

CIAIAC

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

Informe técnico A-023/2012

Accidente ocurrido
a la aeronave Sokol
PZL Swidnik W-3A,
matrícula EC-JUN,
el 2 de julio de 2012,
en Yátova (Valencia)



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

A-023/2012

**Accidente ocurrido a la aeronave
Sokol PZL Swidnik W-3A, matrícula EC-JUN,
el 2 de julio de 2012, en Yátova (Valencia)**



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

SUBSECRETARÍA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-15-003-X

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

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

Índice

| | |
|--|-----|
| Abreviaturas | vii |
| Sinopsis | ix |
| 1. Información factual | 1 |
| 1.1. Antecedentes del vuelo | 1 |
| 1.2. Lesiones personales | 2 |
| 1.3. Daños a la aeronave | 2 |
| 1.4. Otros daños | 2 |
| 1.5. Información sobre el personal | 2 |
| 1.5.1. Piloto supervisado | 3 |
| 1.5.2. Comandante | 3 |
| 1.6. Información sobre la aeronave | 3 |
| 1.6.1. General | 3 |
| 1.6.2. Sistema de transmisión de la potencia de cada motor a la caja combinada | 4 |
| 1.6.3. Mantenimiento | 6 |
| 1.6.4. Sistema de control y gestión de los motores | 7 |
| 1.6.5. Modo de funcionamiento con fallo de un motor | 8 |
| 1.6.6. Manual de vuelo | 8 |
| 1.6.6.1. Limitaciones y restricciones operacionales | 8 |
| 1.6.6.2. Procedimientos normales | 9 |
| 1.6.6.3. Luz de sobrevelocidad (<i>overspeed</i>) | 9 |
| 1.6.6.4. Pérdida parcial de potencia | 9 |
| 1.6.6.5. Actuaciones del helicóptero tras una pérdida parcial de potencia ... | 10 |
| 1.7. Información meteorológica | 11 |
| 1.7.1. Datos registrados en la estación meteorológica de Buñol | 11 |
| 1.7.2. Datos proporcionados por el personal de la BRIF en la zona del suceso | 11 |
| 1.8. Ayudas para la navegación | 11 |
| 1.9. Comunicaciones | 11 |
| 1.10. Información de la zona de trabajo de la BRIF | 12 |
| 1.11. Registradores de vuelo | 13 |
| 1.11.1. Registrador de datos de vuelo (FDR) | 14 |
| 1.11.2. Registrador de voces de cabina (CVR) | 19 |
| 1.11.3. Seguimiento de flota (GPS) | 21 |
| 1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto | 22 |
| 1.13. Información médica y patológica | 23 |
| 1.14. Incendio | 23 |
| 1.15. Aspectos relativos a la supervivencia | 23 |
| 1.16. Ensayos e investigaciones | 24 |
| 1.16.1. Entrevistas a testigos | 24 |
| 1.16.2. Inspección de los restos en el hangar | 27 |
| 1.16.3. Inspección en laboratorio de la rotura del eje de turbina del motor 1 | 31 |

| | |
|--|-----------|
| 1.17. Información sobre organización y gestión | 32 |
| 1.17.1. Elección del punto de aterrizaje | 32 |
| 1.17.2. Piloto bajo supervisión | 33 |
| 1.17.3. Manual de Operaciones aprobado por AESA | 34 |
| 1.17.4. Lista de comprobación y chequeo y entrenamiento MCC | 34 |
| 1.18. Información adicional | 35 |
| 1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces | 35 |
| 2. Análisis | 37 |
| 2.1. Gestión de la carga de trabajo del vuelo en cabina | 37 |
| 2.2. Capacitación de la tripulación para la operación bajo supervisión | 37 |
| 2.3. Uso de la información disponible | 38 |
| 2.4. Desarrollo del vuelo | 39 |
| 2.5. Gestión de la emergencia | 42 |
| 2.6. Fallo del motor 1 | 43 |
| 3. Conclusiones | 45 |
| 3.1. Constataciones | 45 |
| 3.2. Causas/Factores contribuyentes | 46 |
| 4. Recomendaciones sobre seguridad operacional | 47 |

Abreviaturas

| | |
|-------------------|--|
| 00° | Grado(s) |
| 00 °C | Grado(s) centígrado(s) |
| 00°00'00" | Grado(s), minuto(s) y segundo(s) |
| AESA | Agencia Estatal de Seguridad Aérea |
| AGL | Por encima del suelo («Above Ground Level») |
| ATPL(H) | Licencia de transporte de línea aérea de helicóptero |
| BRIF | Brigada de refuerzo en incendios forestales |
| CIAIAC | Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil |
| CPL(H) | Licencia de piloto comercial de helicóptero |
| CVR | Registrador de voces de cabina («Cockpit Voice Recorder») |
| EASA | Agencia Europea de Seguridad Aérea |
| FDR | Registrador de datos de vuelo («Flight Data Recorder») |
| ft | Pie(s) |
| ft/min | Pie(s) por minuto |
| GPS | Sistema de posicionamiento global («Global positioning system») |
| h | Hora(s) |
| HP | Caballos de potencia («Horse power») |
| kg | Kilogramo(s) |
| KIAS | Velocidad indicada en nudos |
| km | Kilómetro(s) |
| km/h | Kilómetro(s) por hora |
| kt | Nudo(s) |
| l | Litro(s) |
| m | Metro(s) |
| MAYDAY | Llamada de emergencia o auxilio en radiofrecuencia |
| mb | Milibar(es) |
| MCC | «Multi Crew Coordination» |
| min | Minuto(s) |
| mm | Milímetro(s) |
| MO | Manual de operaciones |
| MOE-LCI | Manual de operaciones especiales de lucha contra incendios |
| m/s | Metro(s) por segundo |
| N | Norte |
| NE | Noreste |
| N_1 | Revoluciones del compresor |
| N_2 | Revoluciones de turbina de potencia |
| N_r | Revoluciones del rotor principal |
| OEI | Un motor inoperativo («One engine inoperative») |
| s | Segundo(s) |
| TQ | Par motor |
| UME | Unidad militar de emergencias |
| V_1 | Velocidad de mejor régimen de ascenso |
| VHF | Muy alta frecuencia |
| V_{toss} | Velocidad de seguridad en el despegue |

