumplimiento de los siguientes requisitos:

...

- b) Haber realizado, como piloto, un mínimo de 300 horas de vuelo.

...

No hay en este Real Decreto referencia alguna a operaciones realizadas con aeronaves certificadas para operar con una tripulación mínima de más de un piloto.

- RESOLUCIÓN de 5 de julio de 2002, de la Dirección General de Aviación Civil, modificada por la RESOLUCIÓN de 14 de agosto de 2002, de la Dirección General de Aviación Civil, por la que se establecen procedimientos operativos específicos para las operaciones de trabajos aéreos y agroforestales. Anexo 1:

B. Tripulación de vuelo.

- 1. Para poder actuar como miembro de la tripulación de vuelo de una aeronave que opera en trabajos aéreos o actividades agroforestales se deberá estar en posesión de lo siguiente:

...

- c) Habilitación de piloto agroforestal (en su caso) vigente.

...

No hay en esta Resolución referencia alguna a operaciones realizadas con aeronaves certificadas para operar con una tripulación mínima de más de un piloto.

A la que actualmente se ha añadido:

- ORDEN FOM/395/2007, de 13 de febrero, por la que se regula el proceso de formación para la habilitación de piloto agroforestal:

Artículo 2. *Acreditación de los requisitos para la obtención de la habilitación de piloto agroforestal.*

1. Con carácter previo a la realización del curso, los aspirantes acreditarán:

...

b) Haber realizado, al menos, trescientas horas de vuelo como piloto al mando de aviones o helicópteros...

No hay en esta orden referencia alguna a operaciones realizadas con aeronaves certificadas para operar con una tripulación mínima de más de un piloto.

1.17.2.5. El Registro Técnico de la Aeronave

El operador tiene establecido un documento, denominado Parte de Vuelo y Mantenimiento (PVM), en el que se reflejan las condiciones técnicas y operativas de la aeronave en relación con cada vuelo realizado, pudiendo registrarse hasta ocho vuelos en cada ejemplar; este documento está numerado para cada helicóptero y consta de tres copias, destinadas, respectivamente, al Departamento de Operaciones, al Departamento Técnico y a la propia aeronave como parte de su documentación.

En el Manual de Operaciones del operador, capítulo 8, apartado 8.1.9, se encuentran las instrucciones para su cumplimentación por el TMA (Responsable de mantenimiento) y el PAM (Comandante del helicóptero). En líneas generales, a cada uno de ellos le corresponde:

a) Responsable de mantenimiento:

- Antes del vuelo: Reflejar el estado de la aeronave y refrendarlo con su firma, anotar el combustible repostado y en los depósitos, reflejar la realización de la inspección prevuelo y refrendarlo con su firma, código y número de licencia, y anotar los datos correspondientes a la aeronave y los motores.
- Después de/los vuelo/s y al final del día: Anotar los datos correspondientes a la aeronave y los motores, comprobando que coinciden con los anotados por el PAM en los libros correspondientes, anotar las acciones tomadas ante los posibles defectos anotados por el PAM y, en su caso, cumplimentar el correspondiente parte de discrepancias. Una vez completado, deberá enviarlo por fax a la Oficina Técnica, situada en los servicios centrales de la compañía.

b) Comandante del helicóptero:

- Antes del vuelo: Comprobar el estado de la aeronave, de acuerdo con lo reflejado y refrendado por el TMA, y refrendarlo con su firma. En el caso de que el PAM haya realizado el repostaje de combustible y la inspección prevuelo, deberá rellenar las casillas correspondientes.

- Después de/los vuelo/s y al final del día: Anotar los datos correspondientes a los miembros de la tripulación, incluyendo, en su caso, el mecánico, el operador de grúa y los rescatadores, anotar los datos correspondientes a los vuelos realizados, a la aeronave y los motores, y los defectos observados, en su caso. Una vez completado, deberá enviarse por fax a la Secretaría de Operaciones, situada en los servicios centrales de la compañía.

A los jefes de las bases les corresponde enviar a los servicios centrales de la compañía, semanalmente, las copias de los partes destinadas a los departamentos de Operaciones y Técnico.

1.17.2.6. Admisión de pasajeros a bordo

En el Manual de Operaciones del operador, capítulo 8, apartado 8.2.2.2, se encuentran los criterios establecidos por el explotador para el embarque de pasajeros, en las operaciones de transporte aéreo comercial de pasajeros.

En dicho manual no se establecen los criterios de admisión a bordo de personas que no formen parte de la tripulación, en operaciones que no sean de transporte aéreo comercial.

Con carácter general, el operador aplica la Circular 03/90, de 7 de noviembre de 1990, sobre «Autorización de personas a bordo», dirigida por el Departamento de Operaciones a todas las Bases, en la que se expresa:

Una vez más, se recuerda que en los helicópteros que opera HELICSA, tanto en propiedad como de terceros, sólo están autorizados a subir a bordo personas:

1. Que pertenezcan a la empresa y estén directamente relacionadas con la operación.
2. Clientes implicados en la operación y/o personas debidamente autorizadas por el representante o delegado del cliente.

«Queda terminantemente prohibido subir a bordo a cualquier persona fuera de estos grupos.»

El Comandante de la aeronave es el responsable de cumplir y hacer cumplir estrictamente estas normas.

Aunque, como se ha indicado en el último párrafo de 1.17.2.4.1, la normativa JAR-OPS 3 no era aplicable en la fecha en que ocurrió el accidente, ni es aplicable actualmente a la flota S-61N del operador, cabe reseñar que, en el «Apéndice 1 al JAR-OPS 3.1045 Contenido del Manual de Operaciones», se establecen criterios sobre la admisión de

pasajeros a bordo en términos de que el operador garantizará que el Manual de Operaciones contenga en su apartado 8.7 los procedimientos y limitaciones para los vuelos no comerciales, incluyendo el tipo de personas que se podrá transportar en cada vuelo:

«8.7 Vuelos no comerciales. Procedimientos y limitaciones para:

- (a) Vuelos de entrenamiento;
- (b) Vuelos de pruebas;
- (c) Vuelos de entrega;
- (d) Vuelos ferry;
- (e) Vuelos de demostración; y
- (f) Vuelos de posicionamiento, incluyendo el tipo de personas que se podrá transportar en cada vuelo.»

En dicha norma no figuran las características ni los procedimientos y limitaciones correspondientes a cada uno de ellos, dejándolo al criterio del operador que propone el Manual de Operaciones y de la autoridad aeronáutica que lo aprueba.

Asimismo, en el denominado «PROCEDIMIENTO PARA LA OBTENCIÓN DE AUTORIZACIONES PARA REALIZAR TRABAJOS AÉREOS (AVIONES O HELICÓPTEROS)» de la AESA, actualmente en vigor, de marzo de 2009, figura como «ANEXO 2. Contenido del Manual de Operaciones de Trabajos Aéreos» (MO-T.A. Rev. 01/09). Su estructura es similar a la que figura en el «Apéndice 1 al JAR-OPS 3.1045 Contenido del Manual de Operaciones» (igual en el «Apéndice 1 al EU-OPS 1.1045») y contempla este aspecto en su apartado «8.6 Vuelos no comerciales», en los mismos términos que estas normas.

A modo de referencia, a continuación se reproduce el contenido del apartado correspondiente a este punto, extraído del Manual de Operaciones de Inaer Helicópteros, actualmente en vigor:

«8.8 Vuelos no remunerados: procedimientos y limitaciones

En la compañía se realizan vuelos que, al no ser facturados a terceros y por sus características, se les denomina “Vuelos No Comerciales” y son los siguientes:

- Vuelos de entrenamiento.
- Vuelos de pruebas.
- Vuelos de entrega.
- Vuelos “ferry”.
- Vuelos de demostración.
- Vuelos de posicionamiento.

El personal autorizado para ir a bordo en cada uno de estos vuelos, queda especificado en los puntos siguientes. Cualquier persona ajena a la compañía a

bordo de las aeronaves, deberá quedar registrada en el manifiesto de transporte que el comandante cumplimentará antes de cada vuelo.

8.8.1. *Vuelos de entrenamiento*

Los vuelos de entrenamiento son realizados para habilitar en un tipo de helicóptero a las tripulaciones, una vez finalizado el curso teórico del mismo. También se realizarán estos tipos de vuelo para renovar las habilitaciones de tipo o para aleccionar a los pilotos en una determinada clase de operación. Asimismo, se puede incluir en estos vuelos los realizados para inspeccionar y comprobar el grado de habilidad, entrenamiento y competencia de las tripulaciones.

El personal autorizado para este tipo de vuelos a bordo de la aeronave será únicamente la tripulación a entrenar y los instructores/examinadores autorizados.

8.8.2. *Vuelos de prueba*

Estos vuelos de prueba son realizados para comprobar la aeronavegabilidad de la aeronave y el buen estado de sus sistemas. Se incluyen en estos vuelos de prueba los de Certificación de la Aeronave para la concesión o renovación del Certificado de Aeronavegabilidad de la misma y que además sean exigidos por la Autoridad Aeronáutica.

Únicamente se permitirá la presencia a bordo en este tipo de vuelos, de la tripulación técnica (tripulación mínima de vuelo), del técnico o técnicos de mantenimiento que fueran necesarios, y cuando corresponda, el personal asignado por la Autoridad Aeronáutica.

8.8.3. *Vuelos de entrega*

Si para la aceptación o entrega de una aeronave fuera necesario realizar algún tipo de vuelo de prueba, se aplicará lo dispuesto en el punto 8.8.2.

En este tipo de vuelos, sólo se permitirá la presencia a bordo de la tripulación técnica (tripulación mínima de vuelo) y del técnico o técnicos de mantenimiento necesarios, así como el personal de la compañía y/o cliente que pueda ser asignado para su aceptación.

8.8.4. *Vuelos ferry*

Vuelos efectuados para el traslado de un helicóptero que sufra una avería que no le impida el vuelo, y que le permite dirigirse a un lugar para su reparación. Se incluyen en este concepto los vuelos realizados para importar un helicóptero.

Únicamente se permitirá la presencia a bordo en este tipo de vuelos, de la tripulación técnica (tripulación mínima de vuelo) y del técnico de mantenimiento mínimo, si fuera necesario.

8.8.5. *Vuelos de demostración*

Son los vuelos que se realizan para mostrar a un futuro cliente o a clientes actuales las características y performances de un modelo de helicóptero aplicado a una operación.

Estos vuelos serán realizados por la tripulación mínima requerida y únicamente podrán ir a bordo en su caso las personas autorizadas expresamente por el Responsable de Operaciones.

8.8.6. *Vuelos de posicionamiento*

Estos vuelos se realizan para posicionar el helicóptero en un punto para realizar un servicio, o una vez realizado el servicio, para volver al punto que la Compañía determine.

En este tipo de vuelos, únicamente irán a bordo de la aeronave la tripulación mínima, y en su caso, las personas expresamente aceptadas por el comandante y autorizadas por el Responsable de Operaciones.»

1.17.2.7. Normativa aplicable a las organizaciones de Operaciones

1.17.2.7.1. Normativa aplicable en el momento del accidente

Como se ha indicado en 1.17.1, en la fecha en que ocurrió el accidente, el helicóptero que lo sufrió estaba incluido en el Certificado de Operador Aéreo (AOC) y en la Autorización de Trabajos Aéreos del Operador; en ese momento, y desde el punto de vista de la operación, le eran aplicables la normativa nacional de carácter general y los procedimientos establecidos al respecto:

- Reglamento de la Circulación Aérea.
- RESOLUCIÓN de 5 de julio de 2002, de la Dirección General de Aviación Civil, modificada por la RESOLUCIÓN de 14 de agosto de 2002, de la Dirección General de Aviación Civil, por la que se establecen procedimientos operativos específicos para las operaciones de trabajos aéreos y agroforestales.
- Procedimiento para la obtención de autorizaciones para realizar Trabajos Aéreos, de la DGAC.
- Tripulaciones:
 - JAR FCL – 2 (tripulantes de helicópteros) y 3 (requisitos médicos).
 - Circular operativa 16 B (límites de tiempo de vuelo).
 - R.D. 1684/2000, de 6 de octubre, por el que se establece la habilitación de piloto agroforestal.

1.17.2.7.2. Normativa aplicable en la actualidad

Como se ha indicado en los últimos párrafos de 1.17.2.4.1, la normativa aplicable en la actualidad a las operaciones de helicópteros, con carácter general, es la JAR-OPS 3, que fue publicada en España el día 21 de marzo de 2007, mediante el «REAL DECRETO 279/2007, de 23 de febrero, por el que se determinan los requisitos exigibles para la realización de las operaciones de transporte aéreo comercial por helicópteros civiles», y entró en vigor a los seis meses de su publicación.

De esta normativa, cabe reseñar que en «JAR-OPS 3.035 Sistema de Calidad» y en «JAR-OPS 3.037 Programas de Prevención de Accidentes y Seguridad de Vuelo», se establece que el operador debe implantar el sistema y los programas correspondientes, bajo la supervisión de un responsable de calidad, y los requisitos que deben cumplir.

No obstante, como también se ha indicado, en esta normativa se establece que no es aplicable, entre otros casos, a helicópteros que realizan servicios SAR, ni a vuelos de lucha contraincendios («JAR-OPS 3.001 Aplicación»), por lo que la flota S-61N del operador está expresamente excluida de su cumplimiento. En consecuencia, a este tipo de operaciones le siguen siendo aplicables la normativa nacional de carácter general y los procedimientos establecidos, vigentes actualmente, al respecto:

- Reglamento de la Circulación Aérea.
- REAL DECRETO 1762/2007, de 28 de diciembre, por el que se determinan los requisitos relativos a la lista maestra de equipo mínimo y la lista de equipo mínimo, exigidos a las aeronaves civiles dedicadas al transporte aéreo comercial y a los trabajos aéreos⁹.
- RESOLUCIÓN de 5 de julio de 2002, de la Dirección General de Aviación Civil, modificada por la RESOLUCIÓN de 14 de agosto de 2002, de la Dirección General de Aviación Civil, por la que se establecen procedimientos operativos específicos para las operaciones de trabajos aéreos y agroforestales.
- Procedimiento para la obtención de autorizaciones para realizar Trabajos Aéreos, de la DGAC.
- Tripulaciones:
 - Parte 3 del JAR -FCL.
 - Circular operativa 16 B (límites de tiempo de vuelo).
 - R.D. 1684/2000, de 6 de octubre, por el que se establece la habilitación de piloto agroforestal.
 - O. FOM/395/2007, de 13 de febrero, por la que se regula el proceso de formación para la habilitación de piloto agroforestal.

⁹ Incorpora la enmienda 1 adoptada por las Autoridades Aeronáuticas Conjuntas (JAA) el 1 de agosto de 2005.

1.17.3. *La organización de Mantenimiento*

1.17.3.1. Estructura del Mantenimiento

Como se expuesto en 1.17.1, el operador tenía contratado el Mantenimiento en Línea y Base de su flota de helicópteros Sikorsky S-61N con un Centro de Mantenimiento Aprobado Parte 145 perteneciente a su mismo grupo empresarial.

En el Manual de Organización de Mantenimiento vigente en la fecha del accidente (MOM – Edición n.º 0, Revisión n.º 2, aprobada por la DGAC el 29 de junio de 2005), para los helicópteros del tipo S-61N, se establece que el Mantenimiento en Línea incluye todas las inspecciones contempladas en el Programa de Mantenimiento Aprobado (AMP – «Approved Maintenance Programme») de nivel inferior a las C (que deben realizarse cada 2.400 horas de vuelo ó 3,5 años de calendario, lo que se alcance antes) y el Mantenimiento en Base incluye la sustitución de componentes mayores, considerados como tales aquellos para cuya sustitución se requiere disponer de un sistema de grúa/polipasto y/o gatos.

De acuerdo con los procedimientos establecidos por el operador, a cada helicóptero se le asigna un TMA Certificador con cualificación de tipo S-61N, cuya misión es la de realizar las inspecciones de línea, contempladas en el AMP, necesarias para la puesta en servicio del helicóptero tal y como se establece en la Parte 145. Estas incluyen la Inspección Diaria (DMC – «Daily Maintenance Check») y la Inspección Previa al Vuelo (PFC – «Pre-Flight Check»).

En el MOM se definen unos Responsables en Base de Mantenimiento, en las localizaciones permanentes de los S-61N, ante los que responden en primera instancia los TMA Certificadores asignados a los distintos helicópteros. En el resto de las bases, el Responsable en Base del Mantenimiento es el TMA asignado a cada helicóptero.

Los Responsables de Base de Mantenimiento dependen, orgánica y funcionalmente, y en todo lo relacionado con el mantenimiento en línea de los helicópteros, de un Jefe de Flota. Los Jefes de Flota de los distintos tipos de helicópteros responden ante un único Jefe de Mantenimiento y este depende directamente del Director Técnico (dentro de la estructura del operador) / Responsable Parte 145 (dentro de la estructura de mantenimiento integrada en la del operador).

1.17.3.2. El control de registros técnicos de la aeronave

A continuación se reproduce la parte 2-2.14 del MOM, en la que se establecen cuales son los elementos que constituyen los registros técnicos del helicóptero y los procedimientos para su control:

2.14. Control de registros técnicos

Los registros técnicos fundamentales para la función de mantenimiento son:

- Libro de aeronave («Aircraft log Book»).
- Libros de motor («Engine log Book»).
- Fichas propias de equipos («Equipment log Card»).
- Listado de elementos con cumplimiento («Status List»).
- Informe de mantenimiento de recepción («Work Package»).

Únicamente el personal certificador relacionado en el Anexo A.1, está autorizado para efectuar las anotaciones o asentamientos en los libros de aeronave, motor y equipos.

Los procedimientos de control son los siguientes:

A) CONTROL DE LOS LIBROS DE AERONAVE, MOTOR Y DE FICHAS DE EQUIPOS

- Finalizado un trabajo de mantenimiento o reparación el Jefe de Flota o Taller (Responsable en Base del Mantenimiento en las bases) realiza la recopilación de datos necesarios para la cumplimentación de los registros técnicos, comprobando su absoluta veracidad antes de proceder a los asentamientos en dichos registros.
- El Jefe de Flota o Taller (Responsable en Base del Mantenimiento en las bases) efectúa los asientos en los registros correspondientes validándolos con su firma y sello personal.
- Se entregan estos documentos al personal de la Oficina Técnica para su comprobación y elaboración, con estos datos, del informe de mantenimiento o reparación.
- Finalmente, el Jefe de Flota o Taller (Responsable en Base del Mantenimiento) efectúa una verificación final de todos los registros técnicos antes de que pasen a formar parte de la documentación propia obligatoria de la aeronave.

B) CONTROL DE LISTADO DE ELEMENTOS CON CUMPLIMIENTOS («STATUS LIST»)

El desarrollo del Listado de Elementos con Cumplimiento lo realiza el personal de la Oficina Técnica en coordinación con el Jefe de Flota correspondiente mediante Programa informático propio del Centro de Mantenimiento, cuyas características generales se describen en el ANEXO A.6 de este Manual.

La única fuente para la elaboración de estos Listados de Elementos con Cumplimiento son los Manuales de Mantenimiento y los Programas de Mantenimiento originales de los distintos Fabricantes.

Las puestas al día de la documentación del Fabricante pueden implicar la revisión de los Listados de Elementos con Cumplimiento de las aeronaves afectadas que se encuentran en mantenimiento o reparación en el Centro o en las Bases.

El personal de la Oficina Técnica es responsable de aplicar dichas puestas al día al elaborar el Listado de Elementos con Cumplimiento según el procedimiento anterior.

C) INFORMES DE MANTENIMIENTO Y REPARACIÓN («WORK PACKAGE»)

Es un conjunto de documentos y registros asociados a tareas de mantenimiento. La asociación de estos documentos que conforman el «Work Package» (WP) se realiza de dos formas distintas, dependiendo si agrupa documentos de tareas de mantenimiento en línea o tareas de mantenimiento en base.

- El «Work Package» en línea queda conformado por todos aquellos documentos y registros asociados a tareas de mantenimiento que estén recogidas en una puesta en servicio de línea (Formato H8).
- El «Work Package» en base queda conformado por todos aquellos documentos y registros asociados a tareas de mantenimiento que están recogidas en una puesta en servicio de base (Formato H49).

El desarrollo, realización y archivo de los informes de mantenimiento y reparación («Work Package») se describe en los siguientes subapartados.

C.1) «Work Package» de línea:

Se genera directamente en la base de línea, donde se realizan las tareas de mantenimiento de línea según los cuadernos de mantenimiento y los cambios según los «status list».

Los trabajos anteriores se ponen en servicio en el Formato H8 (D.M.R. - Índice del «Work Package» de línea).

Una vez se cierra el Formato H8, estos son enviados por el Responsable en base de Mantenimiento al Centro de Mantenimiento principal¹⁰.

En el Centro de Mantenimiento se archiva el «Work Package» de línea en la Oficina Técnica (archivo temporal), una vez confirmados los trabajos y procesados. Cuando los registros van quedando obsoletos en el tiempo pasan al archivo definitivo (archivo general del Centro de Mantenimiento). Estos registros se archivan al menos 2 años, y bajo llave para evitar manipulaciones, en un lugar seguro a salvos del fuego, inundación y robo (contenedores metálicos) según AMC 145-55 (c) (1).

El «Work Package» de línea se archiva de la siguiente forma:

¹⁰ El documento correspondiente al Registro diario de mantenimiento (DMR) es similar al del Parte de vuelo y mantenimiento (PVM): Consta de tres copias, destinadas, respectivamente, al Departamento de Operaciones, al Departamento Técnico y a la propia aeronave. Asimismo, los ejemplares del DMR deben enviarse a los dos departamentos a que están destinados con los mismos criterios que los del PVM (véase 1.17.2.5. El Registro Técnico de la Aeronave).

- Los Formatos H8 (DMR) quedan recogidos en un archivador, conjunto por helicóptero, formándose un índice de puestas en servicio, documentos y registros de mantenimiento.
- Los cuadernos de inspección quedan recogidos en otro archivador por helicóptero de forma cronológica.
- Los cambios de componentes/tarjetas quedan recogidos en el «Log Book» de la aeronave con su ficha. Si el componente no tiene entidad para tener ficha de componentes la tarjeta quedará recogida junto al índice del «Work Package» de línea (Formato H8).
- Una vez procesado y archivado en la Orden de Trabajo, el «Work Package» queda cerrado. El procesar un «Work Package» implica:
 - Actualización del «Status List».
 - Actualización de fichas de helicóptero.
 - Actualización de fichas de motor.
 - Actualización horas helicóptero y motores.
 - Actualización master AD's.
 - Actualización master SB's.
 - Actualización master modificaciones.
 - Actualización master de revisiones de helicóptero y motores.

C.2) «Work Package» de base:

Se generan directamente en el Centro de Mantenimiento mediante la apertura de una Orden de Trabajo por el Jefe de Flota (véase procedimiento apto. 2.10.3).

Una vez finalizados estos trabajos el Jefe de Flota realiza la puesta en servicio dejando registro en el formato H49.

La Oficina Técnica con todos los documentos, registros asociados y la puesta en servicio H49 generan el «Work Package» de base que contiene:

- Puesta en servicio H49.
- Cuadernos de Inspección.
- «Master» de Directivas de Aeronavegabilidad y Boletines de Servicio a la entrada y salida de revisión.
- «Master» de revisiones del helicóptero actualizado.
- Hojas de trabajo adicional.
- Avisos, comunicaciones DGAC.

Toda esta documentación queda recogida en un único libro («work package» de base) que queda archivado en la Oficina Técnica. Cuando los registros van quedando obsoletos en el tiempo pasan al archivo definitivo (Archivo General del Centro de Mantenimiento). Estos registros se archivan al menos 2 años, y bajo llave para evitar manipulaciones, en un lugar seguro a salvo del fuego, inundación y robo (contenedores metálicos) según AMC 145-55 (c)(1).

Los registros propios de componentes («Log cards», «Form one», tarjetas) quedarán archivados de igual forma que en el caso del «Work Package» de línea.

Simultáneamente al cierre del «Work Package» en la Oficina Técnica, este ha de ser procesado de la misma forma que se ha expuesto en el «Work Package» de línea.

1.17.3.3. Normativa aplicable a las organizaciones de Mantenimiento

1.17.3.3.1. Normativa aplicable en el momento del accidente

Como se ha indicado en 1.17.1, en la fecha en que ocurrió el accidente, el helicóptero que lo sufrió estaba incluido en el Certificado de Operador Aéreo (AOC); en ese momento, y desde el punto de vista del mantenimiento, le era aplicable el *REGLAMENTO (CE) 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.*

En esta normativa se establecen los requisitos para el mantenimiento de la aeronavegabilidad (Parte M – Anexo I al reglamento), para la aprobación de organizaciones de mantenimiento (Parte 145 – Anexo II al Reglamento), para el personal certificador (Parte 66 – Anexo III al Reglamento) y para las organizaciones de formación (Parte 147 – Anexo IV al Reglamento).

De esta normativa, cabe reseñar que en «M.B. 303 Supervisión del Mantenimiento de la Aeronavegabilidad de una Aeronave» se establecen los criterios que debe seguir la autoridad al respecto, y que en «145.A.65 Política de Seguridad y Calidad, Procedimientos de Mantenimiento y Sistema de Calidad» se establecen los criterios que debe seguir la organización y los requisitos que deben cumplir.

1.17.3.3.2. Normativa aplicable en la actualidad

En términos generales, la normativa aplicable en la actualidad, con carácter general, es el *REGLAMENTO (CE) 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*, modificado por el *REGLAMENTO (CE) 1056/2008 de la Comisión, de 27 de octubre de 2008.*

No obstante, en el *REGLAMENTO (CE) n.º 216/2008 del Parlamento Europeo y del Consejo, de 20 de febrero de 2008, sobre normas comunes en el ámbito de la aviación*

civil y por el que se crea una Agencia Europea de Seguridad Aérea, y se deroga la Directiva 91/670/CEE del Consejo, el Reglamento (CE) 1592/2002 y la Directiva 2004/36/CE, modificado por el REGLAMENTO (CE) n.º 1108/2009 DEL PARLAMENTO EUROPEO Y DEL CONSEJO, de 21 de octubre de 2009 por el que se modifica el Reglamento (CE) n.º 216/2008 en lo que se refiere a aeródromos, gestión del tránsito aéreo y servicios de navegación aérea y se deroga la Directiva 2006/23/CE, se establece que «El presente Reglamento no se aplicará a: a) los productos, componentes, equipos, personal y organismos mencionados en el apartado 1, letras a) y b), cuando se efectúen actividades o servicios militares, de aduanas, policía, búsqueda y salvamento, lucha contra incendios, guardacostas o similares; los Estados miembros velarán por que tales actividades o servicios tengan debidamente en cuenta, en la medida de lo posible, los objetivos del presente Reglamento» (Artículo 1 Ámbito de aplicación, apartado 2). Como consecuencia de esto, la flota S-61N del operador también quedó excluida del cumplimiento del Reglamento 2042/2003, y continuó siéndole aplicable la normativa nacional de carácter general. vigente actualmente.

1.17.4. Las bases operativas

Debido a la dispersión geográfica de las zonas en que realiza habitualmente su actividad, el operador dispone de una Base Central, donde tiene su sede, y varias bases operativas, permanentes, distribuidas por la geografía española. Cuando presta servicios en zonas alejadas de dichas bases, establece bases eventuales en lugares adecuados para ello.

En su Manual de Operaciones, el operador considera sus bases operativas como satélites en el ambiente de los clientes, de manera que se adaptan de una manera más eficiente a las condiciones locales, con instalaciones, equipos y recursos propios. En ellas hay que combinar la coordinación central con la gestión diaria descentralizada.

Cada base se organiza bajo la dirección de un responsable («Jefe de Base») que debe gestionar, de acuerdo con las unidades centrales, todos los aspectos relacionados con su actividad, entre los que cabe destacar: Personal, recursos económicos y materiales, actividades de vuelo y mantenimiento en línea, y relaciones con los clientes.

Para realizar las funciones asignadas, las bases disponen de personal fijo y variable. El personal fijo está destinado en ellas de manera permanente, mientras que el personal variable está desplazado en relación directa con la operación de los helicópteros basados en ellas y está constituido, en general, por el personal asignado para la operación y el mantenimiento de cada uno de ellos.

En este contexto, en las bases operativas se facilita la coordinación entre los servicios centrales y los responsables directos sobre el terreno de la operación y el mantenimiento de los helicópteros, y se suministran el apoyo logístico y los medios necesarios para que estos realicen su actividad en condiciones adecuadas.

En las bases eventuales, en general, se establecen los helicópteros y el personal asignado para su operación y mantenimiento, con los medios necesarios para las labores habituales; la coordinación con los servicios centrales puede realizarse, bien directamente, bien a través de la base operativa más próxima.

1.18. Información adicional

1.18.1. *Historial de la pala «negra» y avisos del VBIM/CBIM*

1.18.1.1. Historial de la pala

Se trata de una pala fabricada por Sikorsky, con P/N 61170-20201-067 y S/N 61M-3879-3653. Se montó por primera vez en este helicóptero, como pala «azul», el 22-09-2000, cuando este contaba con 34.638:25 h de vuelo, y no volvió a montarse en otra aeronave; la pala contaba en ese momento con 5.301:03 h de vuelo y había sido sometida, con fecha 20-06-2000, a reparación e inspección por parte de su fabricante.

El día 03-07-2001, con 5.585:08 h de vuelo y 34.922:30 de aeronave, se produjo un aviso en vuelo de baja presión de nitrógeno que desapareció transcurridos 10 minutos de vuelo; se comprobó en tierra que correspondía a la pala «azul», se verificó y se rellenó de nitrógeno. El día 12-07-2001, con 5.604:33 h de vuelo y 34.941:55 de aeronave, se detectó un aviso en tierra durante una revisión prevuelo; se desmontó la pala y, mediante las pruebas correspondientes, se detectó una pequeña fuga en el asiento del indicador visual; por no disponer del material necesario, se difirió su sustitución y se montó de nuevo la pala en el helicóptero. Cuando se dispuso del material necesario, el día 18-08-2001, con 5.682:33 h de vuelo y 3.5019:55 de aeronave, se realizó la reparación, se levantó el diferido y se puso la pala en servicio.

Posteriormente, con fecha 10-10-2002, la pala se desmontó con 6.018:08 h de vuelo y 35.355:30 h de aeronave, por tener fugas de nitrógeno; reparada en el centro de mantenimiento del operador, con fecha 27-12-2002, volvió a montarse en el helicóptero el 27-01-2003, con 35451:10 h de aeronave, ya como pala «negra». Dicha reparación consistió en la sustitución del transductor del CBIM y la válvula de llenado de nitrógeno, y la comprobación de que no había fugas; tanto la reparación de la pala como su montaje posterior en el helicóptero, los realizó el mecánico fallecido en este accidente.

En el curso de una revisión C del helicóptero, realizada en ASTEC Helicopter Services (Noruega), se detectó corrosión en distintas zonas de la pala, por lo que se desmontó el 01-12-2004, con 6.552:18 h de vuelo y 35.985:20 h de aeronave. Una vez reparada e inspeccionada, volvió a montarse en la aeronave con fecha 29-12-2004. A partir de esta fecha, la pala permaneció en este helicóptero hasta que se produjo el accidente.

En cuanto a mantenimiento periódico se refiere, con fechas 31-07-2005 y 25-01-2006, se habían realizado comprobaciones periódicas de la presión de nitrógeno en las palas del rotor principal del helicóptero; la aeronave contaba, respectivamente, con 36.104:10 y 36.179:55 h de vuelo, y la pala con 6.671:08 y 6.746:53 h. En las dos, la presión se encontró en todas las palas dentro de los límites establecidos y se rellenaron hasta el valor máximo de la presión determinado por el fabricante para las palas en servicio.

1.18.1.2. Avisos recientes del VBIM/CBIM

En el historial de mantenimiento de la pala «negra» instalada en el helicóptero figura solamente un aviso del VBIM/CBIM producido después de los que dieron lugar a su desmontaje, con fecha 10-10-2002, y posterior reparación, con fecha 27-12-2002. El 14-06-2005, en el curso de la revisión diaria de mantenimiento, el mecánico observó que el VBIM de la pala indicaba baja presión de nitrógeno; en consecuencia, una vez comprobado que dicha presión estaba dentro de los límites que permitían hacerlo, la rellenó.

Por otra parte, se ha verificado que el día 26-06-2006, durante el arranque de los motores del helicóptero en el Aeropuerto de Jerez, se produjo un aviso en cabina de baja presión de nitrógeno en las palas del rotor principal y que, una vez parados los motores, se comprobó que este procedía de la pala «negra» del rotor principal. Este suceso no se anotó en el Parte de Vuelo y Mantenimiento (PVM) correspondiente, y las actuaciones posteriores como consecuencia de él no se anotaron en los Registros Diarios de Mantenimiento (DMR) ni en los formularios correspondientes.

El helicóptero se disponía para despegar con destino a Ceuta, para incorporarse a la línea de pasajeros Ceuta-Málaga, con dos pilotos, un mecánico y un ayudante de mecánico a bordo. Previamente, con fecha 25-06-2006, se le habían realizado las tareas de mantenimiento necesarias para su puesta en servicio, entre ellas una revisión 1A, con 36.217:40 h de vuelo; la pala «negra» tenía 6.784:38 h totales en ese momento.

Una vez identificada la pala de la que procedía el aviso de baja presión de nitrógeno, el mecánico aplicó el procedimiento definido en el Manual de Mantenimiento del Operador para la puesta en servicio de la pala; debido a que no se disponía del equipo necesario para la comprobación y recarga de nitrógeno en las palas del rotor principal en la base de Jerez, utilizó un manómetro de baja presión suficientemente preciso para comprobar la presión en la pala, como método alternativo.

El equipo necesario para la comprobación y recarga de nitrógeno en las palas del rotor principal fue enviado a Ceuta, donde llegó el día 28-06-2006 y permitió realizar ese mismo día una comprobación de la presión del nitrógeno en las palas del rotor principal; la pala «negra» tenía 6.791:53 h de vuelo y 36.224:55 el helicóptero.

El día 04-07-2006, el helicóptero volvió al Aeropuerto de Jerez; el mecánico asignado para la operación del helicóptero en Ceuta volvió a repetir la comprobación en Jerez, antes de entregar el helicóptero para ir a La Palma; la pala «negra» tenía 6.811:53 h de vuelo y 36.244:55 el helicóptero.

Como ya se ha indicado, este suceso no se anotó en el Registro Diario de Mantenimiento (DMR) del helicóptero, ni se rellenaron los formularios correspondientes a las comprobaciones de la presión del nitrógeno en las palas del rotor principal.

Además, por las conversaciones mantenidas por el mecánico que estaba asignado al helicóptero para su operación en La Palma y que volaba en él como pasajero en el momento del accidente, con la base operativa de la compañía en el Aeropuerto de Las Palmas, y la información procedente de personas que presenciaron y ayudaron en estos trabajos, se tiene conocimiento de que se habían producido avisos del CBIM en vuelo los dos días anteriores a producirse el accidente. Por otra parte, como se ha indicado en el último párrafo de 4.2.1, el piloto al mando del helicóptero comentó que se había iluminado durante el vuelo en que se produjo el accidente.

El primero de estos avisos se produjo el 06-07-2006, en el tramo Agadir (Marruecos)-Las Palmas, del vuelo de posición del helicóptero desde el Aeropuerto de Jerez hasta el de La Palma; la aeronave había despegado de Agadir, con 36.253:15 h de vuelo (la pala «negra», 6.820:13 h), poco después de las 13:00 h. Cuando aterrizó en el Aeropuerto de las Palmas, se comprobó mediante el VBIM que el aviso procedía de esa pala y que la presión de nitrógeno en ella estaba dentro de los límites que permitían rellenarla, por lo que se rellenó la pala de nitrógeno; una vez realizadas las operaciones previstas en esta base, que incluyeron el cambio de la configuración de asientos en el interior del helicóptero, se continuó el vuelo al Aeropuerto de La Palma, llevándose los elementos necesarios para realizar el seguimiento de dicha pala.

El día siguiente se envió desde la base de mantenimiento en el Aeropuerto de Las Palmas al Aeropuerto de La Palma el repuesto necesario para cambiar los elementos afectados, en el caso de que así lo considerara el mecánico asignado al helicóptero.

El segundo de los avisos se produjo en la tarde del 07-07-2006, al final del último vuelo de reconocimiento de la Isla de La Palma y de familiarización del personal asignado al helicóptero para participar en tareas de extinción de incendios, de los realizados a lo largo de ese día. Una vez comprobado mediante el VBIM que el aviso procedía de la misma pala y que había una fuga de nitrógeno en el asiento de la válvula de llenado, el mecánico sustituyó la válvula instalada en la pala y la junta correspondiente por unas nuevas, persistiendo la fuga.

Después de probar distintas combinaciones de elementos nuevos con antiguos, con el mismo resultado, dejó instalada la combinación con la que se producían menos fugas y, previa consulta con la base operativa de Las Palmas, acordó con los pilotos trasladar

el helicóptero el día siguiente a dicha base para someter la pala a pruebas de fugas más concluyentes.

Como ya se ha indicado, el CBIM se iluminó por última vez el día 08-07-2006, en el vuelo de traslado del helicóptero al Aeropuerto de Las Palmas, en el que se produjo el accidente. La aeronave tenía, aproximadamente, 36.260 h de vuelo y la pala «negra», 6.827 h.

En el cuadro siguiente se relacionan, en orden cronológico, las incidencias relacionadas con la pala «negra» desde su reparación e inspección por parte de su fabricante, y su montaje en este helicóptero, en el año 2000, hasta que ocurrió el accidente:

Orden	Tripulación Horas (TT)	Incidencias	Actuaciones	Notas
1	20-06-2000 5.301:03		Reparada en Sikorsky.	
2	22-09-2000 5.301:03	Pala en almacén. Disponible	Montada en el helicóptero (pala «azul»).	
3	03-07-2001 5.585:08	Aviso CBIM en vuelo. Desaparece a los 10 minutos	Puesta en servicio.	
	12-07-2001 5.604:33	Aviso de VBIM en prevuelo	• Desmontada. • Test de fugas. • Diferido. • Puesta en servicio. • Montada.	
	18-08-2001 5.682:33	Se recibe material necesario	• Reparación. • Se levanta el diferido. • Puesta en servicio.	
4	10-10-2002 6.018:08	Aviso de VBIM en prevuelo	Desmontada.	
	27-12-2002 6.018:08	Pala en almacén. No disponible	• Reparación. • Puesta en servicio.	
	27-01-2003 6.018:08	Pala en almacén. Disponible	• Montada en el helicóptero (pala «negra»)	
5	01-12-2004 6.552:18	Se detecta corrosión en revisión C	Desmontada.	
	29-12-2004 6.552:18	En taller	• Reparación. • Montada en el helicóptero (pala «negra»)	
6	14-06-2005 6.653:48	Aviso de VBIM en prevuelo	Puesta en servicio.	Seguimiento. No se repite.
7	31-07-2005 6.671:08	Programación	Comprobación periódica de presión.	Resultado correcto.

Orden	Tripulación Horas (TT)	Incidencias	Actuaciones	Notas
8	25-01-2006 6.746:53	Programación	Comprobación periódica de presión.	Resultado correcto.
9	26-06-2006 6.784:38	Aviso CBIM en el arranque	Puesta en servicio (procedimiento alternativo).	En Jerez (no se anota).
	28-06-2006 6.791:53	Se recibe el útil adecuado	Comprobación de presión.	En Ceuta (no se anota).
	04-07-2006 6.811:53	Seguimiento	Comprobación de presión.	En Jerez (no se anota).
10	06-07-2006 ≈ 6.822	Aviso de CBIM en vuelo (Agadir-Las Palmas)	Puesta en servicio.	En Las Palmas.
	07-07-2006 ≈ 6.826	Aviso de CBIM en vuelo	• Reparación parcial. • Puesta en servicio.	En La Palma.
	08-07-2006 ≈ 6.827	Aviso de CBIM en vuelo	Vuelo de posición.	Vuelo del accidente (CVR)

1.18.2. Avisos de BIM producidos por grietas en las palas. Experiencia del fabricante

Basado en el sumario de las investigaciones metalúrgicas de algo más de 100 casos de avisos de BIM producidos por grietas en largueros de palas del rotor principal de helicópteros S-61 y H-3, y en el análisis detallado de 10 investigaciones metalúrgicas de largueros de palas desmontadas por avisos de BIM realizadas por Sikorsky, el fabricante del helicóptero, informó que, de acuerdo con su experiencia, las grietas típicas que causaban estas indicaciones abarcaban una superficie aproximada del 5% de la sección de la pala; en 5 casos las grietas abarcaban algo más del 10% de la sección y en otros 14 abarcaban algo más del 6% de la misma, sin haberse producido un fallo catastrófico.

1.18.3. Manual de Vuelo del helicóptero

En el Manual de Operaciones (MO) del operador se establecía que utilizaba como Manual de Vuelo del helicóptero (Parte «B» del MO) el Manual de Vuelo (RFM – «Rotorcraft Flight Manual») del fabricante del mismo.

1.18.3.1. Procedimientos de emergencia

En la Sección 3 del Manual de Vuelo del helicóptero, en la que se contemplan los Procedimientos Anormales y de Emergencia, figuraba el procedimiento correspondiente

al sistema de indicación luminosa en la cabina de mando, en el caso de que la presión del nitrógeno en alguna de las palas descienda por debajo de la establecida (CBIM):

«ILLUMINATION OF OPTIONAL COCKPIT BIM WARNING LIGHT:

If the BIM PRESS warning light goes on in flight, do as follows:

1. Reduce airspeed to 90 knots IAS.
2. Establish and continue operation at 104% Nr.
3. Land at nearest suitable landing area.

Note

After landing do not start rotor until cause has been determined and corrected.»

Asimismo, el operador disponía de listas de comprobación para su uso por las tripulaciones durante el vuelo, en las que figuraban los procedimientos normales y de emergencia, junto con la distribución de tareas entre los miembros de estas. El correspondiente al aviso del CBIM era:

«BIM WARNING

Indications:

BIM PRESS + MASTER CAUTION

ACTIONS:

NR.....104%
Indicated Airspeed.....90 kts

Descend to below 1,000 ft is possible.

LAND AS SOON AS PRACTICABLE (Within TWO hours)»

Estas acciones podía realizarlas cualquiera de los miembros de la tripulación.

1.18.3.2. Términos de emergencia en el aterrizaje

En la Sección 3 del Manual de Vuelo del helicóptero, en la que se contemplan los Procedimientos Anormales y de Emergencia, se utilizan los términos siguientes para indicar el grado de urgencia en el aterrizaje:

- «LAND IMMEDIATELY».
- «LAND AS SOON AS POSSIBLE (if over land) / NEAREST SAFE LANDING SITE (if over water)».
- «LAND AT THE NEAREST SUITABLE LANDING AREA».

Debido a que en este manual no figuran las definiciones de estos términos, se han consultado manuales de vuelo de otros helicópteros. En ellos se han encontrado los términos y definiciones siguientes:

- «LAND IMMEDIATELY: Land without delay».
- «LAND AS SOON AS POSSIBLE: Land without delay at nearest suitable area (i.e., open field) at which a safe approach and landing is reasonably assured».
- «LAND AS SOON AS PRACTICABLE: Duration of flight and landing site are at discretion of pilot. Extended flight beyond nearest approved landing area is not recommended».

Asimismo, en las listas de comprobación del operador en las que se establecían los procedimientos de emergencia, figuraban las definiciones siguientes:

- «LAND - DITCH IMMEDIATELY: Land immediately».
- «LAND AS SOON AS POSSIBLE (ASAP): Land at the nearest site at which a safe landing can be made».
- «LAND AS SOON AS PRACTICABLE: Extended flight is not recommended. The landing site and the duration of the flight are at the discretion of the pilot».

En manuales y listas de comprobación traducidos al castellano, se han encontrado los términos y definiciones siguientes:

- ATERRIZAR INMEDIATAMENTE: Realizar un aterrizaje sin demora.
- ATERRIZAR LO ANTES POSIBLE: Iniciar el procedimiento oportuno para aterrizar sin retraso en la zona más próxima que lo permita.
- ATERRIZAR CUANDO SEA FACTIBLE: Maniobrar para alcanzar el aeródromo, helipuerto o zona adecuada más próxima.

1.18.4. *Manual de Mantenimiento del helicóptero*

El helicóptero se mantenía de acuerdo con lo establecido en el Manual de Mantenimiento del fabricante: «Sikorsky Aircraft S-61N Maintenance Manual SA 4045-80», de fecha 15 de julio de 1969; su última actualización antes de producirse el accidente se había incorporado con fecha 15 de agosto de 2005.

En su capítulo 65-11-0 figuran el árbol de identificación y corrección de fallos («árbol de fallos» o «Troubleshooting Chart»), y los procedimientos de inspección y sustitución

de componentes, aplicables a los largueros presurizados de las palas del rotor principal del helicóptero.

Asimismo, en los capítulos 65-11-1 a 4 figuran las descripciones y prácticas de mantenimiento aplicables a los componentes instalados en cada pala, respectivamente: Los indicadores de presión (BIM), las válvulas de llenado, los transductores de presión (CBIM – tratados con más detalle en el capítulo 65-64-1) y los descargadores de electricidad estática instalados en los extremos de las palas.

Como Apéndice A se incluyen las partes de este manual que afectan a los aspectos que se tratan en este apartado.

1.18.4.1. Indicador de presión

Cada pala tiene instalado un indicador de presión en la pared posterior del larguero, en una zona próxima a su unión a la cabeza del rotor, para mostrar las condiciones de servicio de la pala, en lo que se refiere a la presión de nitrógeno en el interior de este.

El indicador tiene una cubierta rígida transparente a través de la que puede observarse una indicación, que puede ser una combinación de dos colores: Blanco y negro, o amarillo y rojo; su funcionamiento es exactamente el mismo independientemente de la combinación de colores que tenga.

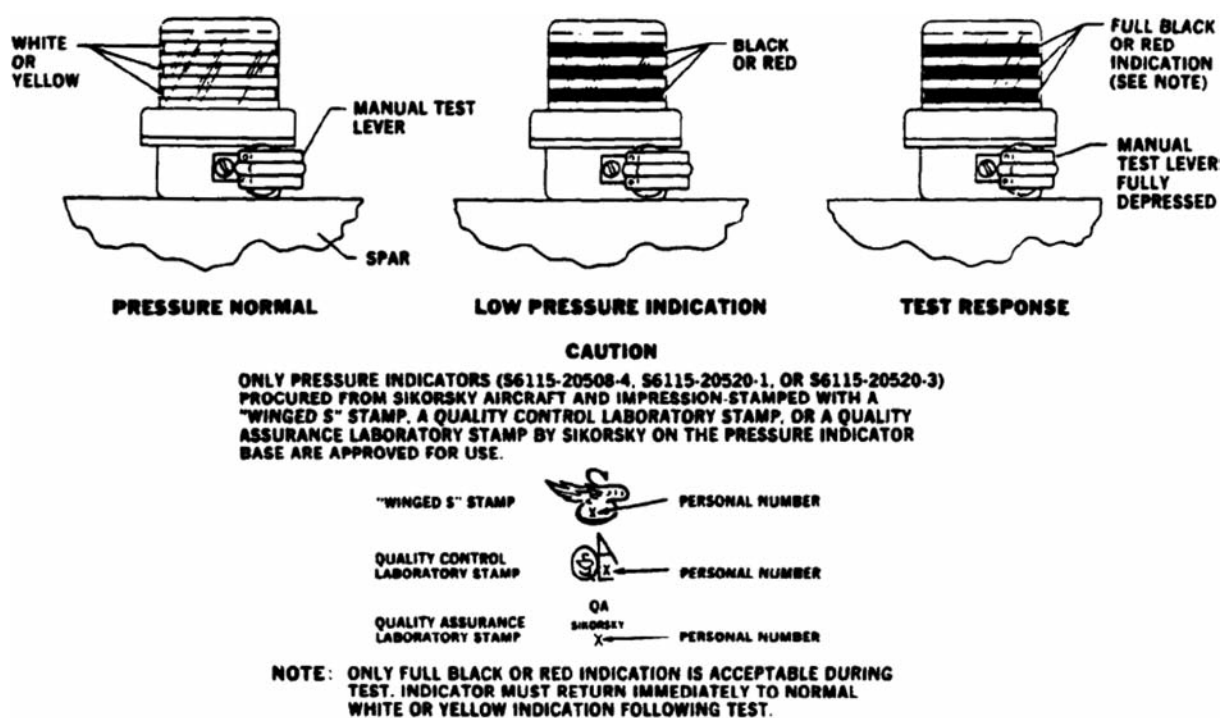


Figura 19. Indicador del BIM

La indicación se basa en la comparación de una presión de referencia en el interior del indicador, que es compensado por cambios de temperatura, con la presión en el interior del larguero de la pala. Cuando la presión en el interior del larguero está entre los límites requeridos, el indicador se muestra de color blanco o amarillo, indicando que la pala está en condiciones de servicio; si esta cae por debajo de los límites mínimos permisibles en servicio, en el indicador se muestran tres franjas de color negro o rojo, indicando que la pala está en una condición insegura. La proporción de color negro o rojo que se muestra, depende de la presión en el interior del larguero.

Por otra parte, el funcionamiento adecuado del mecanismo interno del indicador puede comprobarse oprimiendo una palanca de comprobación situada en la base del indicador. Después de la comprobación, el indicador se reasienta automáticamente cuando se suelta la palanca.

Respecto de la indicación de este sistema, en el capítulo 65-11 del Manual de Mantenimiento del helicóptero figura un aviso de peligro («WARNING»), en los términos siguientes:

Cualquier pala en la que el indicador de presión muestre cualquier indicación negra o roja, o cuyo transductor de presión dé lugar a que se produzca un aviso luminoso del sistema CBIM, debe ser retirada del servicio hasta que la causa de la indicación insegura (negra o roja) o de la iluminación de la luz de aviso sea positivamente encontrada y corregida. Si el indicador o el transductor no están funcionando correctamente, deben ser sustituidos, pero sólo si la presión en el interior del larguero de la pala está entre los límites permisibles.

1.18.4.2. Árbol de fallos del larguero presurizado

En el Apéndice A se ha incluido el árbol de fallos y los procedimientos asociados, referidos al larguero presurizado de la pala del helicóptero, que figuran en el capítulo 65 del Manual de Mantenimiento del helicóptero.

En primer lugar, y con carácter previo, se establecen dos avisos de precaución («CAUTION»), en los términos siguientes:

- Si una pala ha tenido alguna incidencia en relación con su indicador de presión (BIM), deben realizarse todos los procedimientos establecidos en el árbol de fallos antes de realizar cualquier otra reparación.
- Cuando una pala que ha tenido una indicación insegura en su indicador de presión (BIM) ha sido reparada de acuerdo con las instrucciones de este manual, esa pala no debe ser reparada de nuevo como consecuencia de una segunda indicación insegura si esta segunda indicación ocurre dentro de las 30 horas de vuelo

siguientes a la primera¹¹. Si esto ocurre, la pala debe enviarse al fabricante para su reparación.

En líneas generales, en el árbol de fallos se parte de una comprobación de la indicación del BIM, bien de una comprobación visual (periódica o puntual como consecuencia de un aviso en el CBIM), bien de una comprobación del propio indicador.

En el caso de observación de una indicación insegura, debe medirse la presión en el interior del larguero. Si está dentro de los márgenes establecidos, debe sustituirse el indicador y volver a poner la pala en servicio; si no lo está, debe presurizarse el larguero y comprobar si hay fugas en los distintos componentes que tiene instalados, o en el propio larguero presurizado de la pala debido a grietas de fatiga. Cabe reseñar que esta última operación debe realizarse con los extremos de la pala apoyados en dos caballetes y un peso aplicado en su parte central al objeto de abrir las grietas de fatiga, por lo que la pala debe desmontarse previamente del helicóptero.

Si se detectan fugas (pérdida de presión) y no se puede identificar con claridad su origen, la pala debe enviarse al fabricante para su reparación. En el caso de que se haya podido identificar con claridad su origen y se pueda corregir la fuga, deberá corregirse de acuerdo con los procedimientos aplicables.

Una vez corregida la fuga en los distintos componentes que tiene instalados la pala, debe realizarse una prueba de fugas en el propio larguero de esta. Si el resultado no es satisfactorio, la pala debe enviarse al fabricante para su reparación; si lo es, debe realizarse una última comprobación antes de volver a poner la pala en servicio.

Si el resultado de esta última comprobación no es correcto, la pala debe enviarse al fabricante para su reparación.

1.18.4.3. Instrucciones adicionales específicas del operador

El operador de la aeronave disponía de un conjunto de instrucciones, adoptadas del operador anterior, denominadas «Instrucciones Adicionales Específicas al Manual de Mantenimiento», destinadas a complementar las instrucciones contenidas en el AMM del fabricante.

En lo que se refiere al sistema de aviso de baja presión de nitrógeno en el interior de las palas del rotor principal, disponía de la n.º AHS – 0540 «MAIN ROTOR BLADE, BIM WARNING TROUBLE SHOOTING», que se ha incluido como Apéndice F.

¹¹ Esto significa que la pala debe mantenerse bajo vigilancia durante un período de 30 horas de vuelo, antes de ponerse definitivamente en servicio.

Esta instrucción, adicional al capítulo 65-11 del Manual de Mantenimiento del helicóptero y prevista para insertarse frente a la página 101 del mismo, establece una limitación por calendario de 10 días asociada a la de 30 horas de vuelo que figura en el AMM y añade un período adicional a este, de manera que la pala debe tenerse bajo vigilancia, sin rellenar el larguero de nitrógeno, hasta que hayan transcurrido 100 horas de vuelo o 30 días, lo que ocurra primero, antes de ponerse definitivamente en servicio. En ella, además, se establece que la pala debe enviarse a un taller, en lugar de al fabricante.

1.18.5. *Tratamiento de averías por el operador*

A continuación se describe el proceso que, de acuerdo con los procedimientos que figuraban en los manuales de Operaciones y de Organización de Mantenimiento, se aplicaba en el caso de producirse averías entre revisiones programadas:

Se produce una avería y:

a) La detecta la tripulación:

- La tripulación la anota en el PVM, y
- El TMA de línea la anota en el DMR.

b) La detecta el TMA de línea:

- El TMA de línea la anota en el DMR.

Posibles acciones del TMA de línea, en el lugar en que se encuentre el helicóptero:

1. Reparación inmediata:

- Pone el helicóptero en servicio, anotándolo en el DMR y en el PVM con referencia cruzada entre ambos documentos.
- El helicóptero puede volar sin restricciones.

2. No se puede reparar inmediatamente:

- Se puede diferir de acuerdo a la Lista de Equipo Mínimo (MEL – «Minimum Equipment List»)¹²:
 - Se difiere de acuerdo a MEL, anotándolo en el DMR, el PVM y en el registro de diferidos.

¹² En el caso de la flota S-61N, el operador aplicaba la Lista Maestra de Equipo Mínimo (MMEL – Master MEL) aprobada por la FAA para este tipo de helicópteros.

- Se realiza el seguimiento requerido y se repara lo antes posible o de acuerdo con el plazo establecido en la MEL.
- El helicóptero puede volar con las restricciones que figuren en la MEL.
- No se puede diferir de acuerdo a la MEL:
 - Se puede diferir de acuerdo con lo establecido en los Manuales de Mantenimiento y/o de Reparación del fabricante:
 - Se difiere de acuerdo a los documentos aplicables, anotándolo en el DMR, el PVM y en el registro de diferidos.
 - Se realiza el seguimiento requerido y se repara lo antes posible o de acuerdo con los criterios establecidos en los documentos aplicables.
 - El helicóptero puede volar con las restricciones que figuren en los documentos aplicables.
 - No se puede diferir de acuerdo con lo establecido en los manuales de Mantenimiento y/o de Reparación del fabricante:
 - El helicóptero queda fuera de servicio hasta que se repare.
 - Se aplican los procedimientos establecidos en el Manual de Organización de Mantenimiento.