Sinopsis

| | |
|-----------------------------|---|
| Propietario y operador: | Inaer |
| Aeronave: | Sokol PZL Swidnik W-3A |
| Fecha y hora del accidente: | 2 de julio de 2012; a las 17:01 hora local ¹ |
| Lugar del accidente: | Yátova (Valencia) |
| Personas a bordo: | 2 tripulantes, heridos graves |
| Tipo de vuelo: | Trabajos aéreos – Comercial – Lucha contra incendios |
| Fase de vuelo: | Aproximación final |
| Fecha de aprobación: | 12 de noviembre de 2014 |

Resumen del accidente

El lunes, 2 de julio de 2012, el helicóptero Sokol PZL Swidnik W-3A, matrícula EC-JUN, sufrió un accidente cuando trataba de realizar un aterrizaje en lo alto de un monte para que miembros de la BRIF (Brigada de refuerzo contra incendios forestales) de Daroca (Zaragoza) le colocaran el helibalde en posición de trabajo.

El helicóptero estaba participando en la extinción del incendio de Cortes de Pallás (Valencia). Tras llegar a la zona en la que se encontraba la brigada el helicóptero realizó varias órbitas a baja cota alrededor de la zona prevista para el aterrizaje. Una vez establecido en el tramo final de aproximación para el aterrizaje uno de los dos motores perdió potencia y la tripulación realizó un aterrizaje de emergencia en la confluencia de dos arroyos en el paraje denominado Callembaja en el término municipal de Yátova (Valencia).

Los dos tripulantes resultaron heridos de gravedad y el helicóptero sufrió daños importantes.

¹ Todas las horas de este informe son locales.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El helicóptero modelo Sokol PZL SWIDNIK W-3A con matrícula EC-JUN estaba adscrito a la Brigada de Refuerzo en Incendios Forestales (BRIF) en la Base de Daroca (Zaragoza).

El lunes 2 de julio de 2012 el helicóptero y su brigada fueron movilizados para participar en las labores de extinción de un incendio de grandes proporciones en Cortes de Pallás (Valencia). Despegaron de la base de Daroca alrededor de las 14:00 h y tras una hora de vuelo alcanzaron la zona del incendio. Fue entonces cuando la tripulación recibió la orden de sobrevolar el embalse de La Forata en el término municipal de Yátova (Valencia), al objeto de realizar la búsqueda de un helicóptero desaparecido en la zona escasos momentos antes².

La tripulación del EC-JUN localizó restos del helicóptero desaparecido sobre las aguas del embalse y posteriormente pusieron rumbo hacia la base de Siete Aguas (Valencia), donde aterrizaron alrededor de las 16:10 h.

Se repostó combustible³ y a las 16:50 h el helicóptero despegó de nuevo para proceder hacia un paraje denominado Callebaja⁴ (en el término municipal de Yátova) donde la BRIF de Daroca realizaba tareas de enfriamiento del perímetro de la superficie quemada.

La tripulación contactó por radio con el técnico de la cuadrilla y éste le indicó que aterrizará en sus proximidades para desplegarle el helibalde y que pudiera realizar lanzamientos de agua en apoyo de la brigada en tierra.

Una vez que la tripulación del helicóptero localizó al personal de la BRIF realizó una serie de órbitas sobre dos cerros, próximos entre ellos, en los que se hallaba distribuida la brigada. En un momento determinado de la última órbita el helicóptero tuvo una pérdida de potencia parcial y el helicóptero realizó un aterrizaje de emergencia, en una zona aledaña, impactando contra el terreno.

Mientras el helicóptero de coordinación orbitaba contactó con la tripulación del EC-JUN y ambos estaban intercambiando información sobre las tareas a realizar cuando sucedió la pérdida de potencia reseñada.

En el helicóptero de coordinación se escuchó la voz de socorro MAYDAY tres veces y su tripulación pudo ver como el helicóptero EC-JUN descendía muy rápidamente.

² Un helicóptero Bell 412, matrícula EC-KSJ, había desaparecido minutos antes de las 14:00 h cuando se aproximaba al embalse de La Forata para realizar una carga de agua.

³ Se repostaron 1.200 l de combustible, cantidad suficiente para realizar un vuelo de 2 h y retornar a la base con un remanente de seguridad.

⁴ El lugar exacto donde ocurrió el accidente fue a 0,8 km de la CV-429, km 9,600 y en dirección al Arroyo de Ricastro, del término municipal de Yátova (Valencia).

El personal de la BRIF, al observar que el helicóptero descendía a mucha velocidad y escuchar el impacto contra el suelo, acudió rápidamente al lugar del suceso para auxiliar a la tripulación.

1.2. Lesiones personales

El piloto supervisado, sentado en el lado izquierdo de la aeronave, sufrió fracturas en las apófisis de varias vertebras e inflamación en la zona cervical.