Si lo considera conveniente, el TMA de línea puede realizar consultas de carácter técnico al Responsable de Base de Mantenimiento, en el caso de estar en una base permanente, a su Jefe de Flota y al Jefe de Mantenimiento.

En el caso de que las limitaciones excedan los límites establecidos en el Manual de Mantenimiento del fabricante, es necesario realizar consultas, caso a caso y a través de la Ingeniería del operador y/o mantenedor, con el departamento de ingeniería del fabricante, que emite un documento¹³ con sus recomendaciones.

Una vez estudiado internamente y, en su caso, comprobada la viabilidad de la solicitud de un vuelo «ferry» a la Autoridad, la Dirección Técnica del operador puede solicitar a la correspondiente Oficina de Seguridad en Vuelo, de AESA, un permiso de vuelo («Permit to Flight») específico para esa avería. En dicho documento se deben especificar la ruta a seguir y tomas alternativas, la tripulación mínima y las condiciones de vuelo a aplicar; en este tipo de vuelos solo se permite ir a bordo del helicóptero a los tripulantes imprescindibles para realizar el traslado al centro en el que se vaya a realizar la reparación y no se deben admitir pasajeros de ningún tipo.

¹³ Suele denominarse NTO («Non Technical Objection»), aunque no necesariamente.

1.18.6. Aspectos de aeronavegabilidad

En este apartado se contemplan las acciones realizadas como consecuencia de este accidente por el fabricante del helicóptero y las autoridades competentes en materia de aeronavegabilidad en los Estados Unidos de América (FAA) y en la Unión Europea (EASA).

1.18.6.1. Sikorsky Aircraft Corporation

Con fecha 20 de octubre de 2006, el fabricante del helicóptero emitió la Sikorsky Safety Advisory SSA-S61-06-002, que se incluye como Apéndice B.

En este documento se expone que un aviso del CBIM o una indicación insegura del BIM pueden ser indicativos de una grieta en la pala, y que los manuales de vuelo y de mantenimiento aplicables definen los procedimientos a seguir en el caso de que esto ocurra.

Además, en él se incluye un aviso de peligro («WARNING») en el sentido de que si no se siguen los procedimientos establecidos puede haber daños sin detectar en los largueros de las palas del rotor principal, y que el fallo de una pala da lugar a una pérdida de control del helicóptero con la consecuente pérdida de vidas y bienes.

Como acción correctiva, recuerda al personal que interviene en la operación y el mantenimiento observe y se adhiera de manera rigurosa a todos los procedimientos, avisos de precaución y avisos publicados en los manuales aplicables.

1.18.6.2. FAA – Federal Aviation Administration

Con fecha 19 de abril de 2007, la FAA emitió el Special Airworthiness Information Bulletin SAIB NE-07-30, que se incluye como Apéndice C junto con las Directivas de Aeronavegabilidad (FAA AD) 74-20-07 R5 y 85-18-05 R2 a las que hace referencia. Este tipo de documentos se emiten exclusivamente a efectos informativos y así figura en el texto del mismo.

En este documento se hace referencia al sistema de indicación visual de presión en el interior de la pala y se informa de que emiten este documento porque se les ha notificado la detección de una grieta de fatiga en una pala recuperada de un accidente mortal de un helicóptero S-61, que corresponde a este accidente.

Como antecedentes, hace referencia a las Directivas de Aeronavegabilidad (FAA AD) 74-20-07 R5 y 85-18-05 R2, en las que se establecen los períodos de comprobación de las indicaciones de presión en el interior de las palas del rotor principal y de los

elementos correspondientes del BIM, y del CBIM si está instalado. Además, hace referencia a que la AD 74-20-07 R5 requiere que cada pala en la que se ha producido una indicación del BIM o que haya activado el CBIM, se considere insegura y no pueda volver a volar hasta que la causa de la indicación o el aviso se hayan determinado y corregido de acuerdo con los procedimientos establecidos en el Boletín de Servicio (SB) de Sikorsky No. 61B15-6P o cualquier versión aprobada posteriormente por la FAA (o los Manuales de Mantenimiento SA 4045-80 y SA 4045-101). De hecho, en la fecha en que ocurrió el accidente estaba en vigor la revisión número 17 del Boletín de Servicio (SB 61B15-6Q), de fecha 22 de mayo de 1986, y estaba incluida en el Manual de Mantenimiento aplicable (SA 4045-80), mediante la revisión número 34 de fecha 30 de junio de 1986.

Finalmente, hace referencia a la Sikorsky Safety Advisory SSA-S61-06-002.

En este apartado, cabe reseñar que en el árbol de fallos del larguero presurizado, que figura en la página 13 del Boletín de Servicio (SB) 61B15-6Q y se incluye como Apéndice D, se indica que, una vez que se tiene una indicación insegura o el resultado de la prueba del indicador no es satisfactorio, la pala debe desmontarse antes de medir la presión en el interior del larguero. Como se ha expresado en el último párrafo de 1.18.4.1, en el Manual de Mantenimiento se indica que la pala debe ser retirada del servicio.

1.18.6.3. EASA – Agencia Europea de Seguridad Aérea

Con fecha 22 de mayo de 2007, EASA emitió la Safety Information Notice No.: 2007-13, que se incluye como Apéndice E.

En este documento, se hace referencia al Special Airworthiness Information Bulletin SAIB NE-07-30 de la FAA y se adjunta un copia del mismo, se afirma que las Directivas de Aeronavegabilidad (FAA AD) 74-20-07 R5 y 85-18-05 R2 son aplicables para todos los helicópteros S-61N matriculados en los Estados miembros de la Unión Europea, y se refrendan las recomendaciones de la FAA.

1.18.6.4. Aplicación por parte del operador

En el curso de la investigación se ha comprobado que el operador del helicóptero tenía implementados en su flota de helicópteros Sikorsky S-61N los procedimientos de inspección establecidos en las Directivas de Aeronavegabilidad (FAA AD) 74-20-07 R5 y 85-18-05 R2, y los de actuación en el caso de producirse indicaciones inseguras en el BIM o avisos del CBIM, contemplados en el Manual de Mantenimiento SA 4045-80.

1.18.7. *Declaraciones de testigos*

La caída del helicóptero al agua fue observada por una persona que se encontraba en su barco, pescando, al Norte del Faro de Anaga y a 3NM de la costa, aproximadamente. Se mantuvo una entrevista con él y, a continuación, se exponen los puntos fundamentales que puso de manifiesto durante la misma.

El día en que ocurrió el accidente, entre las 09:00 y las 09:05 h, vio un helicóptero saliendo de Roque Bermejo volando con rumbo hacia Las Palmas, a unas 3 ó 4 NM de donde se encontraba. El cielo estaba cubierto, tenía un color gris oscuro y el horizonte estaba brumoso; el viento era del Noreste y había mar gruesa. Aunque no pudo estimar su altura, consideraba que el helicóptero volaba relativamente bajo, debido a que siempre se mantuvo por debajo de las nubes. No pudo oírlo en ningún momento, porque se lo impedía el ruido del motor de su barco.

Mientras lo miraba, observó cómo, en cuestión de segundos, el helicóptero hizo un giro hacia atrás, subiendo un poco, y cayó en picado con un rumbo aproximado de 180° respecto del que llevaba al principio; cayó al agua al Este-Sureste de su posición y a unas 3 NM de distancia de tierra.

Preguntado sobre el sentido del giro realizado por la aeronave, respondió que no sabía si había sido a la derecha; mientras decía esto, hizo varias veces un movimiento con la mano hacia la derecha.

Se dirigió a la zona donde lo había visto caer y no encontró nada; pensó que se había hundido y, después de buscarlo durante unos 15 a 20 minutos sin encontrarlo, no supo cómo reaccionar y siguió con su faena; aunque podía oír alguna que otra comunicación, él no tenía cobertura de radio en VHF, ni de telefonía móvil.

Alrededor de 15 minutos después de volver a su faena, oyó a un barco llamando en frecuencia marítima al centro de control del Puerto de Tenerife y comentando algo sobre el accidente de un helicóptero; fue entonces cuando, después de varios intentos, consiguió cobertura para comunicar con el teléfono de emergencias 112, donde le informaron de que ya tenían conocimiento del accidente.

Poco después llegaron más barcos a la zona y se iniciaron los trabajos de búsqueda y salvamento.

1.19. *Técnicas de investigación útiles o eficaces*

No se han utilizado.

2. ANÁLISIS

2.1. Desarrollo del vuelo

2.1.1. Aspectos generales

El helicóptero SIKORSKY S-61N, matrícula EC-FJJ, había llegado el día 6 de julio de 2006 al Aeropuerto de La Palma, procedente del Aeropuerto de Jerez, para participar en tareas de extinción de incendios. En el tramo Agadir-Las Palmas del vuelo de posición entre dichos aeropuertos, se había producido un aviso de baja presión de nitrógeno en las palas del rotor principal y, una vez en tierra, se había determinado que procedía de la pala «negra» del mismo; se comprobó que la presión en el interior de dicha pala estaba dentro de los límites que permitían rellenarla, se rellenó con nitrógeno y el helicóptero realizó el último tramo de su vuelo previsto.

La tarde del día siguiente, al final del último vuelo de los realizados en la Isla de La Palma a lo largo de ese día, se repitió el aviso en vuelo y, de nuevo en tierra, se comprobó que procedía de la misma pala y que había una fuga de nitrógeno en el asiento de su válvula de llenado; se sustituyeron la válvula instalada en la pala y la junta correspondiente por unas nuevas, persistiendo la fuga; después de probar distintas combinaciones de elementos nuevos con antiguos, con el mismo resultado, el mecánico asignado al helicóptero dejó instalada la combinación con la que se producían menos fugas y, previa consulta con la base operativa de Las Palmas, acordó con los pilotos trasladar la aeronave el día siguiente a dicha base para someter la pala a pruebas de fugas más concluyentes.

Por este motivo, el día 8 de julio de 2006, el helicóptero realizaba un vuelo con origen en el Aeropuerto de La Palma y destino el Aeropuerto de Las Palmas, con dos pilotos y cuatro pasajeros a bordo; uno de los pasajeros era el mecánico asignado para el mantenimiento en línea de la aeronave. De acuerdo con el plan de vuelo presentado por la tripulación, tenían previsto realizar un vuelo VFR, dirigiéndose inicialmente al punto W del Aeropuerto de Tenerife-Norte, sobrevolar este a 1.000 ft de altura hacia el punto E y dirigirse finalmente al aeropuerto de destino; la duración prevista del vuelo era de una hora y el helicóptero disponía de autonomía para tres horas de vuelo.

En general, las condiciones meteorológicas a lo largo de la ruta prevista eran adecuadas para el vuelo previsto; no obstante, la tripulación del helicóptero consideró que las condiciones locales en el Aeropuerto de Tenerife-Norte no eran las más adecuadas para sobrevolarlo y, a las 08:42 h, solicitó y obtuvo de la dependencia de control de aproximación de este aeropuerto autorización para dirigirse directamente al punto N del mismo y rodear la isla de Tenerife por el Noreste hacia el punto E, en lugar de sobrevolarlo.

A las 08:58:07 h, con el helicóptero volando de Oeste a Este, 12 NM al Norte del aeropuerto, con una altitud de 600 ft y una velocidad de 120 kt, la tripulación fue

informada de que no había tráfico visual notificado entre los puntos N y E, y acusó recibo de la misma; a las 09.00:14 h, su eco desapareció de la pantalla del radar en una zona en que este no tiene cobertura a la altitud de vuelo de la aeronave, y ya no volvió a aparecer.

Después de ser requerida en dos ocasiones la tripulación del helicóptero para notificar alcanzando el punto E y no responder, de intentarlo en otras frecuencias y utilizando como relé a otras aeronaves en la zona, con el mismo resultado, y de obtener respuesta negativa de otras dependencias de control consultadas, se informó por radio al Centro Coordinador de Salvamento (RCC) de Canarias sobre la pérdida de contacto con la aeronave y el retraso en la llegada a su destino. Coincidiendo con esta comunicación, se empezaron a recibir en distintas dependencias de control comunicaciones de aeronaves que habían recibido a su vez la señal de una radiobaliza de emergencia.

La primera información concreta sobre la zona en que había caído el helicóptero se recibió a las 10:13 h y, a partir de ese momento, se movilizaron medios aéreos y de superficie, que localizaron poco después restos del helicóptero y de algunos de sus ocupantes; alrededor de las 10:30 h se iniciaron las tareas de rescate.

2.1.2. *Trayectoria del helicóptero*

Como se ha indicado en 1.16.4, se dispone de información sobre la trayectoria del helicóptero detectada por las estaciones de radar, correspondiente a los 40 minutos de vuelo que transcurrieron, aproximadamente, desde el despegue del Aeropuerto de La Palma hasta que se perdió el contacto, en una posición próxima al punto N del Aeropuerto de Tenerife-Norte.

En la figura 18, se puede observar cómo la aeronave siguió una trayectoria prácticamente paralela por el Norte a la correspondiente al plan de vuelo, hasta que solicitó y fue autorizada para rodear la isla de Tenerife por el Noreste, en lugar de sobrevolar el Aeropuerto de Tenerife-Norte, momento a partir del que se dirigió directamente al punto N de este aeropuerto, con una trayectoria de Oeste a Este. A lo largo de todo este trayecto mantuvo una velocidad de 110 a 120 kt respecto de la superficie del agua; teniendo en cuenta que, de acuerdo con la información meteorológica disponible, el viento era moderado, de dirección variable entre el N y el NW, puede afirmarse que volaba con una velocidad indicada algo mayor de los 100 kt previstos en el plan de vuelo.

Aunque, con la información disponible, no es posible conocer con exactitud el tramo final de la trayectoria del helicóptero, si se tiene en cuenta la solicitud realizada por la tripulación y la correspondiente autorización recibida de control, y que el accidente se produjo en una zona situada al Norte del punto E del Aeropuerto de Tenerife-Norte, se

considera que la aeronave rodeó la isla por el Noreste hacia dicho punto E, siguiendo la trayectoria prevista.

2.1.3. *Impacto con el agua*

El mismo día en que ocurrió el accidente, se habían recuperado la sección posterior del fuselaje del helicóptero y elementos de la estructura de la parte inferior central del fuselaje, cuyo estudio permitió determinar que todas las roturas y deformaciones encontradas se habían producido como consecuencia de un impacto muy violento con el agua y que, en el momento del impacto, el helicóptero mantenía una actitud de picado y alabeo a la derecha, muy pronunciados ambos.

Este punto confirmaría lo expuesto en 1.18.5, en relación con la entrevista realizada al pescador que había presenciado la caída del helicóptero al agua, cuando se le preguntó sobre el sentido del giro realizado por este antes de caer y respondió con dudas sobre si había sido hacia la derecha, mientras que sus gestos parecían confirmarlo.

Por otra parte, los trozos de elementos ligeros procedentes de todas las zonas no recuperadas del fuselaje del helicóptero, salvo de la sección de cola, que se habían encontrado en el fondo del mar durante la búsqueda realizada entre los días 1 y 8 de septiembre de 2006, indican que el contacto de la aeronave con la superficie del agua se había producido con gran violencia y que, como consecuencia de esto, la estructura de la cabina de mando y las secciones delantera y central del fuselaje, prácticamente se habían desintegrado.

Esto permite concluir que el helicóptero entró en contacto con el agua con gran violencia, en una actitud anormal y, probablemente, descontrolado. Además, en el momento del impacto con la superficie del mar, la estructura de la aeronave mantenía su integridad.

Estas características no se corresponden con las de un impacto directo del helicóptero con el agua en línea de vuelo, por lo que se descarta la posibilidad de que la aeronave hubiera ido perdiendo altura, poco a poco y de manera inadvertida para la tripulación, hasta encontrarse con la superficie del mar y colisionar con ella.

2.2. Actuaciones en relación con el helicóptero

2.2.1. *Características mecánicas del helicóptero*

La configuración mecánica del helicóptero es convencional, con dos motores acoplados directamente a una caja de transmisión principal, a través de la que suministran potencia, por una parte, al rotor principal, por otra, al rotor de cola, y, por otra, a todos

los sistemas de que dispone este. El eje de giro (mástil) del rotor principal está engranado directamente a la caja principal, mientras que el eje del rotor de cola lo está a través de dos líneas y dos cajas de transmisión; los sistemas de la aeronave pueden recibir la energía necesaria para su funcionamiento por acoplamiento directo a esta, o bien recibirla a través de otros sistemas.

Con una configuración de estas características, una anomalía en cualquier elemento acoplado, directamente o a través de otros elementos intermedios, a la caja de transmisión principal, puede transmitirse al resto de elementos en una secuencia y con un retardo, que dependerán, básicamente, de la distancia a que se encuentren y de los elementos intermedios que haya entre ellos.

Por otra parte, y en lo que a las palas del rotor principal se refiere, tienen en el interior de sus largueros nitrógeno a baja presión, para detectar grietas a través de los sistemas CBIM/VBIM y con el efecto añadido de prevenir la corrosión manteniendo una atmósfera inerte; en este sentido, el nitrógeno contribuiría a impedir o retrasar la aparición de puntos de corrosión en el interior del larguero, que pudieran ser origen de grietas que se propagarían de dentro a fuera y serían difícilmente detectables por procedimientos normales antes de alcanzar la superficie exterior. Los sistemas CBIM/VBIM que equipaban el helicóptero producían avisos en el caso de que dicha presión alcanzara valores inferiores a determinados límites, por debajo de los que podría producirse la entrada de aire del exterior. Sobre el funcionamiento de estos sistemas, conviene insistir en que un aviso en vuelo del primero supone una indicación insegura que puede proceder de cualquiera de las palas, y que no se conoce de cuál de ellas procede hasta que el helicóptero está en tierra y se comprueba mediante el segundo; asimismo, debe tenerse en cuenta que las fugas de nitrógeno en el larguero de una pala pueden producirse por una pérdida de estanqueidad a través de la unión de alguno de los elementos acoplados a él (válvula de llenado, indicador del BIM, transductor del CBIM o elementos de cierre de raíz o punta de pala), pero también pueden producirse a través de grietas en sus paredes, que, además, pueden haber alterado sus características estructurales.

2.2.2. *Restos recuperados y rotura estructural*

Se localizaron y recuperaron restos pertenecientes a la estructura del fuselaje del helicóptero, y trozos de las palas del rotor principal del mismo.

Como elementos estructurales, en superficie se recuperó la sección posterior del fuselaje del helicóptero, con una balsa salvavidas inflada en su interior que le había permitido mantenerse a flote, en la que se encontraba el alojamiento del CVR, que se mantenía en su posición y pudo recuperarse. Además, se encontraron un trozo de la parte inferior central del fuselaje, que incluía la parte correspondiente del piso de la cabina de pasajeros, otro trozo del piso de dicha cabina y el tren de aterrizaje principal.

En lo que a los restos sumergidos se refiere, para su búsqueda se dispuso de medios adecuados para actuar a las profundidades de la zona en que se produjo el accidente; no obstante, debido a la orografía y las características de los fondos marinos en la zona, los resultados obtenidos fueron muy limitados. De hecho, solamente se encontraron trozos de elementos ligeros procedentes de todas las partes no recuperadas en superficie del fuselaje del helicóptero, salvo de la sección de cola, y trozos de cuatro palas del rotor principal (de los que se recuperaron tres), correspondientes a la parte más próxima a la unión de la respectiva pala a la cabeza del rotor, en una zona con profundidades entre los 700 y 1.000 m, y distribuidos en una superficie aproximada de 500 × 350 m.

El estudio de los elementos procedentes del fuselaje ha permitido determinar las condiciones en que se produjo el impacto del helicóptero con el agua, tal y como se ha descrito en 2.1.3.

Por otra parte, el estudio de dos de los trozos de pala recuperados, que presentaban roturas similares (entre ellos, y con el que no se recuperó pero sí se documentó), correspondientes a tres de las palas, ha permitido determinar que dichas roturas se produjeron, probablemente, por el impacto de las palas con la superficie del agua, con gran energía aplicada.

El estudio del larguero del cuarto trozo de pala, correspondiente a la cuarta pala e identificado como perteneciente a la pala «negra» del helicóptero, ha permitido determinar, por una parte, que se había separado de su elemento de unión a la cabeza del rotor por rotura de los tornillos que la sujetaban a este; por otra parte, la única sección de rotura que tenía presentaba características de haberse iniciado de forma progresiva y los resultados de los estudios realizados sobre ella se analizan más adelante.

No se encontraron más elementos del helicóptero; en particular, no se dispone de los restos de las partes mecánicas (motores, elementos de transmisión, etc.), del cono de cola (rotor de cola, cajas y ejes de transmisión, etc.), ni de alguno de los sistemas, que podrían haber aportado información muy valiosa sobre las condiciones generales de la aeronave en el momento de su impacto con la superficie del mar.

Tampoco se dispone de la cabeza y de una de las palas del rotor principal, de la raíz y la mayor parte de su envergadura, hacia la punta, de tres de ellas, ni de la mayor parte de la envergadura, hacia la punta, de la última de ellas; es decir, no se dispone de todos los elementos del rotor principal, necesarios para realizar un estudio completo de sus condiciones en el momento del impacto de cada una de las palas con la superficie del mar, ni de los trozos que contienen las otras caras de las roturas (contrarroturas) correspondientes a las roturas estudiadas, cuyo estudio hubiera permitido determinar las características de las cargas que produjeron estas.

Como consecuencia de todo esto, la investigación de los restos de la aeronave se ha limitado al estudio de los elementos disponibles; no obstante, ha permitido obtener conclusiones sobre las posibles causas del accidente.

2.2.3. Mantenimiento del helicóptero

Del estudio de la documentación de mantenimiento del helicóptero y sus componentes, se desprende que habían sido mantenidos de acuerdo con el plan de mantenimiento aprobado y lo establecido en la documentación aplicable. Si bien, las últimas actuaciones de mantenimiento sobre la pala «negra» no se corresponden con los procedimientos aprobados.

Por otra parte, como se ha descrito en 1.18.1.2, se ha verificado que el día 26-06-2006, durante el arranque de los motores del helicóptero, se produjo un aviso en cabina de baja presión de nitrógeno en las palas del rotor principal y que, una vez parados los motores, se comprobó que este procedía de la pala «negra» del rotor principal; la pala «negra» tenía 6.784:38 h de vuelo y 36.217:40 el helicóptero.

El mecánico aplicó el procedimiento definido en la Instrucción Adicional Específica al Manual de Mantenimiento n.º AHS-0540, complementaria del Manual de Mantenimiento del fabricante y descrita en 1.18.4.3, para la puesta en servicio de la pala; debido a que no disponía del equipo necesario para la comprobación y recarga de nitrógeno en las palas del rotor principal, utilizó un manómetro de baja presión suficientemente preciso para comprobar la presión en la pala, como método alternativo.

Cuando dispuso del equipo necesario para la comprobación y recarga de nitrógeno en las palas del rotor, el día 28-06-2006 y realizó una comprobación de la presión del nitrógeno en las palas del rotor principal; la pala «negra» tenía 6.791:53 h de vuelo y 36.224:55 el helicóptero. El día 04-07-2006, volvió a repetir la comprobación; la pala «negra» tenía 6.811:53 h de vuelo y 36.244:55 el helicóptero.

Este suceso y las comprobaciones de la presión del nitrógeno en las palas del rotor principal, no se anotaron en los documentos de vuelo y de mantenimiento en que correspondería haberlo hecho.

Además, como también se ha descrito en 1.18.1.2 se tiene conocimiento de que se habían producido avisos del CBIM en vuelo los dos días anteriores al del accidente y que, en los dos casos, se había verificado mediante el VBIM que el aviso procedía de la pala «negra»; en el primer caso, se había comprobado que la presión de nitrógeno en su interior estaba dentro de los límites que permitían rellenarla, por lo que se había rellenado de nitrógeno y se había considerado apta para el servicio; en el segundo caso, se había detectado una fuga de nitrógeno en el asiento de la válvula de llenado, que no se había podido corregir y, por ese motivo, se había acordado trasladar el helicóptero el día del accidente al Aeropuerto de Las Palmas.

En relación con el primer aviso, de acuerdo con lo establecido en el Manual de Mantenimiento del helicóptero y que se ha descrito en 1.18.4, debería haberse retirado

la pala del servicio hasta que la causa del aviso hubiera sido positivamente encontrada y corregida, y una vez puesta en servicio, debería haberse mantenido bajo vigilancia hasta que hubieran transcurrido 30 horas de vuelo ó 10 días, lo que hubiera ocurrido primero; de acuerdo con la instrucción aplicada, la pala debería haberse mantenido bajo vigilancia, además, hasta que hubieran transcurrido 100 horas de vuelo ó 30 días, lo que hubiera ocurrido primero.

En lo que al segundo aviso se refiere, se produjo una vez transcurridos 10 días y, aproximadamente, 38 horas de vuelo, por lo que, de acuerdo con lo establecido en el Manual de Mantenimiento del helicóptero, se trataría de un nuevo suceso, mientras que, de acuerdo con el procedimiento del operador, la pala debería haberse sustituido y enviado a taller.

Finalmente, el tercer aviso se produjo, aproximadamente, 4 horas de vuelo después del anterior, es decir, dentro de las 30 horas de vuelo siguientes a este, por lo que la pala debería haberse sustituido definitivamente, no teniendo cabida ninguna otra actuación de mantenimiento sobre la misma en el lugar en que se encontraba, independientemente de que se aplicaran los criterios del Manual de Mantenimiento del fabricante, o el procedimiento del operador.

Aparte de las consideraciones sobre los sucesos que se produjeron, en el último párrafo de 1.18.4.2 se ha puesto de manifiesto que en el Manual de Mantenimiento del fabricante aplicable (SA 4045-80) se indica que la pala debe ser retirada del servicio, en determinadas circunstancias; siguiendo el árbol de fallos que figura en dicho manual, la primera medición de presión en el interior del larguero puede hacerse con la pala montada en el helicóptero, siempre que se considere que este y sus componentes no están en servicio mientras se realiza dicha medición, y así lo contempla la Instrucción Adicional Específica al Manual de Mantenimiento n.º AHS-0540 aplicada por el operador. Sin embargo, en el árbol de fallos del larguero presurizado que figura en el Boletín de Servicio (SB 61B15-6Q) se indica que, una vez que se tiene una indicación insegura o el resultado de la prueba del indicador no es satisfactorio, la pala debe desmontarse antes de medir la presión en el interior del larguero. A la vista de esto, se considera que dicho Boletín de Servicio no está correctamente incorporado en el Manual de Mantenimiento; si no es ese el caso, debería justificarse el motivo de dicha diferencia.

2.3. Rotura de la pala «negra» del rotor principal

2.3.1. Características de la sección de rotura

En 1.16.2 se han presentado los resultados de los estudios realizados en el INTA y en el NTSB, sobre las características de la sección de rotura que presentaba el larguero de la pala «negra» del rotor principal.

Los dos estudios coinciden en que la rotura se había iniciado en la parte inferior de la pared trasera del larguero de la pala, se había propagado por el mecanismo de fatiga y se había consumado por sobrecarga estática de tracción, y difieren en el mecanismo por el que se había desarrollado la rotura en las zonas denominadas como 2 y 3 en el informe del INTA (véase figura 11).

Centrando el análisis en las características que presenta la rotura en dichas zonas 2 y 3 de la sección de rotura, en los dos estudios se describen características superficiales similares, sobre todo en la zona 3: Desde un punto de vista macrofractográfico, superficie de fractura en un plano perpendicular a la dirección de los esfuerzos que originaron la rotura, y textura rugosa direccional (INTA) o patrón de bandeo (NTSB), y, desde un punto de vista microfractográfico, características de deformación plástica en numerosas zonas y ausencia de características de fatiga.

Las discrepancias surgen a la hora de interpretar estos resultados: Mientras que en el estudio realizado por el INTA estas características indican que la rotura en esta zona se había producido por sobrecarga estática de tracción, con una gran velocidad de aplicación (cargas de, o casi de, impacto), en el estudio realizado por el NTSB se considera que el patrón de bandeo no es consistente con una sobrecarga estática y que, aunque algunas características microscópicas en estas zonas son aparentemente de sobrecarga estática y, a veces, de crecimiento progresivo relativamente rápido, puede haber regiones de rotura rápida con características de sobrecarga estática separadas por bandas de crecimiento más lento con características típicas de fatiga.

En la práctica, a la vista de las conclusiones de los dos estudios, se considera que la rotura en las zonas 2 y 3 presenta características de crecimiento rápido bajo carga cíclica.

De ambos estudios se concluye que, la rotura fue causada por un fenómeno de fatiga en cuyo proceso final, se constata la aplicación de fuertes cargas, dando lugar a la rotura final por la incapacidad de la sección resistente de aguantar las cargas aplicadas.

2.3.2. Relación con los avisos de los sistemas VBIM/CBIM

La zona que presenta características de rotura progresiva producida por el mecanismo de fatiga (zona 1 en la figura 11) afecta prácticamente a todo el espesor de la pared del larguero de la pala, salvo al labio de salida de la rotura hacia el interior de la pala (punto P en la figura 11), de aproximadamente 1 mm de espesor y que coincide con el límite entre las zonas 1 y 2 de la sección de rotura. De acuerdo con la información suministrada por el fabricante, incluida en 1.18.6, existe la posibilidad de que el tamaño de esta abertura fuera suficiente para producir una fuga de nitrógeno apreciable por el sistema CBIM/VBIM en un plazo relativamente largo de tiempo.

Por otra parte, tal y como se ha expuesto en el apartado anterior, se considera que la rotura en las zonas 2 y 3 presenta características de crecimiento rápido, bajo carga cíclica. En este caso, el tamaño de la abertura sería suficiente para producir una fuga de nitrógeno apreciable por el sistema CBIM/VBIM en un plazo relativamente corto de tiempo.

En consecuencia, existe la posibilidad de que los avisos de baja presión del nitrógeno en el interior de las palas, que se produjeron los dos días anteriores al accidente, se debieran a fugas a través de esta abertura, y se considera probable que el que se produjo aproximadamente 26 minutos antes del accidente, se debiera a fugas a través de ella.

2.3.3. *Posible influencia en el accidente*

Las conclusiones de los dos estudios realizados discrepan sobre el alcance de la zona que presentaba características de rotura progresiva producida por el mecanismo de fatiga, aunque los resultados obtenidos ponen de manifiesto que hay una zona que presenta características de crecimiento lento (zona 1 en la figura 11) y otras de crecimiento más rápido (zonas 2 y 3 en dicha figura). No obstante, en cualquiera de los dos supuestos, la proporción de la superficie total de la sección de la pala afectada por la rotura progresiva, permite en sí afirmar que el proceso de fatiga fue el desencadenante de la rotura de la pala; tampoco permite descartar que, debido al cambio de las características estructurales de la pala (básicamente, cambio de sección cerrada a abierta, y variación de las posiciones de los centros de gravedad y de cortadura), que ésta se rompiera por esta sección al estar debilitada como consecuencia de dichos cambios.

Por otra parte, tal y como se ha descrito en 1.16.3, el trozo de pala encontrado se había separado de la cabeza del rotor principal como consecuencia de un desplazamiento relativo del larguero respecto de su elemento de unión a la cabeza del rotor; este desplazamiento relativo se había producido por una deceleración de la pala con respecto a la cabeza del rotor, que había dado lugar a la cizalladura de los tornillos, y la posterior separación y salida de la raíz de la pala de su alojamiento. La deceleración de la pala con respecto a la cabeza del rotor sugiere la posibilidad de un impacto de esta en el agua.

Además, tal y como se ha descrito en 1.11.1.2, en la grabación del CVR se identificaron las frecuencias y armónicos generados por el giro en condiciones normales de funcionamiento de elementos acoplados a los motores y a la caja de transmisión principal, de la propia caja y del rotor de cola. En todos los casos, la señal se mantuvo uniforme a lo largo de todo el vuelo, hasta que, a falta de 4,5 segundos para el final de la grabación, desapareció de forma instantánea y se produjo un fuerte incremento en el ruido de fondo, que se mantuvo hasta el final de la grabación. En estas condiciones, no fue posible establecer la posibilidad de algún posible fallo en elementos

mecánicos fundamentales del helicóptero y, mucho menos, una posible secuencia de fallos.

Como síntesis del análisis realizado en 2.3.1 y 2, y en los párrafos anteriores, se concluye que, por una parte, no ha sido posible determinar la relación causa-efecto entre el impacto del helicóptero con la superficie del agua y la rotura del larguero de la pala «negra»; por otra parte, se considera posible que los avisos, previos al accidente y detectados por el sistema CBIM, de baja presión del nitrógeno en el interior de los largueros de las palas se debieran a fugas a través de la abertura desde el interior del larguero en la zona de rotura progresiva producida por el mecanismo de fatiga encontrada en esta sección de rotura, además de a las fugas detectadas en el asiento de la válvula de llenado.

2.4. Actuaciones de la tripulación

2.4.1. Consideraciones generales

De acuerdo con la información disponible, se considera que la tripulación tenía conocimiento de que había fugas de nitrógeno en la pala «negra» del rotor principal y que estas habían sido la causa de los avisos del sistema CBIM que se habían producido en vuelo los dos días anteriores; de hecho, la realización de este vuelo al aeropuerto de Las Palmas se había acordado con el mecánico para someter dicha pala a pruebas de fugas más concluyentes.

Además, a la vista de las consideraciones que figuran en 2.2.3, dicha pala debería haberse sustituido definitivamente, no teniendo cabida ninguna otra actuación de mantenimiento sobre la misma en el lugar en que se encontraba; esto significa que el helicóptero, con esta pala instalada, no reunía los requisitos de mantenimiento exigidos para realizar un vuelo de posicionamiento, sin ningún tipo de restricciones.

Por tanto, se considera que el vuelo respondía a unas características tales que sólo debería haberse realizado como vuelo «ferry», después de haberse tramitado y obtenido el correspondiente Permiso de Vuelo, y, como tal, se le deberían haber aplicado restricciones en lo que a la admisión de pasajeros a bordo se refiere. Como se ha indicado en 1.17.2.6, en el Manual de Operaciones del operador no se establecían criterios al respecto para los vuelos no comerciales y en su Circular 03/90 deja todo bajo la responsabilidad del Comandante.

2.4.2. Consideraciones sobre el procedimiento «BIM WARNING»

En lo que se refiere al procedimiento correspondiente a los avisos del CBIM que se ha reproducido en 1.18.2.1, en primer lugar se ha comprobado que el operador utilizaba

la expresión «LAND AS SOON AS PRACTICABLE (Within TWO hours)», definiéndola como «Extended flight is not recommended. The landing site and the duration of the flight are at the discretion of the pilot» y cuantificando la duración máxima del vuelo, mientras que el fabricante utilizaba la expresión «Land at nearest suitable landing area» y no la definía.

A la vista de la información expuesta en 1.18.2.2, se considera que el procedimiento «BIM WARNING» que figuraba en las listas de comprobación del operador era coherente con el correspondiente a «ILLUMINATION OF OPTIONAL COCKPIT BIM WARNING LIGHT», que figuraba en el Manual de Vuelo del Helicóptero. Esto indica, además, que el fabricante del helicóptero consideraba que este tipo de avisos se producía con un margen de tiempo suficiente, en relación con el posible fallo de una pala, para permitir continuar el vuelo hasta la instalación más próxima adecuada para el aterrizaje, y así lo consideraba también el operador del mismo al establecer un límite de tiempo de vuelo que permitiera, en el caso de estar volando sobre el agua, alcanzar una instalación adecuada para el aterrizaje y no obligara a realizar directamente un amerizaje.

En cualquier caso, ante un aviso de «BIM WARNING», una tripulación de este operador debe aplicar el procedimiento establecido por este y realizar las cuatro acciones siguientes:

- Régimen de giro del rotor principal (Nr): 104%.
- Velocidad Indicada (IAS): 90 kt.
- Descender por debajo de 1.000 ft, si es posible.
- Aterrizar tan pronto como sea factible, con un límite de dos horas.

2.4.3. Información obtenida del Registrador de Voces en Cabina (CVR)

Como se ha indicado en 1.11.1.1, a las 08:41:27 h se grabó en el CVR la expresión «Ves, llevamos BIM PRESS», pronunciada por el Piloto al Mando, sin que respondiera alguien ni se realizaran comentarios al respecto a lo largo de todo el vuelo.

Además, tal y como se ha descrito en 1.11.1.2, en la grabación del CVR se identificaron las frecuencias y armónicos generados por el giro en condiciones normales de funcionamiento de elementos acoplados a los motores y a la caja de transmisión principal, de la propia caja y del rotor de cola, cuyas señales se mantuvieron uniformes a lo largo de prácticamente todo el vuelo y, en particular, no sufrieron variaciones inmediatamente después de las 08:41:27 h.

Teniendo en cuenta que todos estos elementos están acoplados, directa o indirectamente, entre sí y con el rotor principal, esto indica que no hubo variaciones en

el régimen de giro del rotor principal y, en consecuencia, que no se actuó después de haberse producido el aviso.

2.4.4. *Información obtenida de la traza radar*

Cuando se grabó en el CVR la expresión «Ves, llevamos BIM PRESS», pronunciada por el Piloto al Mando, a partir de la traza radar del vuelo realizado por el helicóptero, se determinó que este se encontraba en la posición correspondiente al punto de coordenadas 28°37'13"N 17°01'57"W, prácticamente equidistante a los aeropuertos de La Palma y de Tenerife-Norte, y que, en ese momento, volaba con una altitud aproximada de 600 ft y una velocidad respecto de la superficie del agua de 110 kt (velocidad indicada algo mayor de 100 kt, de acuerdo con 2.1.2), condiciones que mantuvo a lo largo de prácticamente toda la trayectoria registrada.

En estas condiciones, se debería haber actuado para reducir la velocidad indicada del helicóptero a 90 kt y, en lo que a la altitud se refiere, al encontrarse éste ya por debajo de 1.000 ft, no era necesario actuar sobre ella.

2.4.5. *Adherencia al procedimiento establecido*

Siguiendo con la última de las cuatro acciones contempladas en el procedimiento establecido: Aterrizar tan pronto como sea factible, con un límite de dos horas, una vez que se hubo producido el aviso de «BIM WARNING», se continuó con el plan de vuelo previsto.

En relación con esta acción, y teniendo en cuenta que el helicóptero había despegado y estaba procediendo en un vuelo de posicionamiento que, en todo caso debería haber reunido los requisitos de un vuelo «ferry», se considera que, aunque el aeropuerto de Las Palmas estaba, aproximadamente, a 40 minutos de vuelo del punto en el que se produjo dicho aviso en vuelo, dentro del límite de tiempo establecido por el operador, tanto el aeropuerto de Tenerife-Norte como el de La Palma, estaban, aproximadamente, a 20 minutos de vuelo de dicho punto y, en consecuencia, se debería haber modificado el plan de vuelo previsto y haberse dirigido a uno de estos dos últimos aeropuertos.

Las consideraciones realizadas en este último párrafo, junto con las de los apartados anteriores, permiten afirmar que la tripulación no ejecutó el procedimiento de emergencia que figuraba en las listas de comprobación del operador, previsto para el caso de que se produjera un aviso («BIM WARNING») del sistema de indicación luminosa en la cabina de mando como consecuencia de haber descendido la presión del nitrógeno en alguna de las palas por debajo de la establecida.

Por otra parte, como se ha expresado en 2.4.1, la tripulación sabía que había fugas de nitrógeno en la pala «negra» del rotor principal, que estas habían sido la causa de los avisos del sistema CBIM que se habían producido en vuelo los dos días anteriores; de hecho, el vuelo al aeropuerto de Las Palmas se realizaba para someter dicha pala a pruebas de fugas más concluyentes. Este contexto, en el que se consideraba que el origen del aviso era conocido, y que no constituía un riesgo para la aeronave y sus ocupantes, era propicio para que la tripulación ignorara un aviso y no realizara el procedimiento de emergencia correspondiente.

Partiendo de la base de que la adherencia a los Procedimientos Estándar de Operación (SOP's) constituye una garantía de seguridad en la operación, el hecho de que no se realice un procedimiento ya es de por sí suficientemente serio; más cuando, como ocurría en este caso, no es posible evaluar correctamente en vuelo el origen de los avisos.

Debido a la desviación previa respecto de los SOP's, llegados a este punto, no tiene cabida consideración alguna sobre Gestión de Recursos en Cabina (CRM).

2.5. Organización de la compañía operadora de la aeronave

En 1.17 se describe la organización de la compañía operadora del helicóptero en la fecha en que ocurrió el accidente, incidiendo en su estructura, la cadena de mando y los procedimientos aplicables; en particular, se incide en los aspectos directamente relacionados con la operación y el mantenimiento, en el tratamiento de los registros técnicos de las aeronaves y en los criterios de control operativo establecidos.

En líneas generales, a cada helicóptero se le asigna una tripulación acorde con el tipo de operación al que se destina, de manera que pueda realizar su misión con total autonomía; estas tripulaciones incluyen un mecánico de línea con las habilitaciones necesarias para realizar el mantenimiento programado y las actuaciones puntuales que se le puedan requerir, además de otras funciones que pueda tener asignadas dependiendo del tipo de operación. Los pilotos y el mecánico de cada helicóptero dependen de sus respectivas direcciones (de operaciones y técnica), coordinados a través de la base operativa en la que esté la aeronave o de la que esté más próxima su base eventual, en su caso.

En este contexto, es habitual que las decisiones se tomen sobre el terreno, se actúe en consecuencia, previa consulta o no, y se comuniquen posteriormente. Esto permite que la operación se realice con agilidad y flexibilidad, a cambio de que la supervisión de las actividades tenga, en general, un carácter reactivo, es decir, la organización acaba actuando ante situaciones ya consumadas y resueltas de acuerdo con el criterio de cada una de las personas que han intervenido en ellas.

En general, los criterios serán uniformes cuando se trate de actuaciones ante situaciones habituales, rutinarias o no; sin embargo, cuando se trate de situaciones puntuales, que se dan con escasa frecuencia, cada persona puede tener un criterio diferente, de acuerdo con su propia experiencia, y esto llevarle a actuar al margen de los procedimientos establecidos, sin una supervisión efectiva por parte de la organización.

En el caso que nos ocupa, esto último se pone de manifiesto en dos aspectos: Por parte del mecánico, la pala «negra» no se retiró definitivamente del servicio cuando debería haberse hecho, y, por parte de la tripulación, se acordó con el mecánico la realización del vuelo, y se realizó, y se omitió el procedimiento «BIM WARNING» cuando apareció en vuelo el aviso correspondiente.

Esto pone de manifiesto la necesidad de establecer procedimientos que permitan a la organización disponer de una supervisión de carácter proactivo, de manera que, ante situaciones puntuales, se puedan prever actuaciones al margen de los procedimientos establecidos y poner los medios necesarios para evitarlas.

2.6. Consideraciones sobre la normativa aplicable

2.6.1. *Normativa aplicable a las organizaciones de Operaciones y de Mantenimiento*

En 1.17.2.7 y 1.17.3.3, se reseña la normativa aplicable en el momento del accidente y en la actualidad, en términos generales, a las organizaciones de Operaciones y de Mantenimiento, se incide en determinados aspectos de la misma que se consideran pertinentes para este caso y se expresan los motivos específicos por los que la normativa actual no es de aplicación a la flota S-61N del operador del helicóptero accidentado.

La aplicación de la normativa en vigor actualmente supone mejoras sustanciales, sobre todo, en lo que se refiere a la supervisión de las actividades por parte de la autoridad y de las propias organizaciones, a la prevención de accidentes y seguridad operacional, y a los sistemas de calidad implantados y/o que se deben implantar.

En este caso particular, y en relación con las consideraciones realizadas en 2.5, se considera que la implantación de una normativa de estas características contribuiría de manera decisiva a que el operador del helicóptero dispusiera de una supervisión de carácter proactivo, tanto en los aspectos de la operación como en el del mantenimiento de sus aeronaves.

Asimismo, y en lo que se refiere a la admisión de pasajeros a bordo, si un operador dispone de un Manual de Operaciones redactado y aprobado de acuerdo con requisitos similares a los establecidos en el Apéndice 1 al JAR-OPS 3.1045, sus tripulaciones

dispondrán de criterios específicos para determinar las características de los vuelos no comerciales que realicen y aplicar a cada tipo de vuelo las restricciones pertinentes.

2.6.2. *Habilitación de Piloto Agroforestal*

En lo que se refiere a la formación exigida a las tripulaciones, el helicóptero accidentado estaba asignado a tareas de extinción de incendios y, como se ha expresado en 1.17.2.4.2, el copiloto fallecido en el accidente no estaba en posesión de la Habilitación de Piloto Agroforestal, exigida por la normativa en vigor en el momento del accidente y en la actualidad; en dicho apartado se ha reseñado la normativa aplicable y los motivos por los que el operador considera, por una parte, que no era necesario que el Copiloto dispusiera de ella y, por otra, que la normativa aplicable no contempla la operación multipiloto.

A la vista de la normativa aplicable, tanto a la actividad de extinción de incendios en sí, como a los requisitos exigidos a los pilotos para obtener la habilitación correspondiente, se ha comprobado que no contempla las operaciones realizadas con aeronaves certificadas para operar con una tripulación mínima de más de un piloto.

En lo que se refiere a los requisitos exigidos a los pilotos para obtener la habilitación correspondiente, cabe reseñar que en las fechas en que ocurrió el accidente se exigía, entre otros, «haber realizado, como piloto, un mínimo de 300 horas de vuelo» y en la actualidad se exige «haber realizado, al menos, trescientas horas de vuelo como piloto al mando de aviones o helicópteros...»; son unos requisitos que podía cumplir un copiloto en las fechas en que ocurrió el accidente, contando incluso con la experiencia en otros tipos de aeronaves, y que sólo podría cumplir en la actualidad si hubiera volado como Piloto al Mando en otros tipos de aeronaves.

Teniendo en cuenta, además, que es frecuente la realización de operaciones de extinción de incendios con más de un piloto, en helicópteros certificados para operar con una tripulación mínima de un piloto, se considera conveniente que se incluyan las operaciones multipiloto en la normativa aplicable a este tipo de actividad.

2.7. Lesiones sufridas por los ocupantes del helicóptero

2.7.1. *Lesiones sufridas por el piloto al mando*

El informe sobre la autopsia realizada al cadáver del piloto al mando de la aeronave establece que falleció por shock traumático consecuente a lesiones que podían haberse producido por un mecanismo de contusión frontal junto al efecto cortante de las aspas del helicóptero, seccionando el cuerpo a dos niveles, una hemisección anterior a nivel torácico y una sección completa a nivel infraumbilical.

Teniendo en cuenta que en este tipo de helicópteros el piloto al mando ocupa la posición de la derecha y las palas del rotor principal giran en sentido antihorario, visto desde arriba, en el caso de que las palas del rotor principal hubieran penetrado en la cabina y golpeado al piloto al mando, le habrían producido secciones de atrás hacia delante y de derecha a izquierda, y nunca anteriores.

Sin embargo, la sección completa que presentaba a nivel infraumbilical, es coherente con la que le hubiera producido el cinturón ventral del arnés de sujeción al asiento como consecuencia de un impacto frontal de la aeronave con la superficie del agua en actitud de picado muy pronunciado, como ocurrió en este caso. En lo que a la hemisección anterior a nivel torácico se refiere, pudo producirse por impacto con algún elemento sin determinar de la parte delantera de la cabina del helicóptero.

2.7.2. *Lesiones sufridas por los pasajeros*

Las lesiones sufridas por los pasajeros son coherentes con la caída del helicóptero e impacto violento del mismo con el agua.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- A) La tripulación del helicóptero estaba adecuadamente calificada, experimentada y físicamente bien, y tenía sus licencias en vigor.
- B) El helicóptero disponía de un Certificado de Aeronavegabilidad y un Certificado de Matrícula válidos.
- C) El helicóptero realizaba un vuelo entre los aeropuertos de La Palma y Las Palmas, con el objeto de someter una de sus palas a pruebas de fugas. A bordo iban dos tripulantes y cuatro pasajeros, entre los que se encontraba el mecánico asignado para su mantenimiento en línea.
- D) El vuelo respondía a unas características tales que sólo debería haberse realizado como vuelo «ferry», después de haberse tramitado y obtenido el correspondiente Permiso de Vuelo, y con las restricciones correspondientes.
- E) Transcurridos 46 minutos de vuelo, el helicóptero cayó al mar y entró en contacto con la superficie del agua en actitud de picado y alabeo a la derecha, muy pronunciados ambos.
- F) Se recuperaron los cadáveres del piloto al mando y los cuatro pasajeros. El copiloto continúa desaparecido.
- G) Se realizó una búsqueda exhaustiva de los restos del helicóptero, en superficie y en el fondo del mar. Debido a las características del fondo del mar en la zona, los resultados de esta fueron muy limitados. A pesar de haberse recuperado solamente una parte muy limitada de los restos del helicóptero, su estudio ha permitido obtener conclusiones sobre las posibles causas del accidente.
- H) Entre los elementos recuperados estaba un trozo del larguero de la pala «negra» del rotor principal, que presentaba en uno de sus extremos una sección de rotura con características de haberse iniciado de forma progresiva, por un fenómeno de fatiga. En particular, los estudios realizados sobre la sección de rotura de la pala «negra», han permitido determinar que esta rotura de la pala se produjo antes del impacto del helicóptero con el agua.
- I) Se recuperó el CVR instalado en el helicóptero. Se extrajeron las grabaciones que contenía, se transcribieron y se hizo un análisis espectral de ellas.
- J) En las grabaciones que contenía el CVR, se oye al piloto al mando comentar: «Ves, llevamos BIM PRESS», cuando habían transcurrido 22 minutos de vuelo.
- K) En el análisis espectral de las grabaciones que contenía el CVR no se identificó anomalía alguna en el funcionamiento de los elementos del helicóptero cuyo espectro se pudo identificar.
- L) Se tiene conocimiento de que los dos días anteriores al accidente se habían producido avisos en vuelo del sistema CBIM, de avisos de baja presión de nitrógeno en el interior de las palas del rotor principal. Se había determinado que el origen de ellos estaba en la pala «negra» de este.
- M) Previamente, 10 días y, aproximadamente, 38 horas de vuelo, antes del primero de los avisos referidos en el punto anterior, se había producido un aviso del sistema

CBIM durante el arranque de los motores del helicóptero. Este suceso y las actuaciones de mantenimiento realizadas como consecuencia del mismo, no se anotaron en los documentos de vuelo (PVM) y de mantenimiento (DMR) en que correspondería haberlo hecho.

- N) De acuerdo con lo establecido en el Manual de Mantenimiento del helicóptero y en los procedimientos del operador, la pala «negra» debería haberse retirado del servicio y desmontado del helicóptero.
- O) El helicóptero, con esta pala instalada, no reunía los requisitos de mantenimiento exigidos para realizar un vuelo de posicionamiento, sin ningún tipo de restricciones.
- P) La tripulación no ejecutó el procedimiento de emergencia previsto para el caso de que se produzca un aviso («BIM WARNING») del sistema CBIM instalado en el helicóptero.
- Q) Se considera que los procedimientos establecidos por el operador para supervisar las actividades de operaciones y de mantenimiento, tienen un carácter marcadamente reactivo y que deberían establecerse procedimientos que permitan a la organización disponer de una supervisión de carácter proactivo.
- R) Se considera que sería beneficioso para las operaciones y aeronaves excluidas de la aplicación de las normas de carácter general actualmente en vigor, el desarrollo de normativa nacional que garantice niveles de exigencia equivalentes.

3.2. Causas

El helicóptero realizaba un vuelo durante el que cayó al mar, entrando en contacto con la superficie del agua con gran violencia, en una actitud anormal y, probablemente, descontrolado, siendo la causa más probable de esta caída la rotura en vuelo de la pala «negra» del rotor principal.

Se considera que el proceso de rotura de la pala, que presentaba características de haberse producido de manera progresiva, se inició por un fenómeno de fatiga, seguido de una rotura estática final al haber alcanzado la grieta de rotura por fatiga su longitud crítica.

Se consideran factores contribuyentes al accidente las deficiencias detectadas en la aplicación de los procedimientos de mantenimiento y operación del helicóptero.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1. Procedimientos de mantenimiento

En el curso de la investigación se ha comprobado que se habían producido recientemente tres avisos en cabina del sistema CBIM, de baja presión de nitrógeno en el interior de las palas del rotor principal, y que se había verificado mediante el sistema VBIM que procedían de la pala «negra» de este.

Como se indica en 2.2.3, en el primer caso no se anotaron en los documentos de vuelo (PVM) y de mantenimiento (DMR) en que correspondería hacerlo, el suceso en sí ni las actuaciones de mantenimiento realizadas como consecuencia del mismo. Debido a que prácticamente toda la documentación del helicóptero se perdió como consecuencia del accidente, se desconoce si se habían realizado las anotaciones correspondientes a los otros dos casos; en todo caso, considerando que sí se habían realizado, las hojas correspondientes no se habían enviado diariamente por fax a los servicios centrales de la compañía, como establecen sus procedimientos.

Partiendo de que la trazabilidad en el seguimiento de averías es consustancial a las actividades de mantenimiento y de que en este caso no se dieron los pasos necesarios para poder realizarla de manera efectiva, se emite la siguiente Recomendación sobre Seguridad:

REC 17/10. El **operador** del helicóptero debería introducir en su organización las modificaciones y mejoras necesarias para asegurar la necesaria y fundamental trazabilidad en el seguimiento de averías, mediante la correcta anotación de todos los sucesos en los documentos de vuelo (PVM) y de mantenimiento (DMR) en que corresponde hacerlo, la adecuada remisión de los mismos a la unidad responsable de su seguimiento y la realización de un seguimiento efectivo de los mismos por parte de dicha unidad.

4.2. Vuelos no comerciales

En el curso de la investigación se ha comprobado que en el Manual de Operaciones del explotador no figuraban las definiciones de los distintos tipos de vuelos no comerciales que podían realizar sus helicópteros, ni los criterios para la admisión a bordo de pasajeros en dichos vuelos.

Por otra parte, se ha comprobado que, en el «Apéndice 1 al JAR-OPS 3.1045 Contenido del Manual de Operaciones», se establecen criterios sobre la admisión de pasajeros a bordo en términos de que el operador garantizará que el Manual de Operaciones

contenga en su apartado 8.7 los procedimientos y limitaciones para los vuelos no comerciales, incluyendo el tipo de personas que se podrá transportar en cada vuelo.

Partiendo de lo expresado en el último párrafo de 2.6, en el sentido de que si un operador dispone de un Manual de Operaciones redactado y aprobado de acuerdo con requisitos similares a los establecidos en el Apéndice 1 al JAR-OPS 3.1045, sus tripulaciones dispondrán de criterios específicos para determinar las características de los vuelos no comerciales que realicen y aplicar a cada tipo de vuelo las restricciones pertinentes, se emiten las siguientes Recomendaciones sobre Seguridad:

- REC 18/10.** El **operador** del helicóptero debería incluir en su Manual de Operaciones procedimientos y limitaciones para los vuelos no comerciales, incluyendo el tipo de personas que se podrá transportar en cada vuelo, en términos similares a los exigidos en el Apéndice 1 al JAR-OPS 3.1045.
- REC 19/10.** La **Agencia Estatal para la Seguridad Aérea (AESA)**, debería asegurarse de que en el Manual de Operaciones de este operador en particular, y de todos los operadores en general, se incluyen procedimientos y limitaciones para los vuelos no comerciales, incluyendo el tipo de personas que se podrá transportar en cada vuelo, en términos similares a los exigidos en el Apéndice 1 al JAR-OPS 3.1045.
- REC 20/10.** La **Dirección General de Aviación Civil (DGAC)**, debería considerar la posibilidad de desarrollar normativa, aplicable en España, mediante la que se exija que en todos los Manuales de Operaciones, correspondientes a cualquier actividad que requiera este documento, se incluyan procedimientos y limitaciones para los vuelos no comerciales, incluyendo el tipo de personas que se podrá transportar en cada vuelo, en términos similares a los exigidos en el Apéndice 1 al JAR-OPS 3.1045.