El comandante (supervisor), sentado en el lado derecho de la aeronave, tenía afectada seriamente la zona torácica, columna vertebral y la pierna y pie derechos.

| Lesiones | Tripulación | Pasajeros | Total en la aeronave | Otros |
|-------------------|-------------|-----------|----------------------|--------------|
| Muertos | | | | No se aplica |
| Lesionados graves | 2 | | 2 | |
| Lesionados leves | | | | No se aplica |
| Ilesos | | | | No se aplica |
| TOTAL | 2 | | 2 | |

1.3. Daños a la aeronave

El helicóptero sufrió daños importantes.

1.4. Otros daños

No se produjeron daños de ningún otro tipo.

1.5. Información sobre el personal

La operación que se realizaba era monopiloto en vuelo visual; sin embargo en este vuelo la tripulación estaba compuesta por dos pilotos, uno que actuaba como piloto supervisado sentado en el asiento izquierdo de la cabina de tripulación, y otro sentado en el asiento derecho⁵, que actuaba como comandante supervisando al primero.

⁵ En este modelo de helicóptero el comandante vuela en el asiento izquierdo del mismo.

1.5.1. *Piloto supervisado*

El piloto supervisado tenía nacionalidad española y contaba con 36 años de edad. Mantenía en vigor la licencia de vuelo comercial de helicópteros, la habilitación de tipo W3-Sokol y la habilitación agroforestal solo incendios. El reconocimiento médico era válido y en vigor hasta el 20 de junio de 2013.

Su experiencia era de 1.139 h totales de vuelo, de las cuales 140 h eran en el tipo.

Las competencias lingüísticas registradas en su licencia son en los idiomas español e inglés.

No había recibido formación sobre MCC («Multi Crew Coordination»).

En el vuelo de verificación de competencia realizado el 7 de febrero de 2012 efectuó dos aterrizajes simulados con fallo de motor antes y después del punto de decisión para el aterrizaje.

1.5.2. *Comandante*

El comandante, de nacionalidad polaca y 55 años de edad, mantenía en vigor la Licencia de Transporte de Línea Aérea de Helicóptero, la habilitación del tipo W3-Sokol, la habilitación agroforestal y una habilitación de lucha contra incendios. El reconocimiento médico era válido y en vigor hasta el 24 de febrero de 2013.

Su experiencia era de 7.400 h totales de vuelo, de las cuales 2.450 h eran en el tipo.

Las competencias lingüísticas registradas en su licencia son en los idiomas polaco e inglés. La entrevista tras el accidente se realizó en español, mostrando fluidez en el hablar y en la comprensión para mantener una conversación normal.

No había recibido formación sobre MCC, ni tampoco capacitación para volar en los dos puestos de pilotaje.

En el vuelo de verificación de competencia realizado el 11 de marzo de 2012 efectuó dos aterrizajes simulados con fallo de motor antes y después del punto de decisión para el aterrizaje.

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1. *General*

El helicóptero es un modelo PZL SWIDNIK W-3A, con matrícula EC-JUN, número de serie 37.08.04 y se fabricó en 1997.

Fue matriculado en el Registro de Matrículas de Aeronaves en España el 30 de octubre de 2006.

Su certificado de aeronavegabilidad era válido y en vigor hasta el 14 de junio de 2013.

Tiene un peso en vacío de 3.977 kg y un peso máximo al despegue de 6.400 kg. Durante el todo el vuelo del accidente el peso y centrado del helicóptero se hallaron dentro de los parámetros establecidos en el manual de vuelo.

Su tren de aterrizaje está compuesto por tres patas no retráctiles: una de morro con dos ruedas, y dos patas que conforman el principal con una rueda cada una.

Está equipado con dos motores PZL KALISZ 10W, con números de serie 219963017A (motor 1, situado en el lado izquierdo del helicóptero) y 219963018A (motor 2, situado en el lado derecho del helicóptero).

El rotor principal gira a derechas visto desde arriba, es decir, gira en sentido horario visto en planta.

En el momento del accidente se calcula que la cantidad de combustible en los depósitos era de unos 1.100 l y el peso total estimado de la aeronave era de 5.400 kg.

La aeronave EC-JUN pasó a ser operada por INAER el 15 de junio de 2012.

1.6.2. *Sistema de transmisión de la potencia de cada motor a la caja combinada*

Cada uno de los dos motores confiere potencia a sendos ejes que salen de sus respectivas turbinas.

En cada motor, el eje que sale de la turbina se une con otro intermedio, que a su vez se une con el que entra en la caja combinada mediante acoplamientos flexibles. Los dos ejes que entran en la caja combinada suman sus contribuciones dentro de la misma para proporcionar potencia al eje del rotor principal. Para poderse conectar entre sí, los extremos de los ejes terminan en un plano triangular perpendicular al eje con tres taladros para ser acoplado al siguiente eje mediante un acoplamiento flexible (con tres tuercas y tres tornillos para asegurar la fijación).

Existe un elemento llamado «mounting cone» (también conocido por «cabeza de cerdo») que hace de acoplamiento entre motor y caja combinada recubriendo la zona ocupada por el eje de salida de turbina, el intermedio y el de entrada a la caja combinada. El acoplamiento del «mounting cone» a la caja combinada es de tipo Cardan, presentando dos direcciones en las que se dejan ciertas holguras para evitar sobrecargas mecánicas. Dichas holguras fueron objeto de un boletín de servicio por parte del fabricante de los motores en septiembre de 2009 (Service Bulletin N.º E-19W140/DOA/2009).

Según el mencionado boletín, las holguras no deberían exceder axialmente de 0,6 mm en ninguna de las dos direcciones, y se deberían inspeccionar cada 100 ± 10 h de funcionamiento.