4.3. Normativa aplicable

En el curso de la investigación se ha comprobado que la normativa aplicable actualmente en España, en términos generales, a las organizaciones de Operaciones y de Mantenimiento (JAR-OPS 3 y Reglamentos (CE) referidos en 1.17.3.3), no es aplicable a un conjunto de actividades, entre las que se encuentran los servicios SAR y los vuelos de lucha contraincendios, por lo que la flota S-61N del operador está excluida de su aplicación.

Por otra parte, se ha comprobado que la aplicación de esta normativa supone mejoras sustanciales, sobre todo, en lo que se refiere a la supervisión de las actividades por parte de la autoridad y de las propias organizaciones, a la prevención de accidentes y

seguridad operacional, y a los sistemas de calidad implantados y/o que se deben implantar.

Además, en el último párrafo de 2.5 se ha puesto de manifiesto la necesidad de que el operador establezca procedimientos que permitan a la organización disponer de una supervisión de carácter proactivo, de manera que, ante situaciones puntuales, se puedan prever actuaciones al margen de los procedimientos establecidos y poner los medios necesarios para evitarlas.

Partiendo de lo expresado en el penúltimo párrafo de 2.6, en el sentido de que se considera que la implantación de una normativa de estas características contribuiría de manera decisiva a que el operador del helicóptero dispusiera de una supervisión de carácter proactivo, tanto en los aspectos de la operación como en el del mantenimiento de sus aeronaves, se emiten las siguientes Recomendaciones sobre Seguridad:

REC 21/10. El **operador** del helicóptero debería aplicar en sus Manuales de Operaciones y de Mantenimiento, criterios similares a los establecidos en la normativa aplicable actualmente en España, en términos generales, a las organizaciones de Operaciones y de Mantenimiento (JAR-OPS 3 y Reglamentos (CE) referidos en 1.17.3.3), al menos en lo que se refiere a la supervisión de las actividades por parte de las propias organizaciones, a la prevención de accidentes y seguridad operacional, y a los sistemas de calidad implantados y/o que se deben implantar.

REC 22/10. La **Agencia Estatal para la Seguridad Aérea (AESA)**, debería asegurarse de que este operador en particular, y todos los operadores en general, aplican en sus Manuales de Operaciones y de Mantenimiento, criterios similares a los establecidos en la normativa aplicable actualmente en España, en términos generales, a las organizaciones de Operaciones y de Mantenimiento (JAR-OPS 3 y Reglamentos (CE) referidos en 1.17.3.3), al menos en lo que se refiere a la supervisión de las actividades por parte de las propias organizaciones, a la prevención de accidentes y seguridad operacional, y a los sistemas de calidad implantados y/o que se deben implantar.

REC 23/10. La **Dirección General de Aviación Civil (DGAC)**, debería considerar la posibilidad de desarrollar normativa, aplicable en España a las actividades excluidas de la aplicación de la normativa aplicable actualmente, en términos generales, a las organizaciones de Operaciones y de Mantenimiento (JAR-OPS 3 y Reglamentos (CE) referidos en 1.17.3.3), de manera que todas las actividades de aviación civil se desarrollen con niveles similares, al menos en lo que se refiere a la supervisión de las actividades por parte de la autoridad y de las propias organizaciones, a la

prevención de accidentes y seguridad operacional, y a los sistemas de calidad implantados y/o que se deben implantar.

4.4. Habilitación de Piloto Agroforestal

En el curso de la investigación se ha comprobado que la normativa aplicable a las operaciones de trabajos aéreos, entre las que se incluyen las actividades agroforestales, y a la habilitación de piloto agroforestal, no incluye ninguna referencia a las operaciones realizadas con aeronaves certificadas para operar con una tripulación mínima de más de un piloto, ni a sus tripulantes.

Por otra parte, la «ORDEN FOM/395/2007, de 13 de febrero, por la que se regula el proceso de formación para la habilitación de piloto agroforestal» establece, entre otros requisitos, que los aspirantes acreditarán haber realizado, al menos, trescientas horas de vuelo como piloto al mando de aviones o helicópteros, con carácter previo a la realización del curso correspondiente.

Partiendo de lo expresado en los dos últimos párrafos de 2.6.2, en el sentido de que un piloto con habilitación de tipo de copiloto, de un tipo de aeronave certificada para operar con una tripulación mínima de más de un piloto, sólo podría acceder a la Habilitación de Piloto Agroforestal después de haber actuado como Piloto al Mando en aeronaves de otros tipos, y de que es frecuente la realización de operaciones de extinción de incendios con más de un piloto, en helicópteros certificados para operar con una tripulación mínima de un piloto, se emite la siguiente Recomendación sobre Seguridad:

REC 24/10. La **Dirección General de Aviación Civil (DGAC)**, debería considerar la posibilidad de modificar la normativa vigente en la actualidad, o de desarrollar nueva normativa, aplicable a las operaciones de trabajos aéreos y a la habilitación de piloto agroforestal, de manera que en ella se incluyan las operaciones multipiloto, sean realizadas con aeronaves certificadas para operar con una tripulación mínima de más de un piloto o de un solo piloto.

4.5. Documentación de mantenimiento del fabricante

En el curso de la investigación se ha comprobado que existe una discrepancia en la documentación de mantenimiento del fabricante del helicóptero, aplicable a las palas del rotor principal del mismo en la fecha en que ocurrió el accidente, concretamente entre la revisión n.º 17 del Boletín de Servicio (SB 61B15-6Q), de fecha 22 de mayo de 1986, y el Manual de Mantenimiento aplicable (SA 4045-80), en el que estaba incluida dicha revisión mediante la revisión número 34 de fecha 30 de junio de 1986.

Por una parte, como se ha indicado en el último párrafo de 1.18.4.1, en el capítulo 65-11 del Manual de Mantenimiento del helicóptero figura un aviso de peligro («WARNING»), en los términos siguientes:

Cualquier pala en la que el indicador de presión muestre cualquier indicación negra o roja, o cuyo transductor de presión dé lugar a que se produzca un aviso luminoso del sistema CBIM, **debe ser retirada del servicio** hasta que la causa de la indicación insegura (negra o roja) o de la iluminación de la luz de aviso sea positivamente encontrada y corregida. Si el indicador o el transductor no están funcionando correctamente, deben ser sustituidos, pero sólo si la presión en el interior del larguero de la pala está entre los límites permisibles.

En el árbol de fallos del larguero presurizado, que se incluye en el Apéndice A, no se establece que la pala deba desmontarse del helicóptero y es necesario ir a los apartados que figuran en distintas notas para comprobar que, una vez que se tiene una indicación insegura o el resultado de la prueba del indicador no es satisfactorio, debe medirse la presión en el interior del larguero; si está dentro de los márgenes establecidos, debe sustituirse el indicador y volver a poner la pala en servicio; si no lo está, debe presurizarse el larguero y comprobar si hay fugas en los distintos componentes que tiene instalados, y que esta última operación debe realizarse con la pala desmontada.

Por otra parte, como se ha expresado en el último párrafo de 1.18.6.2, en el árbol de fallos del larguero presurizado que figura en la página 13 del Boletín de Servicio (SB) 61B15-6Q y se incluye como Apéndice D, se indica que, una vez que se tiene una indicación insegura o el resultado de la prueba del indicador no es satisfactorio, **la pala debe desmontarse antes de medir la presión en el interior del larguero**. Como se ha expresado en el párrafo anterior, en el Manual de Mantenimiento se indica que la pala debe ser retirada del servicio.

Adicionalmente, entre los comentarios formulados por el fabricante del helicóptero accidentado, al proyecto de informe técnico enviado a los Estados Unidos de acuerdo con lo establecido el Anexo 13 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional (OACI), figura su desacuerdo con la posibilidad de que la pala pudiera haberse considerado que estuvo retirada del servicio durante la escala del helicóptero en el aeropuerto de Las Palmas, en los siguientes términos: **No fue desmontada de la aeronave**, la fuga no se corrigió y la pala no fue reparada o comprobada de acuerdo con el Manual de Mantenimiento, por lo que no se la puede considerar como retirada del servicio.

Partiendo de lo expresado en el último párrafo de 2.2.3, en el que se hacen unas consideraciones a partir de las que se concluye que dicho Boletín de Servicio no está correctamente incorporado en el Manual de Mantenimiento y se establece que, si no es ese el caso, debería justificarse el motivo de dicha diferencia, se emiten las siguientes Recomendaciones sobre Seguridad:

REC 25/10. El fabricante del helicóptero, Sikorsky Aircraft Corporation, debería modificar el Manual de Mantenimiento del helicóptero (AMM), de referencia SA 4045-80, incorporando fielmente el contenido del Boletín de Servicio (SB) 61B15-6Q, o revisión posterior en su caso, de manera que desaparezca la discrepancia existente respecto de la necesidad de desmontar la pala («Remove Blade») o retirarla del servicio («Remove from Service») para realizar determinadas tareas establecidas en el árbol de fallos del larguero presurizado, de las palas del rotor principal del helicóptero.

En el caso de que considere que está incorporado de una manera adecuada, debería justificar el motivo de dicha diferencia.

REC 26/10. La autoridad de certificación del helicóptero, la Federal Aviation Administration (FAA) de los Estados Unidos de América, debería asegurarse de que el fabricante del helicóptero modifica el Manual de Mantenimiento del helicóptero (AMM), de referencia SA 4045-80, incorporando fielmente el contenido del Boletín de Servicio (SB) 61B15-6Q, o revisión posterior en su caso, de manera que desaparezca la discrepancia existente respecto de la necesidad de desmontar la pala («Remove Blade») o retirarla del servicio («Remove from Service») para realizar determinadas tareas establecidas en el árbol de fallos del larguero presurizado, de las palas del rotor principal del helicóptero.

En el caso de que el fabricante considere que está incorporado de una manera adecuada, debería asegurarse de que realmente es así.

APÉNDICES

APÉNDICE A

**Extracto del Manual de Mantenimiento:
Sikorsky Aircraft S-61N Maintenance
Manual. SA 4045-80**

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80ROTARY WING BLADES - TROUBLE SHOOTING1. General.

Rotary wing blade trouble is indicated by low-frequency vibration in the helicopter structure. Damage to a blade may change its aerodynamic profile, its weight, or its balance. These changes cause the affected blade to behave differently from others. Undamaged blades that are out-of-track will have the same effect. These blade conditions throw the rotary wing out of balance, causing a beat-per-rotor revolution (low-frequency vibration). Low-frequency vibration in the helicopter is also caused by rotary wing head troubles, or by fuselage failure (especially at main gear box mounts). Rotary-wing-blade trouble shooting is aimed at pin-pointing trouble to blades, or eliminating them as a cause. When it is determined that blades are not responsible, trouble shooting should be continued in conjunction with the rotary-wing-head trouble shooting chart. To localize trouble, check the helicopter for vibration with the primary hydraulic system turned off. Consult the pilot's flight report for indication of location and cause of vibration. The primary symptom of rotary-wing-blade malfunction is low-frequency vibration. For probable causes of and remedies for rotary-wing-blade malfunction, see figure 101.

CAUTION: NO ADJUSTMENT IS PERMITTED TO CORRECT AERODYNAMIC OR DYNAMIC (CHORD-WISE) UNBALANCE. BLADES THAT ARE OUT OF BALANCE MUST BE RETURNED TO SIKORSKY AIRCRAFT FOR REBALANCING.

2. Pressurized Spar.

CAUTION: IF A BLADE HAS HAD ANY TROUBLE WITH ITS BIM (PRESSURIZED SPAR) FEATURE, ALL TROUBLE SHOOTING PROCEDURES GIVEN HEREIN MUST BE COMPLETED BEFORE DOING ANY OTHER REPAIR.

CAUTION: WHEN A BLADE THAT HAS AN UNSAFE INDICATION ON ITS BIM PRESSURE INDICATOR HAS BEEN REPAIRED IN ACCORDANCE WITH THE INSTRUCTIONS IN THIS MANUAL, THAT BLADE MUST NOT BE REPAIRED AGAIN FOR A SECOND UNSAFE INDICATION IF THE SECOND UNSAFE INDICATION OCCURS WITHIN 30 FLIGHT HOURS OF THE FIRST. SHOULD THIS HAPPEN, FORWARD THE BLADE TO SIKORSKY AIRCRAFT.

NOTE: If helicopter is equipped with cockpit BIM system, refer to Trouble Shooting, 65-64-0, for trouble shooting procedures that apply to that system.

NOTE: If a blade is to be returned to Sikorsky Aircraft, it must have with it a statement that describes accurately

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

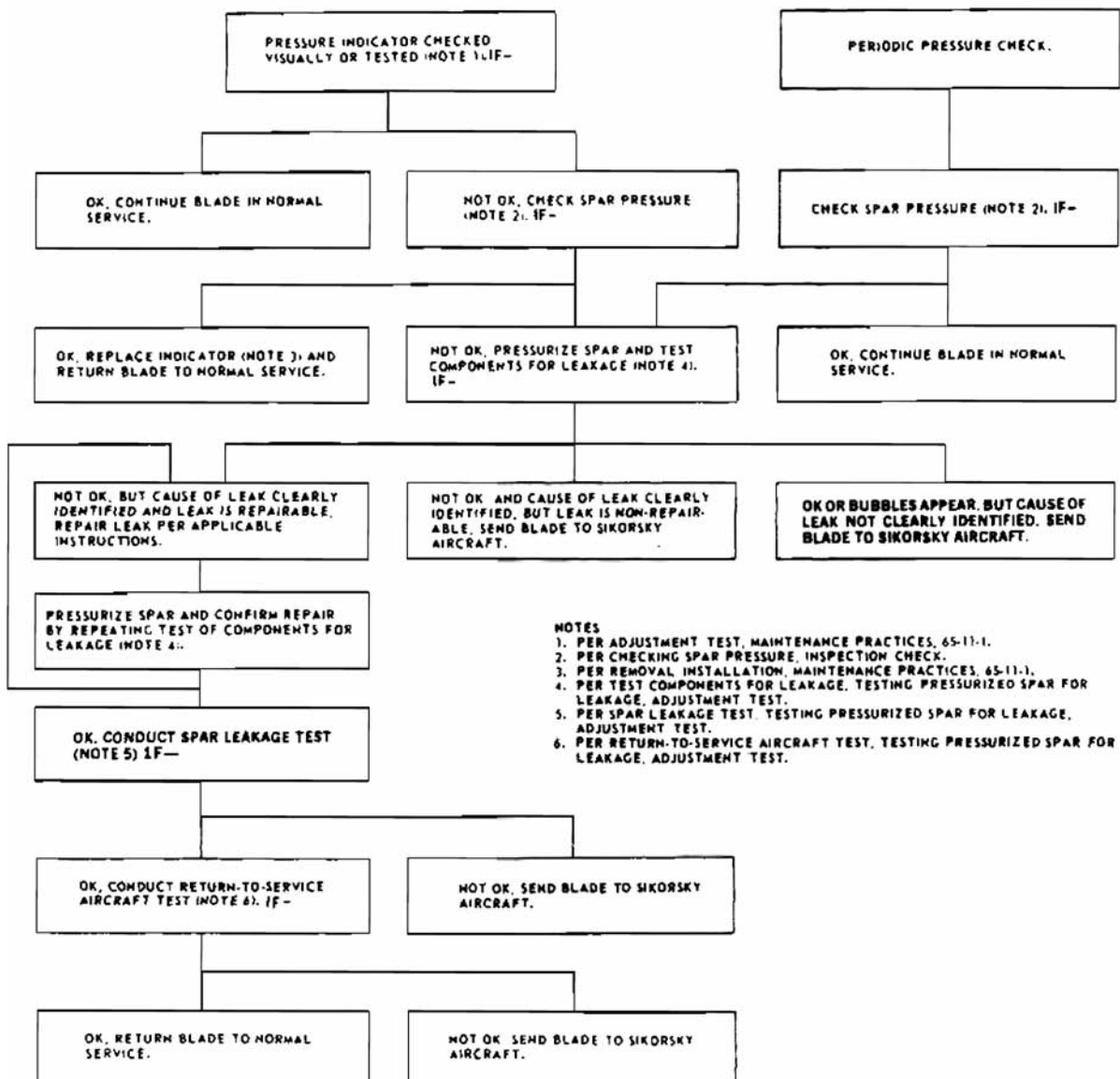
the specific maintenance action or actions that have been taken and what was originally wrong with blade to require these actions. Statement should include spar pressure that existed when blade was shipped and specific reason for returning blade to Sikorsky Aircraft. If applicable, blade should be marked to identify it as having had an unsafe BIM indication.

- A. If pressure indicator shows any black or red color, determine cause of unsafe indication before any further flight. Follow procedures in figure 102 to determine cause and to make correct disposition of blade.
- B. To check spar pressure, refer to Checking Spar Pressure, Inspection/Check.
- C. To test for a leak at air valve, pressure indicator, pressure transducer, root end plate seal, or cuff/spar bolts, refer to Test Components for Leakage, Testing Pressurized Spar for Leakage, Adjustment/Test.
- D. To do a spar leakage test, refer to Spar Leakage Test, Testing Pressurized Spar for Leakage, Adjustment/Test.
- E. To do a return-to-service aircraft test, refer to Return-to-Service Aircraft Test, Testing Pressurized Spar for Leakage, Adjustment/Test.

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

WARNING

ANY BLADE ON WHICH THE PRESSURE INDICATOR SHOWS ANY BLACK OR RED COLOR OR WHOSE PRESSURE TRANSDUCER CAUSES THE COCKPIT BIM SYSTEM WARNING LIGHT TO COME ON MUST BE REMOVED FROM SERVICE UNTIL THE CAUSE OF THE UNSAFE (BLACK OR RED) INDICATION OR WARNING LIGHT COMING ON IS POSITIVELY FOUND AND CORRECTED. IF THE INDICATOR OR TRANSDUCER IS MALFUNCTIONING IT MUST BE REPLACED, BUT ONLY IF SPAR PRESSURE IS WITHIN PERMISSIBLE LIMITS.



S 47672 (C34)

Pressurized Spar - Troubleshooting Chart
Figure 102

Jun 30/86

65-11-0
Page 105

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

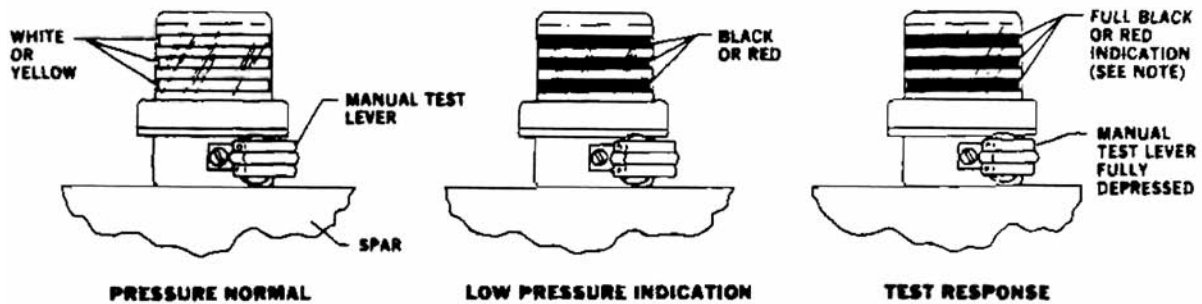
PRESSURE INDICATOR - DESCRIPTION AND OPERATION

1. General. (See figure 1.)

The pressure indicator is installed in the back wall of the spar at the root end to show blade serviceability. It has a rigid transparent cover, through which a color indication can be observed. The indicator may contain either of two color combinations, white and black or yellow and red; regardless of color combination, the indicators function exactly alike. The indicator, which is compensated for changes in temperature, compares a reference pressure built into the indicator with the pressure in the blade spar. When pressure in spar is within required limits, the three slots in the glass bulb of the indicator show white or yellow, indicating that the blade is serviceable. If pressure in spar drops below minimum permissible service limits, the indicator shows black or red, an unsafe indication. Amount of black or red that shows depends on pressure in spar. Proper function of indicator internal mechanism is tested by fully depressing test lever (grenade handle) at base of indicator. After testing, indicator is reset automatically when test lever is released.

WARNING: ANY BLADE ON WHICH THE PRESSURE INDICATOR SHOWS ANY BLACK OR RED COLOR OR WHOSE PRESSURE TRANSDUCER CAUSES THE COCKPIT BIM SYSTEM WARNING LIGHT TO COME ON MUST BE REMOVED FROM SERVICE UNTIL THE CAUSE OF THE UNSAFE (BLACK OR RED) INDICATION OR WARNING LIGHT COMING ON IS POSITIVELY FOUND AND CORRECTED. IF THE INDICATOR OR TRANSDUCER IS MALFUNCTIONING IT MUST BE REPLACED, BUT ONLY IF SPAR PRESSURE IS WITHIN PERMISSIBLE LIMITS.

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80



CAUTION

ONLY PRESSURE INDICATORS (S6115-20508-4, S6115-20520-1, OR S6115-20520-3) PROCURED FROM SIKORSKY AIRCRAFT AND IMPRESSION-STAMPED WITH A "WINGED S" STAMP, A QUALITY CONTROL LABORATORY STAMP, OR A QUALITY ASSURANCE LABORATORY STAMP BY SIKORSKY ON THE PRESSURE INDICATOR BASE ARE APPROVED FOR USE.



NOTE: ONLY FULL BLACK OR RED INDICATION IS ACCEPTABLE DURING TEST. INDICATOR MUST RETURN IMMEDIATELY TO NORMAL WHITE OR YELLOW INDICATION FOLLOWING TEST.

S 34399 (C30)

Pressurized Spar Pressure Indicator (BIM)
Figure 1

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

PRESSURE INDICATOR - MAINTENANCE PRACTICES

1. Removal/Installation Pressure Indicator.

A. Prepare for Removal.

(1) Special Tools and Equipment.

- (a) Spanner wrench, Adjustable (AN8514-1) with Pin Arm (AN8514-4).

B. Remove Pressure Indicator.

- (1) Release pressure in blade spar by removing cap from air valve in root end plate of spar and loosening valve core control nut 2-1/2 turns.
- (2) Remove pressure indicator and packing using adjustable spanner wrench, AN8514-1, with pin arm, AN8514-4, installed. Do not remove bushing in which indicator was installed.

CAUTION: DO NOT USE SPANNER WRENCH ON SEALED RING NEXT TO GLASS BULB. INSTALL WRENCH ONLY ON BODY OF INDICATOR NEXT TO MANUAL LEVER.

- (3) Immediately install plug in opening in blade, to prevent air from entering blade spar, and install cap over opening in indicator.

NOTE: Return malfunctioning indicator to Sikorsky Aircraft for repair and for use in failure mode analyses.

C. Prepare for Installation.

(1) Special Tools and Equipment.

- (a) Spanner wrench, Adjustable (AN8514-1) with Pin Arm (AN8514-4).

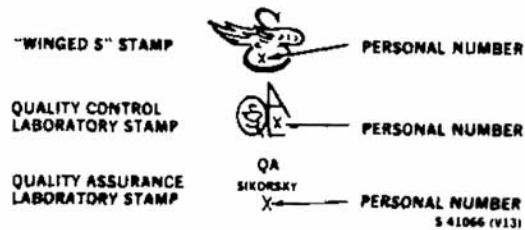
(2) Consumable Materials.

- (a) Leak-Tec No. 372, American Gas & Chemicals, Inc. or a mild liquid detergent.

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

D. Install Pressure Indicator.

CAUTION: ONLY PRESSURE INDICATORS (S6115-20508-4, S6115-20520-1, OR S6115-20520-3) PROCURED FROM SIKORSKY AIRCRAFT AND IMPRESSION-STAMPED WITH A "WINGED S" STAMP, A QUALITY CONTROL LABORATORY STAMP, OR A QUALITY ASSURANCE LABORATORY STAMP BY SIKORSKY ON THE PRESSURE INDICATOR BASE ARE APPROVED FOR USE.



- (1) Remove cap from replacement pressure indicator and remove plug from opening in blade.
- (2) Immediately install indicator and new packing. Torque indicator to 108 inch-pounds using adjustable spanner wrench, AN8514-1, with pin arm, AN8514-4, installed.

CAUTION: DO NOT USE SPANNER WRENCH ON SEALED RING NEXT TO GLASS BULB. INSTALL WRENCH ONLY ON BODY OF INDICATOR NEXT TO MANUAL LEVER.

- (3) If pressure indicator was replaced as a result of finding low spar pressure:
 - (a) Check indicator valve and packing for leakage. (Refer to Testing Pressurized Spar for Leakage, Adjustment/Test, 65-11-0.)
 - (b) Do a spar leakage test. (Refer to Testing Pressurized Spar for Leakage, Adjustment/Test, 65-11-0).
- (4) Deleted
- (5) Service blade spar to normal pressure. (Refer to Servicing, 65-11-0).
- (6) If, when pressure indicator was replaced, spar pressure was within acceptable limits, check indicator packing for leakage.
 - (a) Apply a suitable test liquid such as Leak-Tec No. 372 or a mild liquid detergent over and around base of indicator. Watch for bubbles to form.

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

NOTE: To prevent false indications of leakage, make certain that bubbles formed during application of liquid are allowed to settle out.

(b) When check is completed and before test liquid dries, clean area thoroughly with clean, fresh water to remove all traces of liquid, then dry blade.

(7) Test indicator for proper operation. (Refer to 2. Adjustment/Test Pressure Indicator.)

(8) Safety wire indicator to bushing and bushing to bolt in end plate. If bolt is loose or requires replacement, torque with 21 inch-pounds. Safety wire must be sealed by quality control inspector.

NOTE: On helicopters equipped with cockpit BIM system, safety wire pressure indicator to its bushing, pressure transducer to its bushing, pressure indicator bushing to pressure transducer bushing, and pressure transducer bushing to drilled-head bolt that secures bracket to end plate of spar.

(9) If pressure indicator was replaced as a result of finding low spar pressure, do a Return-to-Service Aircraft Test. (Refer to Return-to-Service Aircraft Test, Adjustment/Test, 65-11-0.)

2. Adjustment/Test Pressure Indicator.

A. General.

Test operation of pressure indicator on each rotary wing blade at flight hour intervals referenced in EQUALIZED INSPECTION AND MAINTENANCE PROGRAM, SA 4047-13. The main purpose of this test is to check indicator for proper functioning of internal mechanism. Depressing manual test lever cuts off the spar pressure and vents a portion of the indicator to the atmosphere. If the indicator is operating properly an unsafe indication will appear and, when the test lever is released, the indicator will return to normal.

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

NOTE: This test must be done by a person who holds a pilot certificate with appropriate rating, a mechanic certificate with airframe rating, or a certificated maintenance entity. Result of test for each indicator must be entered in helicopter maintenance record by person who made test. Entry should include name of person who made test, that person's certificate number, kind of certificate, and signature, and a description and date of test.

B. Test Procedures.

CAUTION: WHEN TESTING PRESSURE INDICATOR, VALVE PLUNGER UNDER MANUAL LEVER MUST BE PUSHED ALL THE WAY DOWN. THIS WILL SHUT OFF ALL SPAR PRESSURE. IT MAY BE NECESSARY TO USE BOTH THUMBS TO DO THIS. ALSO, PRESS ON RIDGED PART OF LEVER, NOT ON SMOOTH TIP. A PARTLY DEPRESSED PLUNGER MAY CAUSE LOSS OF SPAR PRESSURE AND A SLOW INDICATION, OR NO INDICATION AT ALL.

- (1) To test pressure indicator, press in and hold manual lever (grenade-type handle). Do not place hand on glass bulb.

CAUTION: DO NOT HOLD INDICATOR AS HEAT OF HAND MAY CHANGE INTERNAL REFERENCE PRESSURE AND RESULT IN ERRONEOUS INDICATOR READING.

- (2) If indicator is operating properly, a full-black or a full-red (unsafe) indication must show within 10 to 30 seconds. (See figure 1.) When lever is released, black or red indication must snap back immediately, leaving an all-white or an all-yellow (safe) condition.

NOTE: The 10- to 30-second time limit applies when temperature is -6.7°C or above. At any lower temperature, extend upper limit to the corresponding time listed below.

<u>Temperature</u>		<u>Time</u>
- 7.2°C to -17.8°C	(19°F to 0°F)	35 seconds
-18.3°C to -28.9°C	(- 1°F to -20°F)	40 seconds
-29.4°C to -40.0°C	(-21°F to -40°F)	50 seconds
-40.5°C to -51.1°C	(-41°F to -60°F)	60 seconds

- (3) If indicator does not meet these requirements and spar pressure is within permissible limits, replace indicator. If spar pressure is below permissible limit, follow same trouble shooting procedures as for a black or red indication.

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

NOTE: Make a blade component record card entry, stating reason for removal, whenever a blade is removed from service.

3. Inspection/Check Pressure Indicator.

A. Inspect Pressure Indicator for Unsafe Indication.

- (1) Visually inspect pressure indicator on each rotary wing blade at flight hour intervals specified under UNSCHEDULED MAINTENANCE CHECKS, 5-50-0. Comply with all supplemental information given therein, as applicable.
- (2) Object of inspection is to detect any black or red (unsafe) color, no matter how little, that may show through three slots in white mask on inside of glass bulb.
 - (a) For accurate result, inspector's line of sight should be at 90° angle to center line of indicator.
 - (b) Black or red color, if any, will appear first at top of each slot.
 - (c) Black or red color, if any, will appear very gradually, not all at once. It may take several days for unsafe color to expand to more than a very narrow line.
 - (d) Any visible amount of black or red color is an unsafe indication. Go to Pressurized Spar, Trouble Shooting, 65-11-0.

WARNING: ANY BLADE ON WHICH PRESSURE INDICATOR SHOWS ANY BLACK OR RED COLOR MUST BE REMOVED FROM SERVICE UNTIL CAUSE OF UNSAFE (BLACK OR RED) INDICATION IS POSITIVELY FOUND AND CORRECTED. IF INDICATOR IS MALFUNCTIONING IT MUST BE REPLACED, BUT ONLY IF SPAR PRESSURE IS WITHIN PERMISSIBLE LIMITS.

NOTE: Following additional requirements apply to indicators on any helicopter not equipped with cockpit BIM system (65-64-0) and any helicopter whose cockpit BIM system is inoperative, however temporarily.

- (3) Each visual inspection must be done by a person who holds a pilot certificate, a mechanic certificate or an inspection authorization, or a repairman certificate (within specified limitations).

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

- (4) Inspection of each indicator must be made from transmission work platform to be sure that no visible amount of black or red color, however small, is overlooked.
- (5) Result of inspection for each indicator must be recorded individually and signed off in helicopter maintenance record by person who made inspection. Entry should include that person's certificate number and a description and date of inspection.

4. Approved Repairs Pressure Indicator.

- A. Parts Replacement. Parts replacement consists of replacement of lever.

NOTE: Lever is secured to indicator by a screw. Test indicator after replacing lever. (Refer to Test Procedures.)

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

ROTARY WING BLADES - INSPECTION/CHECK

1. General.

- A. Damage to any area of blade may cause blade to be out of balance and produce an out-of-track condition. Most types of damage represent structural weakening of blade and could lead to subsequent failure. Certain minor conditions of negligible damage may be continued in service without repair.
- B. Inspect rotary wing blades for damage whenever low frequency vibration is detected, or whenever blades have been subjected to rough handling of any kind.
- C. Wash blades as soon as possible after exposure to salt spray or salt air.

NOTE: It is not necessary to remove blades from helicopter to wash them.

- D. Inspect each main rotor blade spar on bottom at root end for presence of a 4-inch white or yellow circle.

WARNING: A MAIN ROTOR BLADE IDENTIFIED WITH A WHITE OR YELLOW CIRCLE IS SUBJECT TO SPECIAL INSPECTION REQUIREMENTS IN ADDITION TO NORMAL REQUIREMENTS. (REFER TO UNSCHEDULED MAINTENANCE CHECKS, 5-50-0.)

2. Negligible Damage.

- A. Conditions not requiring repair:

NOTE: The following descriptions of negligible blade damage not requiring repair were extracted from the S-61L/N STRUCTURAL REPAIR MANUAL, SA 4045-31E. For complete descriptions of damage limitations and related illustrations, refer to the STRUCTURAL REPAIR MANUAL. In the event of any discrepancy between manuals, the STRUCTURAL REPAIR MANUAL takes precedence.

- (1) Very smooth dents in spar not exceeding 0.010 inch in depth, except for area of spar inboard of root pocket.
- (2) Dents in blade pocket skin, tip cap, root pocket cap, or plate, which do not puncture material.

NOTE: Dents in pocket skin may be quite pronounced without causing skin fracture and are not considered serious unless they cause unusual distortion at trailing edge or are suspected of causing rotary wing blade vibration. If there is any doubt, blades may be tested for balance.

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

- (3) Deepening of gap between pockets which is caused by shrinkage of foam rubber seal.
- (4) Pocket-to-spar bond separations, 3/4 inch or less chordwise and along spar backwall.
- (5) Spar area under abrasion strip does not need repair when strip is dented but not punctured, or if strip sustains small punctures and spar is not damaged.
- (6) Separations or openings at leading edge of stainless steel abrasion strip on spar or tip cap are permissible as long as corner radii are bonded.
- (7) Flaking of excessive adhesive along edges of abrasion strips.

3. Repairable Damage.

- A. Limits of damage which may be repaired are outlined in the S-61L/N STRUCTURAL REPAIR MANUAL, SA 4045-31E.

4. Inspection/Check Rotary Wing Blade.

- A. Locate pocket-to-spar bonding separations that are not readily visible by tapping lightly along questionable area with a special tapping coin or by trying to insert a piece of stiff paper. Coin tapping procedure should be done by experienced personnel only.

NOTE: A tapping coin may be made from 1/8- to 3/16-inch thick copper, or similar metal, 1-1/2 to 2 inches in diameter, with smooth rounded edges to prevent damage to skin.

CAUTION: DO NOT USE U.S. CURRENCY BECAUSE OF MILLED EDGES ON COINS.

- (1) Hold coin loosely between thumb and first finger. Tap lightly along bond line, or areas suspected of having bond separations.
- (2) Listen for variations in tapping sounds. A sharp, solid sound indicates a good bond; a dull, dead sound indicates a bond separation.
- (3) Tap across suspected area in horizontal, vertical, and diagonal lines.
- (4) With grease pencil or felt pen, mark points on skin where sound varies. Continue tapping and marking until outline of bond separation is completed.

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

CAUTION: DO NOT USE A METAL FEELER GAGE OR SIMILAR METAL TOOL TO INSPECT FOR BOND SEPARATION.

- (5) As a second method of inspection for bond separation, try to insert a piece of stiff paper between pocket skin and spar.

NOTE: For more detailed instructions and limits of allowable blade pocket-to-spar bonding separations, refer to S-61L/N STRUCTURAL REPAIR MANUAL, SA 4045-31E.

- B. Inspect pressure indicator for black or red indication. (See 65-11-1, figure 1.) If black or red color is visible, comply with 65-11-0, figure 102.

WARNING: COMPLIANCE WITH FIGURE 102 IS MANDATORY.

- C. Test pressure indicator for proper operation. (Refer to Adjustment/Test, 65-11-1.)

5. Checking Spar Pressure (Using Checking Unit, S1670-15002-2).

A. Prepare for Checking Spar Pressure.

(1) Special Tools and Equipment.

(a) Checking Unit, S1670-15002-2

NOTE: To test the absolute pressure gage that is a part of the checking unit, refer to Adjustment/Test.

(b) Pyrometer, 17-66-00086, Alnor Instrument Co., 7301 N. Caldwell Ave., Niles, Ill. 60648, or equivalent.

NOTE: If Pyrometer is not available, use accurate free-air thermometer capable of being read to one degree.

(2) Consumable Materials.

(a) Leak-Tec No. 372, American Gas & Chemicals, Inc. or a mild liquid detergent.

- B. Check Spar Pressure. Check pressure in blade spar at intervals given in EQUALIZED INSPECTION AND MAINTENANCE PROGRAM, SA 4047-13. Also check spar pressure whenever a new, overhauled, or stored blade is being placed in service. This last requirement is not mandatory if spar pressure of blade being placed in service has been checked within last six months and pressure indicator shows no black or red color.

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

However, this practice is recommended to obtain maximum service from blade. Check spar pressure as follows:

NOTE: Before checking spar pressure, all portions of blade should be equally exposed to same general sunlight or shade, as the case may be.

NOTE: If spar pressure is below that given in "Servicing Blade (Minimum)" column of table 301, but above "Checking Blade (Minimum)" pressure, increase spar pressure so it is between "Servicing Blade (Minimum)" and "Servicing Blade (Maximum)" pressures. Any blade with spar pressure found to be below "Checking Blade (Minimum)" limit during normal checking shall be treated as through the pressure indicator had shown a full black or red (unsafe) condition.

CAUTION: DO NOT ATTEMPT TO PRESSURIZE BLADE SPAR IF PRESSURE IS FOUND TO BE BELOW "CHECKING BLADE (MINIMUM)" LIMIT OF TABLE 301.

NOTE: Pressure gage used in checking unit, S1670-15002-2, is an absolute pressure type. This means that gage, when not connected to blade, measures and indicates barometric pressure of the day in inches of mercury, but, when connected to blade, indicates in psi any pressure applied to it above that barometric pressure, up to a maximum of 20 psi(g). Pointer position may vary from day to day because of changes in barometric pressure. Pointer variance is a normal occurrence and should have no influence on use of checking unit. No attempt should be made to zero pointer. The only requirement in checking spar pressure is to make sure that pointer on gage indicates correct blade pressure for existing blade spar temperature as shown in table 301.

- (1) Remove cap from air valve in root end plate of blade. Connect coupling of checking unit, S1670-15002-2, to air valve. Check for tight connection. Loosen valve core control nut (outer hex nut) 2-1/2 turns and note gage reading.

NOTE: Before measuring spar pressure, be sure that calibration expiration date on checking unit has not expired.

NOTE: Checking unit should be tested at regular intervals for leakage at each joint in its plumbing.

NOTE: To make sure no pressure is lost from spar, connect coupling of checking unit to air valve before loosening valve core control nut.

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

- (2) Using a Pyrometer, measure and record three temperature readings of upper surface of blade spar. Disregard first reading and use average of second and third readings. If a Pyrometer is not available, strap (tape) an accurate free-air thermometer to upper surface of blade spar. Record free-air temperature to nearest degree after thermometer stabilizes.
- (3) Record temperature and pressure in applicable checking document.
- (4) If spar pressure is within acceptable limits for temperature recorded in step (2), as shown in table 301, blade can be continued in service.

WARNING: IF SPAR PRESSURE IS BELOW ACCEPTABLE LIMITS, CAUSE OF PRESSURE LOSS MUST BE DETERMINED AND CORRECTED BEFORE RELEASING BLADE FOR FLIGHT. FOLLOW SAME TROUBLE SHOOTING PROCEDURES AS FOR A BLACK OR A RED INDICATION.

NOTE: Make a blade component record card entry, stating reason for removal, whenever a blade is removed from service.

- (5) Tighten valve core control nut on air valve with 105 inch-pounds torque. Disconnect checking unit from air valve. Install valve cap and tighten fingertight plug one-quarter turn. Safety wire valve core control nut to air valve body. Safety wire must be sealed by quality control inspector.

NOTE: Make sure air valve body is safety wired to bolt on end plate.

- (6) Check air valve for leakage, especially in stem area.
 - (a) Apply a suitable test liquid such as Leak-Tec No. 372 or a mild liquid detergent. Watch for bubbles to form.

NOTE: To prevent false indications of leakage, make certain that bubbles formed during application of liquid are allowed to settle out.

- (b) When check is completed and before test liquid dries, clean area thoroughly with clean, fresh water to remove all traces of liquid, then dry blade.
- (7) Test pressure indicator for proper operation. (Refer to Maintenance Practices, 65-11-1.)

**SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80**

5A. Checking Spar Pressure (Using Checking and Filling Unit, S1670-15000-25).

A. Prepare for Checking Spar Pressure.

(1) Special Tools and Equipment.

(a) Checking and Filling Unit, S1670-15000-25

NOTE: To test the absolute pressure gage that is a part of the checking and filling unit, refer to Adjustment/Test.

(b) Pyrometer, 17-66-00086, Alnor Instrument Co., 7301 N. Caldwell Ave., Niles, Ill. 60648, or equivalent

NOTE: If Pyrometer is not available, use accurate free-air thermometer capable of being read to one degree.

(2) Consumable Materials.

(a) Nitrogen, Technical, Federal Specification BB-N-411, Type I, Class 1, Grade A or B.

(b) Leak-Tec No. 372, American Gas & Chemicals, Inc. or a mild liquid detergent

- B. Check Spar Pressure. Check pressure in blade spar at intervals given in EQUALIZED INSPECTION AND MAINTENANCE PROGRAM, SA 4047-13. Also check spar pressure whenever a new, overhauled, or stored blade is being placed in service. This last requirement is not mandatory if spar pressure of blade being placed in service has been checked within last six months and pressure indicator shows no black or red color. However, this practice is recommended to obtain maximum service from blade. Check spar pressure as follows:**

CAUTION: WHEN USING CHECKING AND FILLING UNIT, S1670-15000-25, TO CHECK SPAR PRESSURE, IT IS MANDATORY THAT 20-FOOT HOSE LINE BE PURGED OF AIR BEFORE OPENING VALVE CORE CONTROL NUT ON BLADE AIR VALVE.

NOTE: Before checking spar pressure, all portions of blade should be equally exposed to same general sunlight or shade, as the case may be.

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

NOTE: If spar pressure is below that given in "Servicing Blade (Minimum)" column of table 301, but above "Checking Blade (Minimum)" pressure, increase spar pressure so it is between "Servicing Blade (Minimum)" and "Servicing Blade (Maximum)" pressures. Any blade with spar pressure found to be below "Checking Blade (Minimum)" limit during normal checking shall be treated as through the pressure indicator had shown a full black or red (unsafe) condition.

CAUTION: DO NOT ATTEMPT TO PRESSURIZE BLADE SPAR IF PRESSURE IS FOUND TO BE BELOW "CHECKING BLADE (MINIMUM)" LIMIT OF TABLE 301.

NOTE: Pressure gage used in checking and filling unit, S1670-15000-25, is an absolute pressure type. This means that gage, when not connected to blade, measures and indicates barometric pressure of the day in inches of mercury, but, when connected to blade, indicates in psi any pressure applied to it above that barometric pressure, up to a maximum of 20 psi(g). Pointer position may vary from day to day because of changes in barometric pressure. Pointer variance is a normal occurrence and should have no influence on use of checking and filling unit. No attempt should be made to zero pointer. The only requirement in checking spar pressure is to make sure that pointer on gage indicates correct blade pressure for existing blade spar temperature as shown in table 301.

- (1) Open cover of checking and filling unit. Remove adjustment handle (5, figure 301) from cylinder regulator (6). Remove regulator from bracket (1). Reinstall handle on regulator.
- (2) Connect cylinder regulator (6) of checking and filling unit to source of technical nitrogen, Federal Specification BB-N-411, Type I, Class 1, Grade A or B, at fitting (4) on regulator. If necessary, use one of the adapters supplied with checking and filling unit to attach regulator to nitrogen container.
- (3) Make certain station regulator (10), cylinder regulator (6), and station valve, adjacent to station regulator, are closed. Turn station regulator shut-off knob (8) and cylinder regulator adjustment handle (5) counterclockwise to close. Turn station valve shut-off knob (12) clockwise to close.
- (4) Open valve on nitrogen bottle. Gage will now show supply pressure.

Jun 30/86

65-11-0
Page 605

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

- (5) Turn on flow on nitrogen at cylinder regulator (6) and adjust pressure to between 30 and 40 psi, using adjustment handle on cylinder regulator.
- (6) Remove cap from air valve in root end of blade. Just before connecting checking and filling unit coupling (9) to air valve, open station valve shut-off knob (12) and station regulator shut-off knob (8) for a few seconds to purge air from lines. Close valves and connect coupling to air valve. Check for tight connection. Loosen valve core control nut (outer hex nut) 2-1/2 turns and note gage reading.

NOTE: The absolute pressure type gage should now indicate existing spar pressure.

NOTE: Before measuring spar pressure, be sure that calibration expiration date on checking and filling unit has not expired.

NOTE: Checking and filling unit should be tested at regular intervals for leakage at each joint in its plumbing.

NOTE: To make sure no pressure is lost from spar, connect coupling of checking and filling unit to air valve before loosening valve core control unit.

- (7) Using a Pyrometer, measure and record three temperature readings of upper surface of blade spar. Disregard first reading and use average of second and third readings. If a Pyrometer is not available, strap (tape) an accurate free-air thermometer to upper surface of blade spar. Record free-air temperature to nearest degree after thermometer stabilizes.
- (8) Record temperature and pressure in applicable checking document.
- (9) If spar pressure is within acceptable limits for temperature recorded in step (8), as shown in table 301, blade can be continued in service.

WARNING: IF SPAR PRESSURE IS BELOW ACCEPTABLE LIMITS, CAUSE OF PRESSURE LOSS MUST BE DETERMINED AND CORRECTED BEFORE RELEASING BLADE FOR FLIGHT. FOLLOW SAME TROUBLE SHOOTING PROCEDURE AS FOR A BLACK OR A RED INDICATION.

NOTE: Make a blade component record card entry, stating reason for removal, whenever a blade is removed from service.

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

NOTE: Omit steps (10) and (11) if it is not necessary
to increase spar pressure.

Jun 30/86

65-11-0
Page 606A

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

- (10) To increase spar pressure, open station valve by turning station valve shut-off knob (12, figure 301) counterclockwise. Using station regulator shut-off knob (8), gradually increase pressure until gage (2) reaches required pressure that was found in table 301 for measured temperature. Allow spar to fill to this pressure.
- (11) Pressure in spar should be checked periodically by turning station valve shut-off knob (12) fully clockwise and noting reading on gage (2) at station regulator (10). When pressure in blade spar has reached specified limit, shut off nitrogen supply at station valve by turning station valve shut-off knob (12) fully clockwise. Check gage at station regulator for a reading within limits specified in table 301 for measured blade spar temperature.
- (12) Tighten valve core control nut on air valve with 105 inch-pounds torque. Disconnect checking and filling unit from air valve. Install valve cap and tighten fingertight plus one-quarter turn. Safety wire valve core control nut to air valve body. Safety wire must be sealed by quality control inspector.

NOTE: Make sure air valve body is safety wired to bolt on end plate.

- (13) Check air valve for leakage, especially in stem area.
 - (a) Apply a suitable test liquid such as Leak-Tec No. 372 or a mild liquid detergent. Watch for bubbles to form.

NOTE: To prevent false indications of leakage, make certain that bubbles formed during application of liquid are allowed to settle out.
 - (b) When check is completed and before test liquid dries, clean area thoroughly with clean, fresh water to remove all traces of liquid, then dry blade.
- (14) Shut off nitrogen supply to cylinder regulator (6, figure 301). Open station valve shut-off knob (12) to release pressure in lines. Shut off station regulator (10) and disconnect nitrogen supply from checking and filling unit.
- (15) Test pressure indicator for proper operation. (Refer to Maintenance Practices, 65-11-1.)

6. Overspeed Inspection Requirements.

- A. Rotary wing head overspeeds between 237 and 263 rpm (117 and 130 percent Nr) require inspection of rotary wing blades.

Nov 16/81

65-11-0
Page 607

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

CAUTION: IF ROTARY WING OVERSPEEDS MORE THAN 263 RPM (130% Nr), BLADES MUST BE CONDEMNED FOR FLIGHT.

NOTE: For more detailed instructions and limits of allowable blade damage, refer to the S-61L/N STRUCTURAL REPAIR MANUAL, SA 4045-31E.

- (1) Inspect rotary wing blades for dents, cracks, and buckled pocket skin.
- (2) Inspect bonded joints for separation beyond specified limits.
- (3) On standard-spar blades inspect tip block rivets for security and distortion.

NOTE: Any blade with loose or distorted tip block rivets must be returned to contractor for further examination of blade and replacement of rivets. Record reason for removal and inspection discrepancies on historical records.

7. Sudden Stoppage Inspection Requirements.

- A. For a definition of sudden stoppage applicable to rotary wing blades and for inspection requirements that must be complied with after sudden stoppage, refer to Inspection/Check, 65-12-0.

8. Lightning Strike.

- A. The rotary wing blades are the most likely area for a lightning strike to enter the helicopter. This is due to the relatively low radii-of-curvature aerodynamically necessary for the leading edge, trailing edge, and tip cap and because portions of the blade surface form both the upper and outer extremities of the helicopter.
- B. A single lightning strike can consist of many individual current strokes that occur in rapid succession. Series of these strokes often become attached to different blades as they rotate through the single ionized lightning channel. In fact, it is quite unlikely that only one blade will sustain damage in a strike through the rotor disk. Further, since the blade sweeps through the lightning channel and since the channel is relatively stationary, strokes can occur anywhere on the blade surface.

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

- C. The rotary wing blade is constructed on an aluminum spar that is bolted to the rotary wing head by means of a steel cuff. The cuff and spar are joined by steel bolts that are press-fitted into the spar. The spar has a D-shaped cross-section and forms the leading edge of the blade's airfoil shape (about 40% chordwise). The trailing edge of the airfoil is formed by aluminum pocket assemblies that are bonded to the spar. The outboard end of the blade supports an aluminum tip cap secured with screws to the spar and final pocket assembly.
- D. The tip cap, spar, cuff, and attachment bolts are, therefore, electrically continuous and would pass a lightning current without severe arcing. The individual pocket assemblies, however, while being conductive within themselves, are electrically isolated from the other conductive elements of the blade by structural bonding layers. Lightning would arc across or through these layers to impact the spar in a direct strike to a pocket assembly.
- E. The initial lightning attachment, though, can occur anywhere on the upper or lower surface of the blade. When the strike is a direct hit to the spar, it produces a crater partially filled with resolidified aluminum. The size of the crater depends on the severity of the strike; a typical size would be in the vicinity of 0.060-inch diameter by 0.060 inch deep. Tests have shown that the spar is damaged further than the visible crater reveals, due to an underlying region of softened material beneath the impact zone.
- F. If a strike does not hit the spar directly, it will travel through either the tip cap, or pocket assembly and adhesive layers, to eventually enter the spar. The currents will cause a small burn hole at the points of surface entry. The strike is then expected to travel through the spar and attachment bolts into the cuff and to exit the blade through the attachment bolts to the rotary wing head.
- G. A lightning strike during flight may weaken the bonds that hold some of the individual pocket assemblies to the blade structure, or it may deform pockets themselves. Catastrophic structural failure of the spar, however, is extremely unlikely. Severe lightning damage to blades may be indicated by an abnormal noise and/or vibration changes.

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

- H. The following inspection should be made after a rotary wing blade lightning strike:
- (1) Perform a detailed visual inspection of complete upper and lower surfaces of each blade, paying particular attention to corners, spar-to-pocket joints, and other areas of sharp radius-of-curvature, for holes and burn marks, no matter how small.
- I. Return blade for overhaul if any evidence of a strike is found on it. Discard attachment bolts that show arc burns.
- J. If any evidence of a strike is found on blade(s) and blade(s) are removed and returned for overhaul, then remove Main Rotor Head and route Head to work shop.

NOTE: To make it easier for the work shop to locate the actual sleeve/spindle when blades are removed, identify, by markings, the rotary wing head sleeve/spindle(s) which have been connected to the struck rotary wing blade(s).

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

TABLE 301

BLADE TEMPERATURE/PRESSURE CHART

BLADE SPAR TEMPERATURE (Notes 1, 4)		PERMISSIBLE BLADE PRESSURE (PSI) (Notes 2, 3)		
<u>C</u>	<u>F</u>	<u>Checking Blade</u> (Minimum)	<u>Servicing Blade</u> (Minimum)	(Maximum)
70 to 72	158 to 162	12.50	14.25	14.50
67 to 69	153 to 157	12.25	14.00	14.25
64 to 66	148 to 152	12.00	13.75	14.00
61 to 63	143 to 147	11.75	13.50	13.75
59 to 60	138 to 142	11.50	13.25	13.50
56 to 58	133 to 137	11.25	13.00	13.25
53 to 55	128 to 132	11.00	12.75	13.00
50 to 52	123 to 127	10.75	12.50	12.75
48 to 49	118 to 122	10.50	12.25	12.50
42 to 47	108 to 117	10.25	12.00	12.25
39 to 41	103 to 107	10.00	11.75	12.00
36 to 38	98 to 102	9.75	11.50	11.75
34 to 35	93 to 97	9.50	11.25	11.50
31 to 33	88 to 92	9.25	11.00	11.25
28 to 30	83 to 87	9.00	10.75	11.00
25 to 27	78 to 82	8.75	10.50	10.75
23 to 24	73 to 77	8.50	10.25	10.50
20 to 22	68 to 72	8.50	10.00	10.25
17 to 19	63 to 67	8.25	9.75	10.00
14 to 16	58 to 62	8.00	9.50	9.75
12 to 13	53 to 57	7.75	9.25	9.50
9 to 11	48 to 52	7.50	9.00	9.25
6 to 8	43 to 47	7.25	8.75	9.00
3 to 5	38 to 42	7.00	8.50	8.75
1 to 2	33 to 37	6.75	8.25	8.50
-5 to 0	23 to 32	6.50	8.00	8.25
-7 to -6	18 to 22	6.25	7.75	8.00
-10 to -8	13 to 17	6.00	7.50	7.75
-13 to -11	8 to 12	5.75	7.25	7.50
-15 to -14	3 to 7	5.50	7.00	7.25
-18 to -16	-2 to 2	5.25	6.75	7.00
-21 to -19	-7 to -3	5.00	6.50	6.75
-24 to -22	-12 to -8	4.75	6.25	6.50
-27 to -25	-17 to -13	4.50	6.00	6.25
-30 to -28	-22 to -18	4.50	5.75	6.00
-32 to -31	-27 to -23	4.25	5.50	5.75
-35 to -33	-32 to -28	4.00	5.25	5.50
-38 to -36	-37 to -33	3.75	5.00	5.25
-41 to -39	-42 to -38	3.50	4.75	5.00
-46 to -42	-52 to -43	3.25	4.50	4.75

Jun 30/86

65-11-0
Page 303

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

TABLE 301

BLADE TEMPERATURE/PRESSURE CHART (Cont)

BLADE SPAR TEMPERATURE (Notes 1, 4)		PERMISSIBLE BLADE PRESSURE (PSI) (Notes 2, 3)		
<u>C</u>	<u>F</u>	<u>Checking Blade</u> (Minimum)	<u>Servicing Blade</u> (Minimum)	<u>Blade</u> (Maximum)
-49 to -47	-57 to -53	3.00	4.25	4.50
-52 to -50	-62 to -58	2.75	4.00	4.25
-55 to -53	-67 to -63	2.50	3.75	4.00

NOTES

1. This table is for measured blade spar temperature with nitrogen in blade spar at a stabilized temperature. If blade is moved to an area of different temperature before servicing or checking spar pressure, allow enough time for temperature of nitrogen in spar to stabilize. For example, if temperature change is from -17.8 to 21.1°C (0 to 70°F), allow five hours for temperature of nitrogen in blade to stabilize. When servicing blade, also allow an equivalent period of time for temperature of equipment and nitrogen tank to stabilize.
2. Servicing pressures listed provide an allowance for normal nonsignificant leakage that can occur between servicing intervals, before blade pressure indicator will start to show red/black.
3. Pressure gage used in checking unit or checking and filling unit is an absolute pressure type. This means that gage, when not connected to blade, measures and indicates barometric pressure of the day in inches of mercury, but, when connected to blade, indicates in psi any pressure applied to it above that barometric pressure, up to a maximum of 20 psi(g). Pointer position may vary from day to day because of changes in barometric pressure. Pointer variance is a normal occurrence and should have no influence on use of checking unit or checking and filling unit. No attempt should be made to zero pointer.
4. Round off measured blade temperature reading to nearest degree.