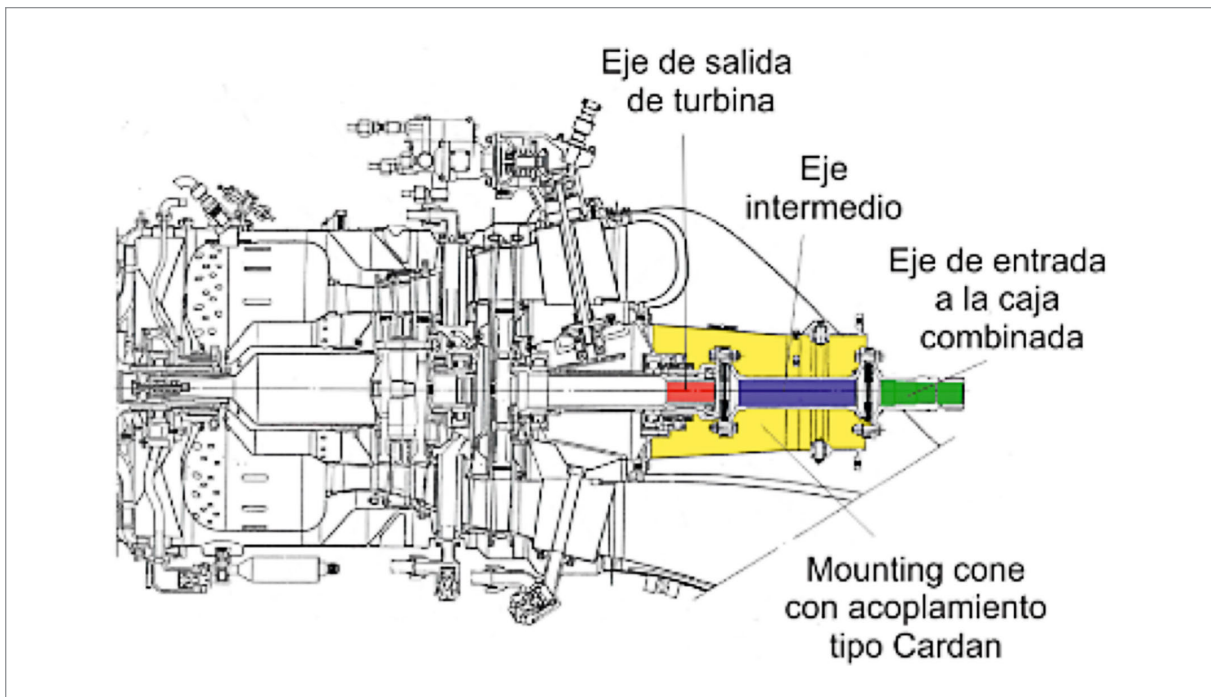


Figura 1. Sección longitudinal del motor hasta la entrada de la caja combinada

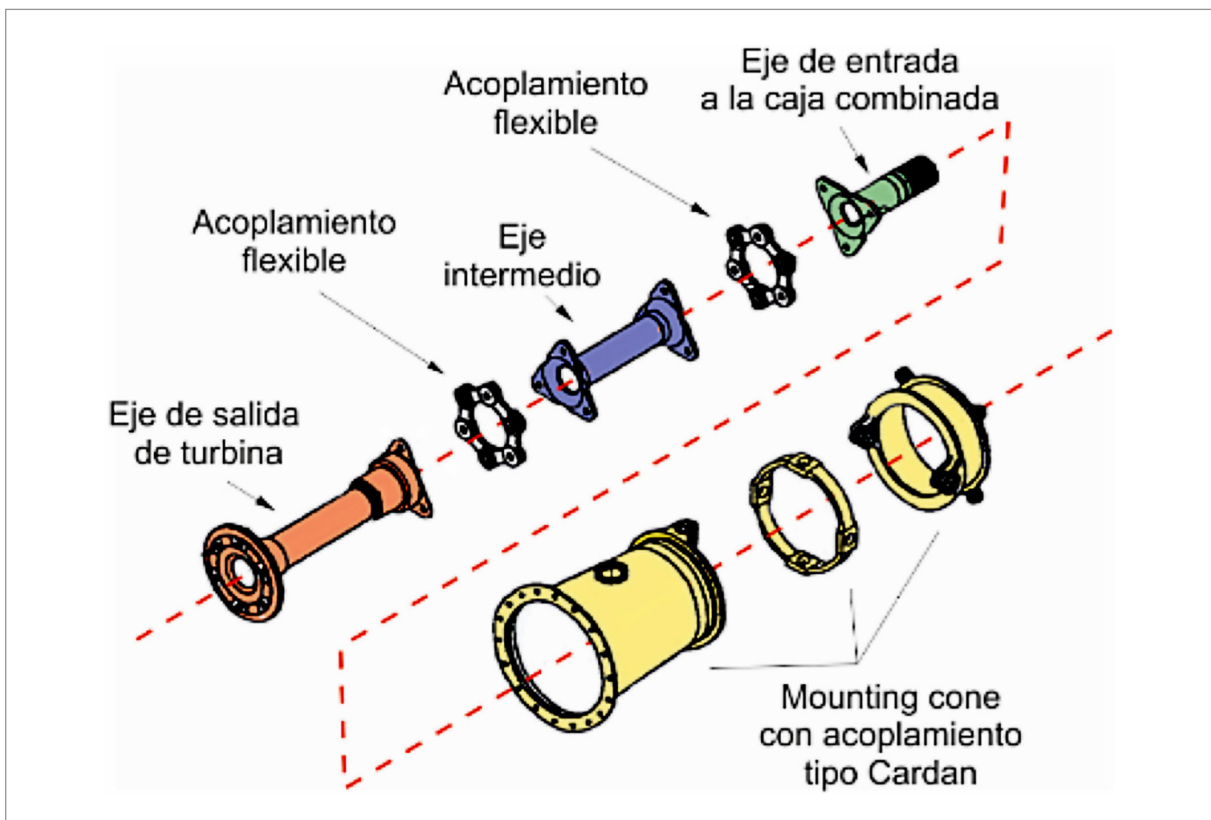


Figura 2. Despiece de las partes que componen el eje de salida de la turbina hasta la caja combinada y su carcasa de recubrimiento (*mounting cone*)

Los acoplamientos flexibles tienen planta hexagonal y están compuestos por un conjunto de láminas metálicas adosadas entre sí. Poseen 6 taladros en los que alternativamente se van acoplando los 3 taladros de cada triángulo final de cada eje.