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80ROTARY WING BLADES - ADJUSTMENT/TEST1 Tracking Blades.

- A. General. Rotary wing blades must be adjusted so that all blades rotate in the same plane or track.
- B. Theory. Rotary wing blades are manufactured and balanced within extremely close controls and tolerances. However, due to slight variations between the blades, the effective blade angle may be slightly different from blade to blade and, under the same conditions, the blades will fly at a slightly different height. During manufacture or overhaul this difference is compared to a master blade and pretrack numbers are assigned. The pretrack number of each blade is the angular adjustment, expressed in minutes, required to bring the blade into standard track with the master blade. On pretrack rigged rotary wing heads, tracking is accomplished by adjusting the pitch control rods to the pretrack numbers of the blades. (For additional information on tracking concept, refer to Adjustment/Test, 65-12-0.)
- C. Track Blades. There are two types of adjustable pitch control rods and they are adjusted differently from each other. For blade tracking procedure, refer to applicable Adjust Pitch Control Rod to Pretrack Number of Blade, Adjustment/Test, Double Lock Nut-Type or Single Lock Nut-Type, 65-12-4. Under certain circumstances, when it has been decided not to use the pretrack feature of the blades, the blades may be tracked using the flag or electronic tracker. Refer to Adjustment/Test, 65-12-0.

2. Testing Pressurized Spar for Leakage.

- A. General. These tests normally are a part of the trouble shooting procedure that must be followed if spar pressure is found to be below the permissible limit. (Refer to Trouble Shooting.)
- B. Pressurizing Blade Spar for Leakage Test. The instructions in this paragraph apply only when testing components for leakage (paragraph D.) or when performing a spar leakage test (paragraph E.).

CAUTION: DO NOT ALLOW PRESSURE IN SPAR TO EXCEED 25 PSIG.

- (1) Pressurize blade spar to 18 psig with technical nitrogen, Federal Specification BB-N-411, Type I, Class 1, Grade A or B, using procedure given in B. Service Blades, SERVICING, steps (1) through (10), but do not safety wire valve core control nut.

Jun 30/86

65-11-0
Page 501

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

C. Prepare for Testing.

(1) Consumable Materials.

- (a) Leak-Tek No. 372, Americal Gas & Chemical Co., Ltd. or a mild liquid detergent.

D. Test Components for Leakage. This paragraph contains instructions for testing for leakage at the pressure indicator valve and packing, pressure transducer packing, air valve, root end plate seal, and cuff/spar bolts.

- (1) Pressurize blade spar for a leakage test. (Refer to paragraph B.)
- (2) Make sure valve core control nut on air valve is tightened with required torque. (Refer to Servicing.)
- (3) Support blade on sawhorses, or equivalent, with top side of blade up. Place one sawhorse at tip end of spar. Place second sawhorse at a flat area of cuff.

CAUTION: PLACE PROTECTIVE PADDING BETWEEN BLADE AND EACH SAWHORSE TO PREVENT POSSIBLE DAMAGE TO BLADE.

CAUTION: DO NOT SUPPORT BLADE AT TIP CAP OR AT POCKET AREA AFT OF BLADE SPAR AS DAMAGE TO CAP OR POCKET WILL RESULT.

- (4) Position a 300-pound weight, with a protective pad underneath, on spar at pocket number 17 of a standard-spar blade or at pocket number 19 of an extended-spar blade in accordance with paragraph E, step (5).

CAUTION: PLACE PROTECTIVE PADDING UNDER WEIGHT TO PREVENT POSSIBLE DAMAGE TO BLADE.

NOTE: Weight must be distributed on spar over as small an area as practical.

NOTE: Count pockets by starting at outboard end of blade. Tip pocket is number 1. (See figure 1.)

- (5) Spread a suitable test liquid, such as Leak-Tek No.372 or a mild liquid detergent, over and around base of pressure indicator and around manual test lever valve under grenade handle, over and around base of transducer or transducer port plug, over and around entire air valve, around entire edge of root end plate, and around each bolt head or nut that secures cuff to

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

spar. Watch carefully at all of these spots for bubbles to form.

NOTE: To prevent false indications of leakage, make certain that bubbles formed during application of liquid are allowed to settle out.

CAUTION: A SIGNIFICANT LEAK SHOULD BE READILY DETERMINED BY THIS TEST. HOWEVER, A SLOW LEAK MAY BE MORE DIFFICULT TO FIND. SHOULD THERE BE ANY DOUBT THAT THE SOURCE OF A LEAK HAS BEEN FOUND, THE BLADE SHOULD BE FORWARDED TO SIKORSKY AIRCRAFT FOR FURTHER TESTS.

- (6) When this part of the test is completed and before test liquid dries, clean area thoroughly with clean, fresh water to remove all traces of liquid, then dry blade.
- (7) Remove weight from spar and turn blade so bottom side is up. Reposition weight on spar as in steps (3) and (4).
- (8) Repeat procedures in steps (5) and (6).

E. Spar Leakage Test.

- (1) Remove pressure indicator and packing. (Refer to Maintenance Practices, 65-11-1.) Plug opening in spar with plug, MS9015-05, and packing, MS28778-5.
- (2) Pressurize blade spar for a leakage test. (Refer to paragraph B.)
- (3) Make sure valve core control nut on air valve is tightened with required torque and safety wired correctly. (Refer to Servicing.)
- (4) Support blade on sawhorses, or equivalent, with top side of blade up. Place one sawhorse at tip end of spar. Place second sawhorse at a flat area of cuff.

CAUTION: PLACE PROTECTIVE PADDING BETWEEN BLADE AND EACH SAWHORSE TO PREVENT POSSIBLE DAMAGE TO BLADE.

CAUTION: DO NOT SUPPORT BLADE AT TIP CAP OR AT POCKET AREA AFT OF BLADE SPAR AS DAMAGE TO CAP OR POCKET WILL RESULT.

- (5) Position a 300-pound weight, with a protective pad underneath, on spar at pocket number 17 of a standard-spar blade or at pocket number 19 of an extended-spar blade.

Jun 30/86

65-11-0
Page 502A

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

considered to have passed this test. Release pressure in blade spar by removing cap from air valve and loosening valve core control nut 2-1/2 turns. Remove plug and install pressure indicator. (Refer to Maintenance Practices, 65-11-1.) Service blade spar to normal pressure. (Refer to Servicing.)

NOTE: If at any time within 10-day test period, corrected spar pressure drops below 17.0 psi, blade is considered to have failed this test and should be forwarded to Sikorsky Aircraft.

- F. Return-to-Service Aircraft Test. The return-to-service aircraft test provides a final check on the integrity of a rotary wing blade spar that has had a loss of spar pressure. This test is made after all other corrective actions have been taken.

NOTE: This return-to-service aircraft test is not required on any blade that, for the first hour of flight after being installed, will positively be on a helicopter that has an operational Cockpit BIM System

- (1) Check pressure indicator for unsafe indication. If any black or red shows in indicator, stop test and forward blade to Sikorsky Aircraft.
- (2) Check spar pressure to see that it is within limits shown in table 301. (Refer to Checking Spar Pressure, Inspection/Check.) If pressure is within limits, record pressure to nearest 0.1 psi, record temperature within 1°F, and proceed with test. If pressure is not within limits, stop test and forward blade to Sikorsky Aircraft.
- (3) Install blade on an operational helicopter. Ground run helicopter with test blade installed for a total of one hour at normal rpm (100% N_r), low collective, neutral cyclic, and neutral directional control.
 - (a) Divide this one-hour test time into increments of one-half hour runs.
 - (b) After each increment check pressure indicator. If any black or red shows in indicator, stop test and forward blade to Sikorsky Aircraft.
 - (c) If pressure indicator reading is satisfactory at end of first half-hour, proceed with next increment of this test.
 - (d) After second increment (total running time of one hour), measure spar pressure using procedure given

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

under Checking Spar Pressure, Inspection/Check. Correct for temperature variations using procedure in paragraph E., step (7). If corrected spar pressure is less than original pressure measured in step (2) by 0.25 psi or more, forward blade to Sikorsky Aircraft.

- (4) After a total of one hour of test time has been accumulated with satisfactory pressure indicator and spar pressure readings throughout, blade may be returned to normal service.

3. Testing Absolute Pressure Gage, Sl670-15004-1.

The absolute pressure gage, Sl670-15004-1, is used on the Checking and Filling Unit, Sl670-15000-25, and on the Checking Unit, Sl670-15002-2. This procedure tests only the gage. To test the checking and filling unit, refer to Testing Checking and Filling Unit, Sl670-15000-25.

NOTE: It is recommended that the gage be tested every 6 months.

**SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80**

A. Prepare to Test Absolute Pressure Gage, S1670-15004-1.

(1) Special Tools and Equipment.

- (a) Precision Aneroid Manometer, 0-100" Hg ABS, $\pm 1/10$ of 1% full-scale accuracy
- (b) Nitrogen Regulator, 0-20 psig range
- (c) Shutoff Valve (2 each)
- (d) Hoses/Tubes and Fittings per figure 501

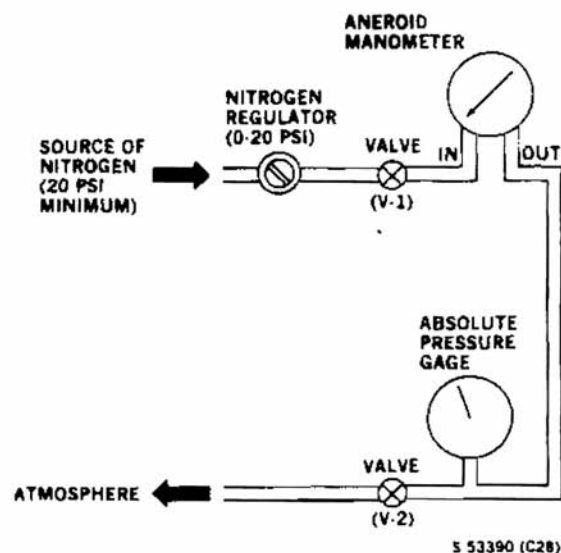
(2) Consumable Materials.

- (a) Nitrogen, Technical, Federal Specification BB-N-411, Type I, Class 1, Grade A or B.

B. Test Absolute Pressure Gage, S1670-15004-1.

NOTE: Conduct test at ambient temperature of 70° to 90°F (21° to 32°C).

- (1) Assemble test equipment as shown in figure 501.
- (2) Set regulator to 20 psig.



Absolute Pressure Gage, S6170-15004-1 - Test Setup
Figure 501

Mar 1 '78

65-11-0
Page 505

SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80

- (3) Close valves V-1 and V-2.
- (4) Open valve at source of nitrogen.
- (5) Open valve V-1 slowly until gage shows GAGE PRESSURE listed in table 501 for TEST NO. 1. Close valve V-1.

NOTE: Bring gage pressure up to required valve slowly. If gage goes over required value, decrease pressure with valve V-2 at least 2 psi below required value or to 0 psi. Close valve V-2. Then bring pressure up to required value again.

- (6) Check that reading on manometer is within limits of MANOMETER READING listed in table 501 for TEST NO. 1.

NOTE: When reading manometer, be sure to line up pointer with its mirror image to reduce error due to parallax.

- (7) Repeat steps (5) and (6) for each of the remaining tests in table 501.

TABLE 501

ABSOLUTE PRESSURE GAGE VS ANEROID MANOMETER READINGS

TEST NO.	GAGE PRESSURE (PSI)	MANOMETER READING (INCHES Hg ABS)	
		MINIMUM	MAXIMUM
1	1	31.6	32.2
2	5	39.8	40.4
3	10	50.0	50.6
4	15	60.2	60.7
5	19	68.3	68.9

4. Testing Checking and Filling Unit, S1670-15000-25.

This procedure tests the operation of the checking and filling unit, S1670-15000-25, including the absolute pressure gage, S1670-15004-1, which is a part of the checking and filling unit. To test only a gage, refer to Testing Absolute Pressure Gage, S1670-15004-1.

NOTE: It is recommended that the checking and filling unit be tested every 6 months.

**SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80**

A. Prepare to Test Checking and Filling Unit, S1670-15000-25.

(1) Special Tools and Equipment.

- (a) Precision Aneroid Manometer, 0-100" Hg ABS, $\pm 1/10$ of 1% full-scale accuracy.
- (b) Shutoff Valve
- (c) Hoses/Tubes and Fittings per figure 502.

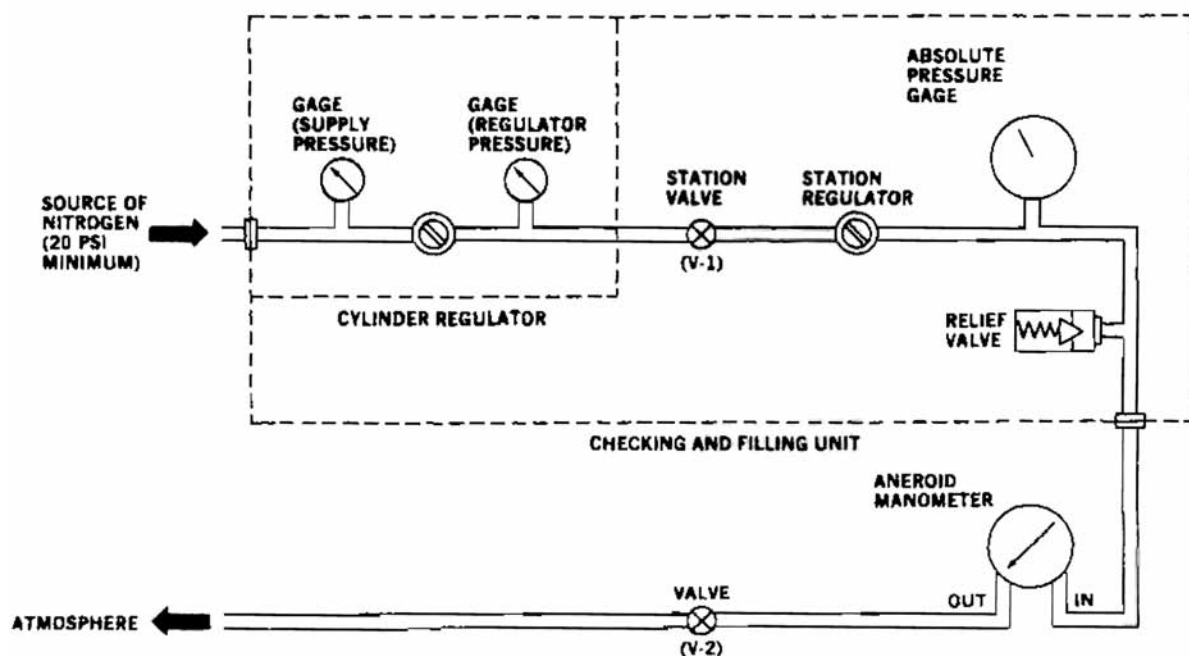
(2) Consumable Materials.

- (a) Nitrogen, Technical, Federal Specification BB-N-411, Type I, Class 1, Grade A or B.

B. Test Checking and Filling Unit, S1670-15000-25.

NOTE: Conduct test at ambient temperature of 70° to 90°F (21° to 32°C).

- (1) Connect cylinder regulator (6, figure 301) of checking and filling unit to source of nitrogen at fitting (4).



Testing and Filling Unit, S6170-15000-25 - Test Setup
Figure 502

Mar 1/78

65-11-0
Page 507

**SIKORSKY AIRCRAFT
S-61N MAINTENANCE MANUAL, SA 4045-80**

- (2) Unscrew chuck (9) from nipple at end of filling line of checking and filling unit. Assemble test equipment as shown in figure 502 and connect it to filling line.
- (3) Close station valve (V-1) and valve (V-2).
- (4) Open valve at source of nitrogen.
- (5) Set cylinder regulator so regulator pressure gage shows 20 psi.

NOTE: Turn cylinder regulator adjustment handle clockwise to open.

- (6) Open station valve (V-1). Using station regulator shutoff knob, gradually raise pressure until gage shows 19 psi.

NOTE: Turn station regulator shutoff knob clockwise to open.

- (7) Check that manometer has responded to this pressure.
- (8) Close station valve (V-1). Check that reading on manometer holds steady.

NOTE: A change in manometer reading at this time, or at any other time that station valve (V-1) is closed with pressure in test setup, indicates a leak into or out of test setup. Find and repair source of leak before continuing test.

- (9) Open valve (V-2) and allow pressure to drop to zero. Close valve.
- (10) Open station valve (V-1) slowly until gage shows GAGE PRESSURE listed in table 501 for TEST NO. 1. Close station valve.

NOTE: Bring gage pressure up to required value slowly. If gage goes over required value, lower pressure with valve (V-2) at least 2 psi below required value or to 0 psi. Close valve (V-2). Then bring pressure up to required value again.

- (11) Check that reading on manometer is within limits of MANOMETER READING listed in table 501 for TEST NO. 1.

NOTE: When reading manometer, be sure to line up pointer with its mirror image to reduce error due to parallax.

- (12) Check that reading holds steady. (Refer to note at step (8).)
- (13) Repeat steps (10), (11), and (12) for each of the remaining tests in table 501.

APÉNDICE B
Sikorsky Safety Advisory SSA-S61-06-002

2006-10-19 3:33 PM

→ Officer, Technical

2



Sikorsky Aircraft Corporation
6900 Main Street
P.O. Box 9729
Stratford, Connecticut 06497-9129
(203) 386-4000

Sikorsky Safety Advisory

Document Number: SSA-S61-06-002
Revision (Date): Original
Date: October 20, 2006
System: Rotors
Affected Aircraft: All S-61 Series Models

Subject: Main Rotor Blade BIM Indications

1. Introduction

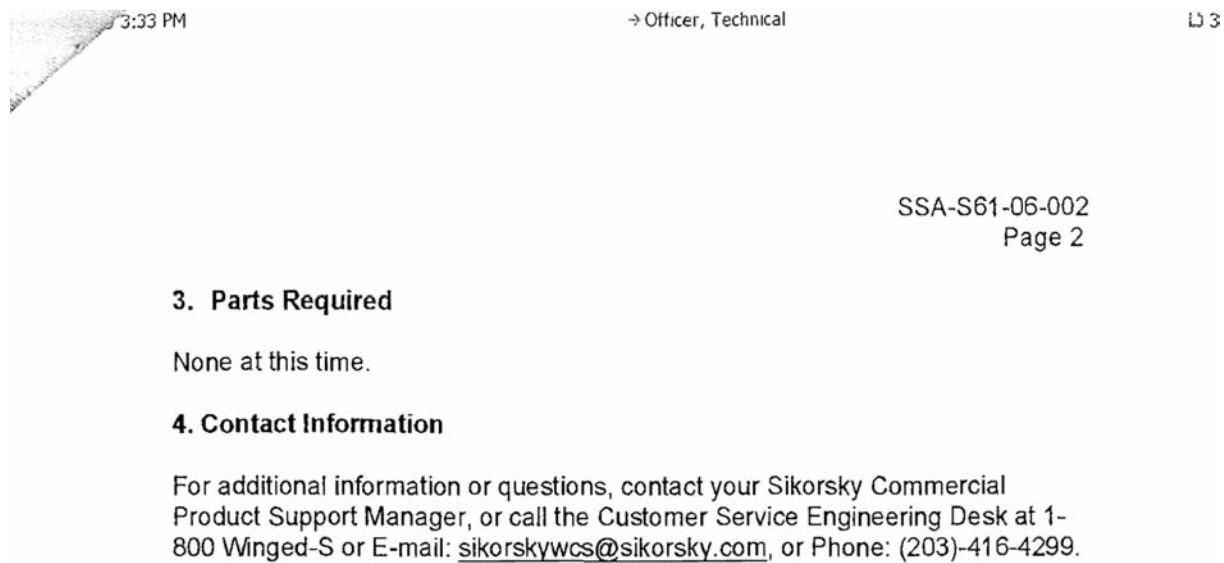
A Blade Inspection Method (BIM®) system unsafe indication (Cockpit BIM® alert or black or red Visual BIM®) may be indicative of a blade crack. Sikorsky S-61L/N Flight Manuals (SA 4045-100 and SA 4045-82) and Maintenance Manuals (SA 4045-101 and SA 4045-80) clearly define the procedures for inspections of Visual BIM® systems, checks of Cockpit BIM® systems, the testing of the pressurized spar for leakage and Return-To-Service tests.

WARNING

**FAILURE TO FOLLOW-ESTABLISHED TECHNICAL
DIRECTIVES AND PUBLICATIONS DURING THE
INSPECTION, MAINTENANCE AND REPAIR OF MAIN
ROTOR BLADES EQUIPPED WITH BIM SYSTEMS COULD
RESULT IN SPAR DAMAGE REMAINING UNDETECTED.
MAIN ROTOR BLADE FAILURE WILL RESULT IN LOSS OF
CONTROL OF THE HELICOPTER, EITHER ON THE
GROUND OR IN THE AIR, AND SUBSEQUENT LOSS OF
LIFE AND PROPERTY.**

2. Corrective Action

Operators and maintenance / overhaul personnel are reminded to rigorously observe and adhere to all procedures, cautions and warnings published in the relevant flight and technical manuals when inspecting, maintaining and repairing Main Rotor Blades equipped with BIM® systems.



APÉNDICE C

**Special Airworthiness Information
Bulletin (FAA SAIB) NE-07-30 y Directivas
de Aeronavegabilidad (FAA AD)
74-20-07 R5 y 85-18-05 R2**



FAA
Aircraft Certification Service

SPECIAL AIRWORTHINESS INFORMATION BULLETIN

<http://www.faa.gov/aircraft/safety/alerts/SAIB>

SAIB: NE-07-30

Date: April 19, 2007

This is information only. Recommendations aren't mandatory.

Introduction

This Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB) alerts you, owners, operators, pilots, mechanics, and certificated repair facilities of all **Sikorsky Aircraft Model S-61 helicopters** to restrict from further flight any S-61 main rotor blade that has an indication from the Blade Inspection Method (BIM®) system. This restriction is to continue until the cause of the indication is determined and corrected. We are issuing this SAIB because we have been notified of the determination of a fatigue crack in a blade retrieved from a fatal accident of an S-61 helicopter.

Background

The FAA issued airworthiness directive (AD) 74-20-07 R5 that became effective September 26, 1984. This AD applies to the main rotor Visual BIM® and Cockpit BIM® systems of S-61 helicopters. If the blade is equipped with only the Visual BIM®, the pressure indicators must be checked every 3 hours time-in-service. If a Cockpit BIM® is installed, the electrical circuit must be tested every 3 hours time-in-service. The 3-hour interval allows sufficient time to comply with instructions in the Rotorcraft Flight Manual after an in-flight BIM® indication. This interval was based on the assumption that the spar cracks immediately after the last check or test, which causes leakage of internal pressure.

Note: FAA AD 85-18-05 R2 applies to Sikorsky S-61 main rotor blades for helicopters used for more than six repeated external lifts per hour. The BIM® inspection intervals are more restrictive for these operations.

AD 74-20-07 R5 requires that each blade with any black or red indication visible in the Visual BIM® blade pressure indicator, or whose transducer of the Cockpit BIM® activates the cockpit warning light is considered to be unsafe. Any such blade is restricted from further flight until the cause of the indication is determined and corrected in accordance with the procedures given in Sikorsky Service Bulletin No. 61B15-6P or later FAA-approved revision (or Maintenance Manuals SA 4045-80 and SA 4045-101).

Sikorsky Aircraft Corporation issued Safety Advisory SSA-S61-06-002, dated October 20, 2006, to emphasize the need to follow flight manual and maintenance manual procedures. The advisory carried the following warning:

WARNING

Failure to follow established technical directives and publications during inspection, maintenance and repair of main rotor blades equipped with BIM systems could result in spar damage remaining undetected. Main rotor blade failure will result in loss of control of the helicopter, either on the ground or in the air, and subsequent loss of life and property.

Recommendation

Were in all owners and operators of Sikorsky S-61 helicopters that any BIM indication should be viewed as a spar failure of that blade and, as stated in FAA AD 74-20-07 R5AD, that blade should not be flown until the cause of the indication is **determined and corrected.**

For Further Information Contact

FAA Contact; Richard Noll, Aerospace Safety Engineer, FAA Boston Aircraft Certification Office, ANE-150, 12 New England Executive Park, Burlington, MA 01803; (781) 238-7160; email: dick.noll@faa.gov

For Service Letter Information Contact

Sikorsky Aircraft Corporation Contact: Sikorsky Customer Service Engineering Desk at 1-800 Winged-S or E-mail: sikorskywcs@sikorsky.com or Phone: (203) 416-4299.

Airworthiness Directive

► Federal Register Information

▼ Header Information

DEPARTMENT OF TRANSPORTATION

Federal Aviation Administration

14 CFR Part 39

Amendment 39-4895; AD **74-20-07 R5**

Airworthiness Directives; Sikorsky Models S-61L, S-61N, S-61NM, S-61R, S-61A, and S-61V Helicopters

PDF Copy (If Available):

▼ Preamble Information

AGENCY: Federal Aviation Administration, DOT

DATES: Effective September 26, 1984, as to all persons including those persons to whom part was made immediately effective by priority letter AD 74- 20-07 R4 issued December 30, 1983.

▼ Regulatory Information

74-20-07 R5 SIKORSKY AIRCRAFT: Amendment 39-1971 as amended by Amendments 39- 1989, 39-2152, and 39-2439 is further amended by Amendment 39-4895. Applies to S-61L, S- 61N, S-61NM, and S-61R helicopters certificated in all categories, and S-61A (aircraft S/N's 61083, 61087, 61094, and 61161) and S-61V (aircraft S/N 61271) helicopters certificated in the restricted category.

Compliance is required as indicated (unless already accomplished).

To prevent operation with fatigue cracks in the spar of a main rotor blade, accomplish the following:

(a) Remove from service within the next 10 hours time in service from the effective date of this amended AD:

(1) Any main rotor blade which does not comply with Sikorsky Service Bulletin No. 61B15-6P, or later FAA-approved revisions, excluding Section 2, Accomplishment Instructions, Part II, Operation, Pilot Information. For main rotor blades which are in compliance, the service life limits are:

(i) 8,000 hours total time in service for S6117-20101 series blades;

(ii) 9,400 hours total time in service for S6115-20501, S6115-20601, S6188-15001, and 61170-20201 series blades;

(2) Any military main rotor blade installed on a helicopter certificated in the restricted category which is not equipped with a visual blade pressure inspection system equivalent to that specified in Sikorsky Service Bulletin No. 61B15-6P, or later FAA-approved revisions. For military blades which are in compliance, the service life limits shall be those specified in the restricted category approval.

(b) Inspect main rotor blades equipped with approved visual blade pressure indicators but not equipped with an in-cockpit blade inspection system, or if equipped, with the system inoperative, in accordance with paragraphs (c) and (d). For helicopters equipped with an operative in-cockpit blade inspection system, inspect the main rotor blades in accordance with paragraphs (e) and (f).

(c) Within the next 3 hours time in service after the effective date of this amended AD, unless already accomplished, inspect the visual blade pressure indicators of the following blades of helicopters not equipped with an in-cockpit blade pressure monitoring system (see Sikorsky Service Bulletin No. 61B15-20D), or equipped with such system inoperative:

S6115-20501 Series

S6115-20601 Series

S6117-20101 Series

S6188-15001 Series

61170-20201 Series

61170-20201-062 (S-61A aircraft S/N's 61083 and 61094)

S6115-20201-2 (S-61A aircraft S/N's 61087 and 61161)

61170-20201-060 (S-61V aircraft S/N 61271),

according to the procedures set forth in Section 2, Part IV, of Sikorsky Service Bulletin No. 61B15-6P, or later FAA-approved revisions, and as supplemented by paragraph (d) of this AD.

(1) Conduct visual inspections or checks of blade-mounted pressure indicators from the transmission work platform of the helicopter to ensure that an accurate visual check is conducted.

(2) The visual inspections or checks of blade-mounted pressure indicators shall be conducted by an individual who holds a pilot certificate with appropriate rating or a mechanic certificate with airframe rating or by a certificated maintenance entity. The person performing this inspection or check shall make entries of the results in the aircraft maintenance record including a description and date of the

inspection and the name of the individual performing the inspection along with the certificate number, kind of certificate, and signature.

(3) Each blade with any black or red indication visible in the blade pressure indicator is considered to be unsafe and is restricted from further flight until the cause of the indication is determined and corrected in accordance with the procedures given in Sikorsky Service Bulletin No. 61B15-6P, or later FAA-approved revisions.

NOTE: The inspections that are required by paragraph (c) to be performed and recorded may be considered to be "airworthiness checks."

If preventive maintenance action in accordance with Sikorsky Service Bulletin No. 61B15-6P, or later FAA-approved revisions, is required as a result of these inspections (airworthiness checks), the subsequent inspections required are considered preventive maintenance that may be performed by persons authorized to perform preventive maintenance under Part 43 of the FAR.

(d) After the initial inspections in accordance with paragraph (c), conduct further inspections in accordance with paragraph (c) prior to the first flight of each day and at intervals not to exceed 3 hours time in service from the last inspection, except for blades identified with yellow or white circles which are limited to inspection intervals of 1 and 2 hours, respectively.

Helicopter time in service for any single flight in excess of the specified inspection interval is not permitted, and if the time in service since the last inspection will exceed the specified interval during the next flight, the visual inspection must be conducted prior to the flight.

Yellow or white circles and attendant speed restrictions of AD 74-25-05 may be removed if the main rotor blade is refurbished by Sikorsky in accordance with FAA-approved procedures of June 16, 1975.

(e) Prior to the first flight of the day and every 8 hours time in service thereafter for helicopters equipped with an operable in-cockpit blade pressure monitoring system (see Sikorsky Service Bulletin No. 61B15-20D), and with main rotor blades with serial numbers of 61M-6350- 6105 or greater, or which have been refurbished by Sikorsky in accordance with FAA-approved procedures of June 16, 1975, inspect the main rotor blade pressure indicators and pressure transducers of the blades specified in paragraph (c) according to the procedures set forth in Section 2, Part IV of Sikorsky Service Bulletin No. 61B15-6P, or later FAA-approved revisions.

(1) The visual inspections or checks of blade-mounted pressure indicators are to be conducted from the transmission work platform of the helicopter to ensure that an accurate visual check is conducted.

(2) The required functional tests and visual checks shall be conducted by an individual who holds a pilot certificate with appropriate rating or a mechanic certificate with airframe rating or by a certificated maintenance entity. The person performing these tests and checks shall make entries of the results of the inspections in the aircraft maintenance record including a description and date of the inspection and the name of the individual performing the inspection along with the certificate number, kind of certificate, and signature.

(3) Each blade with any black or red indication visible in the blade pressure indicator or whose transducer activates the cockpit warning light is considered to be unsafe and is restricted from further flight until the cause of the indication is determined and corrected in accordance with procedures given in Sikorsky Service Bulletin No. 61B15-6P, or later FAA- approved revisions.

(f) After the initial inspections in accordance with paragraph (e):

(1) Conduct functional tests in accordance with the procedures of paragraph (e) of all visual blade pressure indicators and in-cockpit blade inspection system transducers every 8 hours time in service.

(2) Check the in-cockpit blade inspection system electrical circuit every 3 hours time in service by use of the system test switch located in the cockpit. An in-flight indication of a failure of the system electrical circuit must be treated in the same manner as an in- cockpit system warning light indication as provided in the Emergency Procedures section of the Rotorcraft Flight Manual.

(g) Alternate inspections, repairs, modifications, or other means of compliance which provide an equivalent level of safety to this AD must be approved by the Manager, Boston Aircraft Certification Office, FAA, New England Region, 12 New England Executive Park, Burlington, Massachusetts 01803. In accordance with FAR Section 21.197, flight is permitted to a base where the requirements of this AD may be accomplished.

(h) For helicopters equipped with an operable in-cockpit blade pressure monitoring system (see Sikorsky Service Bulletin No. 61B15-20D), inspect the main rotor blade pressure indicators and transducers of the blades specified in Paragraph (f) according to the procedures set forth in Section 2, Part IV of Sikorsky Service Bulletin No. 61B15-6P, or later FAA-approved revisions, and as supplemented by the inspection intervals specified in paragraph (g).

(1) The required visual checks may be performed by the pilot.

(2) Each blade whose transducer activates the cockpit warning light is considered to be unsafe and is restricted from further flight until the cause of the indication is determined and corrected in accordance with procedures given in Sikorsky Service Bulletin No. 61B15-6P, or later FAA-approved revisions.

(i) Alternate inspections, repairs, modifications, or other means of compliance which provide an equivalent level of safety to this AD must be approved by the Manager, Boston Aircraft Certification Branch, FAA, New England Region, 12 New England Executive Park, Burlington, Massachusetts 01803. In accordance with FAR 21.197, flight is permitted to a base where the requirements of this AD may be accomplished.

The manufacturer's specifications and procedures (Sikorsky Service Bulletin No. 61B15- 6P Revision No. 16, 12/3/81 including Revision No. 12, 6/2/77 and Revision No. 15, 4/21/80; Sikorsky Service Bulletin No. 61B15-20 Revision No. 4, 11/9/77) identified in this directive are incorporated herein and made a part hereof pursuant to 5 U.S.C. 552(a)(1). All persons affected by this directive who have not already received these documents from the manufacturer may obtain copies upon request to United Technologies Corporation, Sikorsky Aircraft Division, North Main

Sikorsky Models S-61L, S-61N, S-61NM, S-61R, S-61A,

Página 5 de 5

Street, Stratford, Connecticut, 06601, Attn: S-61 Commercial Product Support Dept. These documents also may be examined in the Rules Docket at the Office of the Regional Counsel, Southwest Region, Federal Aviation Administration, Room 156, Building 3B, 4400 Blue Mound Road, Fort Worth, Texas 76106.

This supersedes Amendment 39-283 (31 FR 11714), AD 66-22-5, as amended by Amendment 39-809 (34 FR 12563), Amendment 39-828 (34 FR 13969), Amendment 39-981 (35 FR 6858) and Amendment 39-1178 (36 FR 5674).

Amendment 39-1971 became effective October 4, 1974.

Amendment 39-1989 became effective October 24, 1974.

Amendment 39-2152 became effective April 16, 1975.

Amendment 39-2439 became effective December 23, 1975.

This Amendment 39-4895 becomes effective September 26, 1984, as to all persons including those persons to whom part was made immediately effective by priority letter AD 74- 20-07 R4 issued December 30, 1983, which contained part of this amendment.

► Footer Information

► Comments

[FAA.gov Home](#) | [Privacy Policy](#) | [Web Policies & Notices](#) | [Contact Us](#) | [Help](#)

Readers & Viewers: [PDF Reader](#) | [MS Word Viewer](#) | [MS PowerPoint Viewer](#) | [MS Excel Viewer](#) | [WinZip](#)

[RGL Home](#)

Airworthiness Directive

▶ Federal Register Information

▼ Header Information

DEPARTMENT OF TRANSPORTATION

Federal Aviation Administration

14 CFR Part 39

Amendment 39-6098; AD **85-18-05 R2**

Airworthiness Directives; SIKORSKY AIRCRAFT Model S-61L, S-61N, S-61NM, and S-61R, S-61A, S-61V Series Helicopters
PDF Copy (If Available):

▼ Preamble Information

AGENCY: Federal Aviation Administration, DOT

DATES: Effective February 8, 1989.

▼ Regulatory Information

85-18-05 R2 SIKORSKY AIRCRAFT: Amendment 39-5129 as amended by Amendment 39-5525 is further amended by Amendment 39-6098.

Applicability: Model S-61L, S-61N, S-61NM, and S-61R series helicopters, certificated in all categories, and S-61A (S/N's 61083, 61087, 61094, and 61161) and S-61V (S/N 61271) helicopters, certificated in the restricted category, which are engaged in more than six external cargo lifts per flight hour under Part 133, Class B, Rotorcraft external load combination operations.

Compliance: Required as indicated (unless already accomplished).

To prevent operation with a main rotor spar crack and possible loss of the helicopter, accomplish the following:

(a) Within the next 25 hours time in service after the effective date of this AD, unless already accomplished, remove main rotor blades from the rotorcraft that are not approved for use in Part 133 (Class B, Rotorcraft-external load combination operations), and replace with approved blades. The approved main rotor blades are as follows:

(1) The following blades are approved for Model S-61L, transport category helicopters operating up to a combined vehicle and cargo gross weight of 22,000 lbs., provided the main rotor blades have been altered and maintained in accordance with Service Bulletin (SB) 61B15-6, Rev. P, or later FAA-approved revisions, excluding Section 2, Part II:

(i) P/N's S6115-20501-041 and -042.

(ii) P/N's S6115-20601-042, -047, and -048.

(iii) P/N's 61170-20201-055, -056, -058, -059, -060, -061, -062, -065, and -067.

(iv) P/N's S6117-20101-041, -046, -050, -051, -054, -055, -056, -057, and 058.

(2) The following blades are approved for Model S-61N, transport category helicopters operating up to a combined vehicle and cargo gross weight of 22,000 lbs., or Model S-61NM, transport category helicopters operating up to a combined vehicle and cargo gross weight of 20,500 lbs., provided the main rotor blades have been altered and maintained in accordance with SB No. 61B15-6, Rev. P, or later FAA-approved revisions, excluding Section 2, Part II:

(i) P/N's S6115-20501-041, and -042.

(ii) P/N's S6115-20601-041, -042, -045, -046, -047, and -048.

(iii) P/N's S6188-15001-041 and -045.

(iv) P/N's 61170-20201-054, -055, -056, 058, -059, 060, -061, -062, -065, -067.

(v) P/N's S6117-20101-041, -046, -050, -051, -054, -055, -056, -057, and -058.

(3) P/N's 61170-20201-062 blades are approved for the Model S-61A (S/N's 61083 and 61094), restricted category helicopters, operating up to a combined vehicle and cargo gross weight of 22,000 lbs.

(4) P/N's S6115-20201-2 and -3 blades are approved for the Model S-61A (S/N's 61087 and 61161), restricted category helicopter, operating up to a combined vehicle and cargo gross weight of 19,000 lbs.

(5) P/N 61170-20201-060 blades are approved for the Model S-61V (S/N 61271), restricted category helicopter, operating up to a combined vehicle and cargo gross weight of 19,100 lbs.

(6) The following blades are approved for Model S-61R transport category helicopters operating up to a combined aircraft and cargo gross weight of 19,500 pounds:

(i) P/N's S6115-20501-041 and -042.

(ii) P/N's S6115-20601-042, and -045 through -048.

(iii) P/N's S6117-20101-041, -050, -051, -054, -056, -057, and -058.

(iv) P/N's 61170-20201-055, -056, -058 through -062, -064, -065, and -067.

(b) Within the next 1 1/2 hours time in service after the effective date of this AD, unless already accomplished, inspect main rotor blades equipped with approved visual blade pressure indicators (VBIM) but not equipped with an in-cockpit blade

inspection system (CBIM) in accordance with paragraph (c). After the initial inspection, conduct further inspections in accordance with paragraph (c) prior to the first flight of each day and conduct subsequent visual inspections of the VBIM indicators in accordance with Section 2, Part IV, paragraph 1a of Sikorsky Service Bulletin No. 61B15-6, Revision P, or later FAA-approved revisions, at intervals not to exceed 1 1/2 hours time in service from the last inspection.

(c) Inspect the VBIM indicators of the main rotor blades in accordance with procedures set forth in Section 2, Part IV, of Sikorsky SB No. 61B15-6 Rev. P, or later FAA-approved revisions.

(1) Conduct visual inspection of blade-mounted VBIM indicators from the transmission work platform of the helicopter or equivalent to ensure that an accurate visual check is conducted.

(2) The visual inspection of blade-mounted VBIM indicators shall be conducted by either an individual who holds a pilot certificate with appropriate rating, or a mechanic certificate with airframe rating, or by an appropriately certificated maintenance entity. The person performing this inspection or check shall make entries of the results in the aircraft maintenance record including a description and date of the inspection and the name of the individual performing the inspection along with the certificate number, kind of certificate, and signature.

(d) For helicopters equipped with in-cockpit CBIM (reference Sikorsky SB No. 61B15-20D).

(1) Prior to the first flight of the day, after the effective date of this AD, unless already accomplished, and every 8 hours time in service thereafter.

(i) Visually inspect the main rotor blade VBIM pressure indicators in accordance with paragraph (c).

(ii) Test the VBIM pressure indicators and the in-cockpit CBIM transducers in accordance with the procedures set forth in Section 2, Part IV, of Sikorsky SB No. 61B15-6, Rev. P, or later FAA-approved revisions.

(2) Check the in-cockpit blade inspection system electrical circuit and CBIM warning light in flight by activating the (cockpit) BIM test switch located on the left overhead quarter panel at least once each (1) hour time in service during flight operations in accordance with the Rotorcraft Flight Manual (RFM).

(i) If the (cockpit) BIM warning light illuminates, continue operations in a normal manner.

(ii) If the (cockpit) BIM warning light does not illuminate, immediately check the BIM circuit breaker and reset if tripped.

(A) Repeat check of (cockpit) BIM test switch to verify if warning light illuminates. Continue with normal operations if BIM warning light functions properly.

(B) If the (cockpit) BIM warning light fails to illuminate, discontinue external load operations and land as soon as practical. Investigate and correct malfunction prior to further flight.

(3) If the (cockpit) BIM warning light illuminates during flight, discontinue external load operations and follow the appropriate emergency flight procedures in Part I, Section III, of the SA 4045-30 (S-61L) SA4045-100 (S-61L), or SA4045-82 (S-61N) RFM's.

NOTE: For Model S-61 helicopters not engaged in Part 133 external load operations, AD 74-20-07, Rev. 5, main rotor blade inspection requirements are applicable.

(e) Each blade with any black or red indication visible in the blade VBIM pressure indicator (or whose transducer activates the cockpit BIM warning light) is restricted from further flight until the cause of the indication is determined and corrected in accordance with procedures given in Sikorsky SB 61B15-6, Rev. P, or later FAA-approved revisions.

(f) Alternate inspections, repairs, modifications, or other means of compliance which provide an equivalent level of safety may be approved by the Manager, Boston Aircraft Certification Office, FAA, New England Region, 12 New England Executive Park, Burlington, Massachusetts 01803.

(g) Rotorcraft may be flown in accordance with the provisions of FAR Sections 21.197 and 21.199 to a base where the AD can be accomplished, except when a VBIM or CBIM indication exists.

The manufacturer's specifications and procedures identified and described in this directive are incorporated herein and made a part hereof pursuant to 5 U.S.C. 552 (a) (1). All persons affected by this directive who have not already received these documents from the manufacturer may obtain copies upon request to Sikorsky Aircraft, Division of United Technologies, North Main Street, Stratford, Connecticut 06601, Attn: S-61 Commercial Product Support Department. These documents also may be examined at the Office of the Regional Counsel, Southwest Region, FAA, Bldg. 3B, 4400 Blue Mound Road, Fort Worth, Texas 76106.

This amendment revises Amendment 39-5129 (50 FR 38506; September 23, 1985), AD 85-18-05, as amended by Amendment 39-5525 (52 FR 8582; March 19, 1987), AD 85-18-05 R1 which was effective on April 13, 1987.

This amendment (39-6098, AD **85-18-05 R2**) becomes effective February 8, 1989.

▼ Footer Information

▼ Comments

[FAA.gov Home](#) | [Privacy Policy](#) | [Web Policies & Notices](#) | [Contact Us](#) | [Help](#)

[Readers & Viewers:](#) [PDF Reader](#) | [MS Word Viewer](#) | [MS PowerPoint Viewer](#) | [MS Excel Viewer](#) | [WinZip](#)

APÉNDICE D
Boletín de Servicio (Sikorsky SB)
n.º 61B15-6Q. Árbol de fallos
del larguero presurizado

SERVICE BULLETIN

No. 61B15-6 O

BIM[®] MAIN ROTOR BLADES (S6115-20501, S6115-20601, S6117-20101, S6188-15001 AND 61170-20201 SERIES)

2. ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS (CONTINUED)

PART III - (CONTINUED)

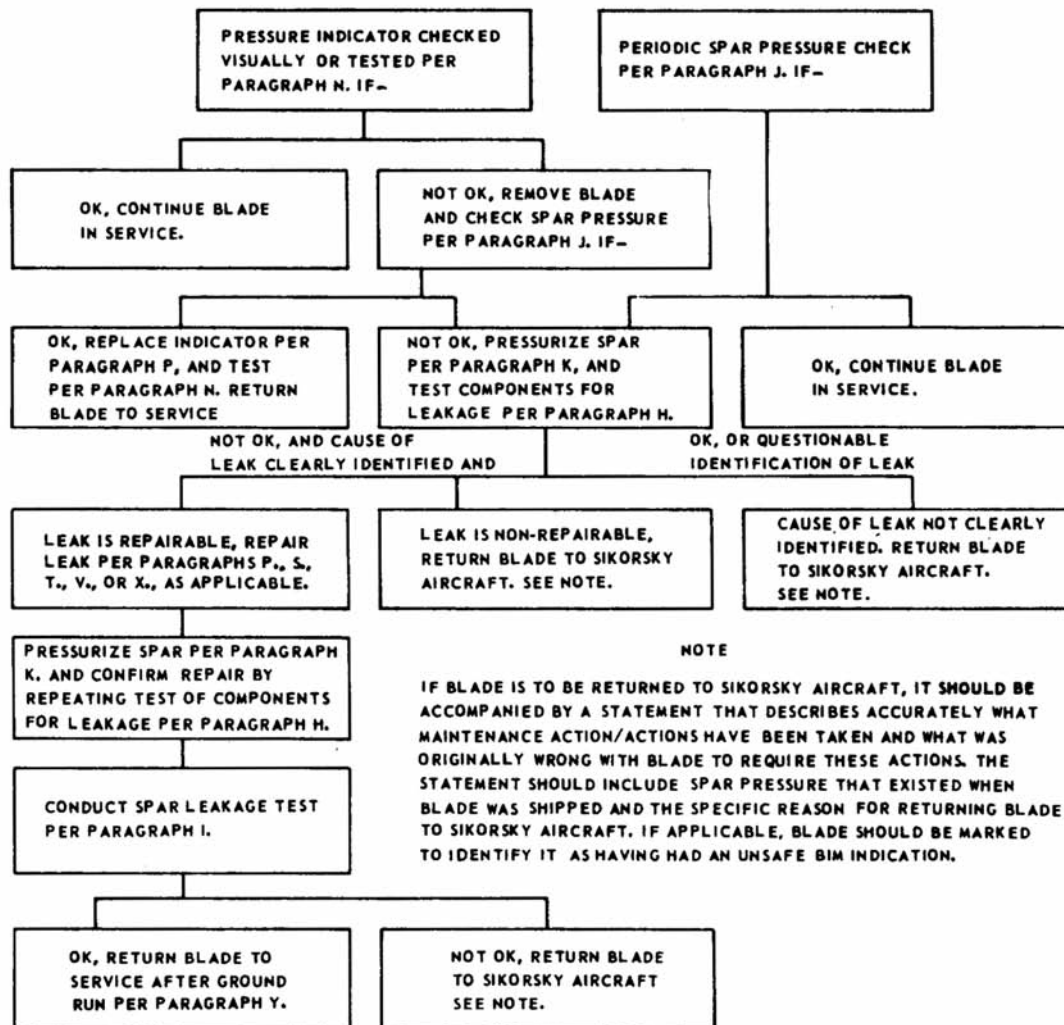
B. TROUBLESHOOTING

WARNING

ANY BLADE ON WHICH THE PRESSURE INDICATOR SHOWS ANY BLACK OR RED COLOR (UNSAFE), OR WHOSE TRANSDUCER CAUSES THE COCKPIT BIM SYSTEM WARNING LIGHT TO GO ON, IS RESTRICTED FROM FURTHER FLIGHT UNTIL THE CAUSE OF THE BLACK OR RED INDICATION OR WARNING LIGHT GOING ON IS POSITIVELY FOUND AND CORRECTED. FOR TROUBLESHOOTING THE TRANSDUCER, COMPLY WITH THE MAINTENANCE MANUAL, CHAPTER 65. IF THE COCKPIT BIM SYSTEM WARNING LIGHT INDICATION IS POSITIVELY IDENTIFIED AS AN ELECTRICAL MALFUNCTION, AND THE PRESSURE INDICATORS MEET THE SPECIFIED REQUIREMENTS OF PART III, PARAGRAPH N., SCHEDULED FLIGHTS MAY BE CONTINUED, PROVIDED: COCKPIT BIM SYSTEM WARNING LIGHT CIRCUIT BREAKER IS PULLED OUT AND TAGGED WITH A NOTE THAT SYSTEM IS INOPERATIVE; THE CONDITION NOTED IN FLIGHT LOG; VISUAL BIM INSPECTION REQUIREMENTS OF PART IV ARE CONTINUED. AS SOON AS POSSIBLE THE COCKPIT BIM SYSTEM ELECTRICAL MALFUNCTION MUST BE CORRECTED.

CAUTION

WHEN AN OPERATOR HAS REPAIRED A BLADE THAT HAD AN UNSAFE INDICATION ON ITS PRESSURE INDICATOR, THAT BLADE MUST NOT BE REPAIRED FOR A SECOND UNSAFE INDICATION IF THE SECOND UNSAFE INDICATION OCCURS WITHIN 30 FLIGHT HOURS OF THE FIRST.



July 22/66

65-44

Revision No. 15 - April 21/80

Page 13

APÉNDICE E
Safety Information Notice
(EASA SIN) No. 2007-13



EASA Safety Information Notice

No.: 2007 – 13

Issued: 22 May 2007

- Subject:** **Sikorsky Aircraft Model S-61 Series helicopters Blade Inspection Method (BIM®) system.**
- Ref. Publications:** FAA Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB) NE-07-30, dated April 19, 2007. This SAIB refers to 2 existing FAA Airworthiness Directives (ADs), 74-20-07 R5 and 85-18-05 R2. Both ADs are considered by EASA to be applicable under EC Regulation 1702/2003, Article 2, sub 3(a)(iii) to all S-61 helicopters registered in EU Member States.
- Introduction:** This Safety Information Notice (SIN) refers to FAA SAIB NE-07-30 (attached to this document as pages 2 and 3) and alerts owners, operators, pilots, mechanics, and certificated repair facilities of all **Sikorsky Aircraft S-61 Series helicopters** to restrict from further flight any S-61 main rotor blade that has an indication from the Blade Inspection Method (BIM®) system.
- Applicability:** All Sikorsky Aircraft S-61 Series helicopters.
- Recommendation:** EASA fully endorses the FAA recommendations.
- This Safety Information Notice is for information only. No AD action by NAAs is required.
- Contact:** For further information contact the Section Airworthiness Directives, Certification Directorate, EASA.
E-mail: ADs@easa.europa.eu



FAA
Aircraft Certification Service

**SPECIAL
AIRWORTHINESS
INFORMATION BULLETIN**

<http://www.faa.gov/aircraft/safety/alerts/SAIB>

SAIB: NE-07-30

Date: April 19, 2007

This is information only. Recommendations aren't mandatory.

Introduction

This Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB) alerts you, owners, operators, pilots, mechanics, and certificated repair facilities of all **Sikorsky Aircraft Model S-61 helicopters** to restrict from further flight any S-61 main rotor blade that has an indication from the Blade Inspection Method (BIM®) system. This restriction is to continue until the cause of the indication is determined and corrected. We are issuing this SAIB because we have been notified of the determination of a fatigue crack in a blade retrieved from a fatal accident of an S-61 helicopter.

Background

The FAA issued airworthiness directive (AD) 74-20-07 R5 that became effective September 26, 1984. This AD applies to the main rotor Visual BIM® and Cockpit BIM® systems of S-61 helicopters. If the blade is equipped with only the Visual BIM®, the pressure indicators must be checked every 3 hours time-in-service. If a Cockpit BIM® is installed, the electrical circuit must be tested every 3 hours time-in-service. The 3-hour interval allows sufficient time to comply with instructions in the Rotorcraft Flight Manual after an in-flight BIM® indication. This interval was based on the assumption that the spar cracks immediately after the last check or test, which causes leakage of internal pressure.

Note: FAA AD 85-18-05 R2 applies to Sikorsky S-61 main rotor blades for helicopters used for more than six repeated external lifts per hour. The BIM® inspection intervals are more restrictive for these operations.

AD 74-20-07 R5 requires that each blade with any black or red indication visible in the Visual BIM® blade pressure indicator, or whose transducer of the Cockpit BIM® activates the cockpit warning light is considered to be unsafe. Any such blade is restricted from further flight until the cause of the indication is determined and corrected in accordance with the procedures given in Sikorsky Service Bulletin No. 61B15-6P or later FAA-approved revision (or Maintenance Manuals SA 4045-80 and SA 4045-101).

Sikorsky Aircraft Corporation issued Safety Advisory SSA-S61-06-002, dated October 20, 2006, to emphasize the need to follow flight manual and maintenance manual procedures. The advisory carried the following warning:

WARNING

Failure to follow established technical directives and publications during inspection, maintenance and repair of main rotor blades equipped with BIM systems could result in spar damage remaining undetected. Main rotor blade failure will result in loss of control of the helicopter, either on the ground or in the air, and subsequent loss of life and property.

Recommendation

We remind all owners and operators of Sikorsky S-61 helicopters that any BIM indication should be viewed as a spar failure of that blade and, as stated in FAA AD 74-20-07 R5AD, that blade should not be flown until the cause of the indication is **determined and corrected.**

For Further Information Contact

FAA Contact; Richard Noll, Aerospace Safety Engineer, FAA Boston Aircraft Certification Office, ANE-150, 12 New England Executive Park, Burlington, MA 01803; (781) 238-7160; email: dick.noll@faa.gov

For Service Letter Information Contact

Sikorsky Aircraft Corporation Contact: Sikorsky Customer Service Engineering Desk at 1-800 Winged-S or E-mail: sikorskywcs@sikorsky.com or Phone: (203) 416-4299.

APÉNDICE F

**Instrucción adicional específica al AMM
n.º AHS – 0540 «MAIN ROTOR BLADE,
BIM WARNING TROUBLE SHOOTING»
(original de color amarillo)**

Astec Helicopter Services Manual Revision



Manual affected:		No:	AHS - 0540
HELICOPTER TYPE: S61N		Date:	06.07.2002
MM: SA 4045-80		Page:	1 of 1
Prepared by: Per Arne Braaten	Revised by:	Approved by: <i>T. Sjørnse</i>	
Insert this page facing:	Chapter: 65-11-0	Page: 101	

SUBJECT: MAIN ROTOR BLADE, BIM WARNING TROUBLE SHOOTING.

REASON: Repetitive BIM warning on the same blade

NOTE: This document originates from the previously issued HS Manual Revision no. 294B. And are from this Date an approved AHS Revision.

EFFECTIVITY: S-61N

REFERENCE: CHC Astec Engineering Dept.

DESCRIPTION: For a specific blade's first BIM warning (post installation on actual A/C), if blade pressure is above Blade Checking Minimum, check for leakage at CBIM, VBIM transducers or schrader valve, if leak is not found, fill blade to Servicing Maximum.

Enter into HIL, Filled Spar pressure and spar temperature, and order a recheck of Blade pressure after 30 flight hours or 10 Days, whichever occurs first and 100 flight Hours, or 30 Days.

NOTE: It is absolutly vital that the Temperature used to choose the correct filling pressure is in fact the actual stabilized Spar temperature. The Spar Temperature must be checked both before and upon completion of servicing.

If after 30 hrs (10 days), pressure has dropped below Servicing Minimum, replace blade and route to workshop for further investigation.

If after 30 hours (10 Days) blade pressure is still above Servicing Minimum, **do not refill**. Enter pressure and spar temperature into HIL, and allow blade to stay in service until next recheck of Blade pressure after 100 flight hours or 30 Days, whichever occurs first.

If after 100 hours (30 days), pressure has dropped below Servicing Minimum, replace blade and route to work shop for further investigation, otherwise refill to Servicing Maximum and sign out the entered HIL item.

NOTE: If BIM Warning occurs anytime before 2nd recheck, actual blade SHALL be replacemed .