El eje de entrada a la caja combinada procedente de cada motor posee un sistema para poder descubrir si ha habido sobrecargas por torsión en el mismo. El sistema se basa en dos elementos metálicos coaxiales que se pueden mover entre sí en caso de torsión excesiva provocando una desalineación visible de dos orificios.

1.6.3. *Mantenimiento*

Ambos motores pasaron su primera revisión general (*overhaul*) en enero de 2006.

Los registros de mantenimiento muestran que éste se había efectuado conforme a su manual aprobado. El 24 de enero de 2012 se efectuó la última revisión de 300 y 600 h tanto de célula como de motores. Las últimas revisiones de 25 h/15 días de célula y de motores se habían realizado según el calendario previsto sin detectarse ninguna demora ni anomalía en sus resultados.

El mismo día del accidente, previo al vuelo desde la base de Daroca, se había efectuado la revisión programada correspondiente a 25 h/15 días de aeronave y motores coincidiendo con las 2.468 h de célula, 2.336 h de motor 1 y 2.338 h de motor 2. Asimismo se realizaron las mediciones de las holguras de los «mounting cones» de ambos motores (primera vez que la realizaba el actual operador), arrojando los siguientes valores: 0,50 y 0,37 mm en motor 1 y 2 respectivamente (en cada «mounting cone» se miden las holguras en las dos direcciones y se anota la mayor).

Antecedentes de revisiones de holguras de los «mounting cones»

Se ha conseguido recopilar la siguiente información acerca de las revisiones de los «mounting cones» tras la emisión del citado boletín de servicio:

| Fecha | Holgura (mm) | | Horas de operación transcurridas |
|------------|--------------|---------|----------------------------------|
| | Motor 1 | Motor 2 | |
| 11/11/2009 | 0,20 | 0,35 | Primera vez |
| 26/02/2010 | 0,20 | 0,35 | 4 |
| 04/07/2010 | 0,20 | 0,35 | 40 |
| 22/09/2010 | No se hizo | 0,36 | 64 |
| 18/01/2011 | 0,20 | 0,36 | 13 |
| 10/12/2011 | 0,35 | 0,35 | 287 |
| 02/07/2012 | 0,50 | 0,37 | 107 |

1.6.4. *Sistemas de control y gestión de los motores*

En esta aeronave existen tres elementos esenciales para la gestión y funcionamiento de los motores: ALAE-2, ALRT-2B y ALRP-5. A continuación se expone brevemente las funciones e importancia de cada uno.

ALAE-2

Es el cerebro de la operación del motor. Existe uno para cada motor. Están ubicados ambos tras el asiento del piloto que vuela a la derecha.

Es un dispositivo electrónico que recibe información de parámetros de funcionamiento del motor, la procesa y manda las señales oportunas para la óptima alimentación del motor correspondiente.

Si uno de los motores sufre una sobrevelocidad (*overspeed*)⁶, el ALAE-2 corta el suministro de combustible a dicho motor, perdiéndose la contribución de potencia de dicho motor a la caja combinada.

ALRT-2B

En caso de fallo del ALAE-2, existe un dispositivo hidromecánico, el ALRT-2B, situado físicamente anexo al motor que asumiría las funciones del primero. Una vez que el ALRT-2B entra en funcionamiento en vuelo no se puede deshacer el cambio y volver atrás al ALAE-2 en vuelo; tiene que ser mantenimiento en tierra quien debe rearmar 2 botones ubicados en el motor para volver a la situación del ALAE-2 (hay un botón en el ALRP-5 y otro en el ALRT-2B que saltan).

El funcionamiento de ALAE-2 y ALRT-2B es mutuamente excluyente: asumen las mismas funciones, pero no pueden actuar los dos a la vez, sino solo uno de los dos.

ALRP-5

Gestiona el suministro directo de combustible al motor (ordenado desde el ALAE-2). Dentro tiene el WLP-3-5, que es un actuador eléctrico para gobernar la válvula de combustible.

Por otra parte, no existen memorias no volátiles en el sistema de funcionamiento y gestión de los motores. Los parámetros relativos al funcionamiento y gestión de los motores se registran en el registrador de datos de vuelo (FDR).

⁶ El *overspeed* es de vueltas de N₂.

1.6.5. Modo de funcionamiento con fallo de un motor

Con los 2 motores operativos en modo normal, cada uno es capaz de suministrar una potencia máxima de 900 HP.

Si, por la causa que fuere, uno de los motores reduce su N_1 (revoluciones del compresor) por debajo de 58%, el otro aumenta automáticamente (sin ser necesaria ninguna acción por parte de la tripulación) su potencia disponible a 1.000 HP durante 30 minutos como máximo.

Adicionalmente, a demanda del piloto pulsando un botón (denominado *2.5 min-OEI*) situado en la palanca del colectivo puede obtener 2,5 minutos extra en los que la potencia máxima del motor operativo se incrementaría hasta 1.150 HP.

Sin que exista ningún fallo de motor el piloto puede llevar pulsado el botón *2.5 min-OEI*. Este hecho no implica que ninguno de los dos motores que están funcionando correctamente suministren más de los 900 HP nominales como máximo, lo que implica es que en caso de fallo de uno de los motores el modo de funcionamiento del sistema 2.5 min-OEI entra en funcionamiento de forma instantánea.

1.6.6. Manual de vuelo

1.6.6.1. Limitaciones y restricciones operacionales

Los límites de operación de las revoluciones del rotor principal (N_r) son:

- Con ambos motores operativos el límite mínimo y el máximo de uso continuo están establecidos entre el 100 y 105% y transitoriamente pueden descender hasta el 95%.
- Con un motor inoperativo (OEI) el mínimo continuo es de 95% y transitoriamente de 85% hasta 15 segundos.

El límite del par motor operando con ambos motores es:

- El máximo continuo de par motor es de 85% para $N_r = 105\%$.

Los límites del par motor operando el helicóptero con OEI son:

- El límite máximo durante 30 minutos de operación es 121% (con N_r igual o inferior a 95%).
- El límite máximo durante 2,5 minutos de operación es 139% (con N_r igual o inferior a 95%).

1.6.6.2. Procedimientos normales

En la sección 2 del manual de vuelo, en el procedimiento de despegue se recomienda llevar presionado el botón 2.5 min-OEI (Sec 2, pag 2-22 Take off). Asimismo, en el procedimiento de aterrizaje se recomienda llevar presionado el botón 2.5 min-OEI (Sec 2, pag 2-24 Prelanding).

En la sección 5A (operaciones en categoría A)⁷ del manual de vuelo, en el procedimiento de despegue se obliga a llevar presionado el botón 2.5 min-OEI. El aterrizaje no se describe dentro de la operación normal. En la maniobra de aterrizaje tras fallo de motor (procedimiento de emergencia) se obliga a llevar presionado el botón 2.5 min-OEI.

En la sección 2 del manual de vuelo se describen los procedimientos para realizar un aterrizaje en condiciones normales hasta establecerse en estacionario (Sec 2, pag 2-24 Landing):

1. Establecer la aproximación para alcanzar 100 ft (30,5 m) de altura sobre la zona de contacto a 38 KIAS (70 km/h) y a un régimen de descenso de 600 ft/min (3 m/s).
2. A 100 ft (30,5 m) de altura sobre la zona de contacto levantar el morro del helicóptero aproximadamente a +12°.
3. A 65 ft (20 m) sobre la zona de contacto incrementar el colectivo gradualmente, como se requiera para establecerse en estacionario a 10 ft (3 m).

1.6.6.3. Luz de sobrevelocidad (*overspeed*)

El capítulo 3 del manual de vuelo describe las emergencias sobrevenidas por el encendido de las luces de peligro y precaución.

Cuando se enciende la luz de overspeed N.º 1 significa la parada del motor 1 debido a la actuación del sistema de protección de sobrevelocidad del motor cuando su N₂ (revoluciones de turbina de potencia) sobrepasa el 120%, por lo que deben seguirse los procedimientos de emergencia del motor.

1.6.6.4. Pérdida parcial de potencia

El capítulo 3 del manual de vuelo describe la emergencia de pérdida parcial de potencia en vuelo.

⁷ Categoría A se refiere a helicópteros multimotor y con información de performance recogida en su manual de vuelo basada en el concepto de fallo de motor crítico que asegura una superficie designada adecuada y una capacidad de performance apropiada para la continuación segura del vuelo en el caso de fallo de motor.

- Fallo de un motor en vuelo:
 - Sí el fallo de un motor se produce a una altura mayor de 65 ft (20 m) proceder como sigue:
 1. Ajustar el régimen de descenso a 600 ft/min (3 m/s) y las vueltas de rotor principal N_r por encima de 95% y velocidad de 38 KIAS (70 km/h).
 2. A una altitud de 65 ft (20 m) por encima del punto de toma realizar una desaceleración del helicóptero, retrasando la palanca de colectivo para levantar el morro del helicóptero entre 15 y 20°.
 3. Entre 23 y 16 ft (7 y 5 m) incrementar gradualmente el colectivo hasta el máximo en el momento de tocar tierra.
 4. Bajar el morro hasta 10° de morro arriba entre los 10 y 7 ft (3 y 2) sobre el punto por encima del punto de contacto.
 - Sí el fallo se produce a o por debajo de 65 ft (20 m) por encima del punto de toma proceder como sigue:
 1. Adoptar una actitud del helicóptero de 10° de morro alto.
 2. Incrementar el colectivo hasta el máximo en el momento del contacto.
- Después de tocar tierra, se describe como parar la velocidad del helicóptero, actuando sobre los controles de vuelo y los frenos de las ruedas.

1.6.6.5. Actuaciones del helicóptero tras una pérdida parcial de potencia

Considerando un peso total de la aeronave de 5.400 kg, una altitud de 1.700 ft y una temperatura exterior de 35 °C se han calculado según el manual de vuelo los regímenes de ascenso que se podría obtener en el caso de un motor inoperativo en dos situaciones de demanda de potencia: 30-min OEI y 2.5-min OEI.

- En el caso de 30-min OEI, a una velocidad V_y (velocidad de mejor régimen de ascenso) de 65 KIAS, con el sistema de deshielo de motores apagado y a N_r del 95%, se calcula una tasa de ascenso positiva de 500 ft/min.

El cálculo se ha hecho en base a la información contenida en la sección 4 (performance data) del manual de vuelo del helicóptero. En concreto en los gráficos de «Single engine rate of climb».

- En el caso de 2.5-min OEI, a una velocidad V_{toss} (velocidad de seguridad en el despegue) de 40 KIAS, con el sistema de deshielo de motores apagado y a N_r del 95%, se calcula una tasa de ascenso positiva de 550 ft/min.

El cálculo se ha hecho en base a la información contenida en la sección 5A (operaciones en categoría A) del manual de vuelo del helicóptero. En concreto en los gráficos de «Single engine power failure during approach».

1.7. Información meteorológica

La información meteorológica se ha obtenido a partir de datos registrados en la estación automática de Buñol (Valencia), a unos 8 km del lugar del accidente y a 600 m de altitud, y del personal de la BRIF en la zona del suceso.

1.7.1. Datos registrados en la estación meteorológica de Buñol

A la hora en la que se produjo el accidente el viento era de intensidad floja (entre 7 y 9 kt) de componente Sureste con alguna ráfaga que llegaba a 16 kt.

La temperatura ambiente era de 26 °C y existían escasas nubes altas.

1.7.2. Datos proporcionados por el personal de la BRIF en la zona del suceso

Tres técnicos de la BRIF en la zona del suceso informaron que el viento local era flojo y en todo caso del Este. La temperatura en dicha zona la estimaron alta, alrededor de los 35 °C, considerando que la zona quemada añadía temperatura al ambiente.

1.8. Ayudas para la navegación

No aplicable.

1.9. Comunicaciones

El helicóptero accidentado, con indicativo radio «Daroca 1», contaba con equipos de radiocomunicación en frecuencias VHF para comunicarse con otras aeronaves en vuelo.

En la zona de vuelo las comunicaciones eran directas entre estaciones aéreas o aire tierra.

Las comunicaciones con el exterior las realizaba el piloto supervisado, que además volaba como piloto a los mandos.

A continuación se expone un breve resumen de las comunicaciones que se establecieron entre el helicóptero accidentado y la aeronave de coordinación de medios aéreos, así como entre el helicóptero accidentado y la BRIF.

Tras el despegue del helicóptero EC-JUN de la base de Siete Aguas el piloto supervisado intentó en varias ocasiones contactar con el helicóptero de coordinación sin conseguirlo.

Más adelante contactó con los equipos de la BRIF que se hallaban trabajando en la extinción del incendio, comunicándoles su entrada en la zona del incendio. El técnico al mando de la BRIF le indicó que aterrizase en las proximidades donde se hallaban para desplegarle el helibalde e iniciar tareas de refresco en su zona mediante lanzamiento de agua.

El helicóptero de coordinación, con indicativo radio «V1», contactó con «Daroca 1» y le recordó la necesidad de contactar con él al entrar en la zona del incendio. «Daroca 1» le informó que había llamado a «V1» pero que nadie respondió. A continuación «V1» le informó que apoyará a su BRIF como tenía previsto y que le informara en caso de localizar algún foco de fuego.

Diez segundos después de finalizar «V1» su último mensaje a «Daroca 1», este último lanza un mensaje de socorro repitiendo tres veces la palabra MAYDAY y el helicóptero de coordinación pregunta qué sucede, respondiendo «Daroca 1» que están cayendo.

El técnico de la BRIF, por su parte, informó por radio que el helicóptero EC-JUN estaba cayendo.

1.10. Información de la zona de trabajo de la BRIF

Los miembros de la BRIF se hallaban distribuidos en dos cerros pequeños de elevaciones 587 y 553 m respectivamente, los cuales estaban próximos y separados por un barranco (véase figura 3).

El técnico al mando de la BRIF informó a la tripulación del helicóptero de la posibilidad de aterrizar en el cerro situado más al Noreste, en la que habían aterrizado anteriormente otros helicópteros. La altitud del cerro era de 587 m y su cumbre estaba cubierta por piedras y matorral bajo.

La zona donde se produjo el aterrizaje de emergencia era la confluencia de dos barrancos, marcados por las laderas muy pronunciadas de los cerros que los conforman. Las laderas y los barrancos estaban plenamente cubiertos por arbustos y algún árbol aislado.

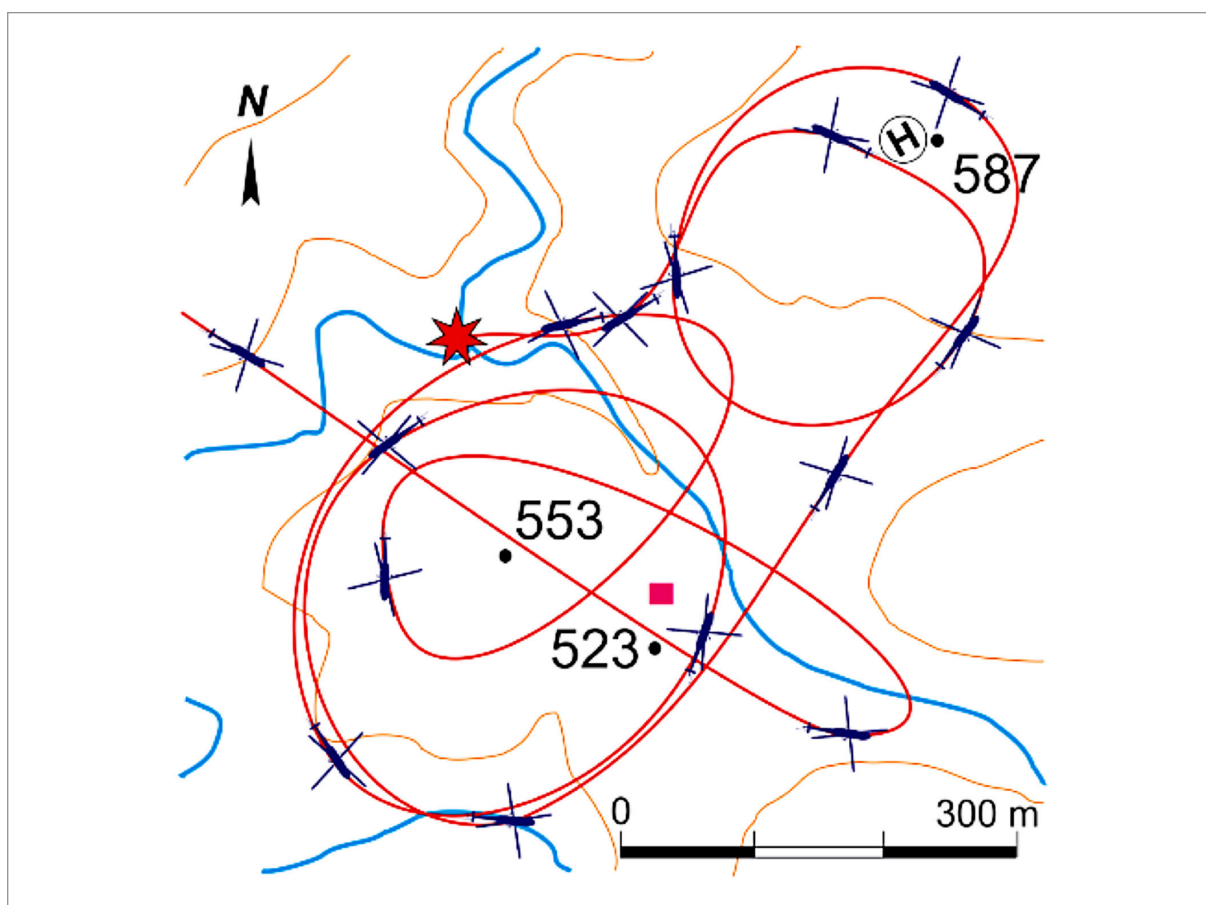


Figura 3. Lugar del aterrizaje previsto, zona de órbitas y lugar del impacto

1.11. Registradores de vuelo

El helicóptero contaba con equipos de registro de datos de vuelo, motores y rotor principal (FDR)⁸ y de voces de cabina (CVR)⁹. Ambos registradores contaban con un certificado de puesta en servicio (Authorised Release Certificate, EASA Form One) expedido en diciembre de 2011 por la Autoridad de Aviación Civil de Polonia.

El registrador de datos de vuelo instalado es un modelo ZBN-1-1, con número de serie 60108. Es un registrador de cinta magnética que tiene capacidad para grabar hasta 50 h de vuelo y hasta un total de 20 parámetros analógicos y 48 digitales.

El registrador de voces de cabina es un modelo MARS-BM 70A-10M, número de serie 355013. Se trata de un registrador de cinta magnética que una vez puesto en marcha se graba la siguiente información: en el canal 1 la voz del piloto sentado en el lado izquierdo, en el canal 2 la voz del piloto sentado en el lado derecho y en el canal 3 los sonidos de la cabina de vuelo.

⁸ «Flight Data Recorder».

⁹ «Cockpit Voice Recorder».

Del CVR se pudieron extraer las voces de ambos pilotos, voces de los operadores de radio del personal de la BRIF y del piloto del helicóptero de coordinación «V1».

Por otra parte, también se contó con el registro informático de los datos GPS utilizado en el sistema de seguimiento de flota instalado en el helicóptero. Los datos registrados son referenciados a un determinado punto geográfico con indicación horaria, rumbo, velocidad sobre el terreno y altitud.

De este último sistema los datos se extrajeron en dos formatos:

- a) Datos enviados, vía telefónica, durante el vuelo al operador y que se registran cada 30 segundos aproximadamente.
- b) Datos extraídos de la memoria volátil del equipo GPS instalado en el helicóptero. El primer punto registrado es a las 16:58:49 h y el último es a las 17:02:07 h.

Como referencia de tiempo se ha utilizado la información de tiempo GPS¹⁰ en el instante que en el FDR se activa la señal de GROUND. Dicha señal se activa en el momento que se comprime el amortiguador del tren del helicóptero.

1.11.1. Registrador de datos de vuelo (FDR)

En el FDR se hallaban registrados 754 segundos correspondientes al último vuelo efectuado por el helicóptero. El FDR no grabó datos entre los segundos 683-690 y 742-743 todos incluidos y en los segundos 745, 748, 752 y 753.

La señal de GROUND se registró en el segundo 754 del FDR que correspondería a las 15:01:36 h del GPS y a las 17:01:36 horas locales (que son las que se usan en el presente informe).

En ningún momento del vuelo se encuentra registrado que el botón de 2.5 min-OEI estuviera presionado.

A las 17:01:20 h (segundo 738 del FDR) se registraron dos hechos a partir de los cuales se observa la desestabilización del helicóptero en vuelo:

1. Se registró una caída repentina del par del motor 1 (TQ_1), pasando de un valor de 95% a 2,5%, y
2. se registró la activación del sistema de protección por sobrevelocidad en dicho motor 1.

Por ello, para facilitar el estudio del FDR se ha dividido el vuelo en tres fases alrededor del instante 15:01:20 h (o segundo 738 del FDR): antes, durante y después.

¹⁰ En el informe se reflejan las horas locales, obtenidas sumando dos horas a las leídas en el GPS.

En las siguientes figuras se puede observar la evolución de varios parámetros de interés durante los últimos 25 segundos del vuelo. Nótese la línea roja vertical discontinua en el instante 15:01:20 h que marca el evento significativo de la pérdida parcial de potencia en el motor 1.

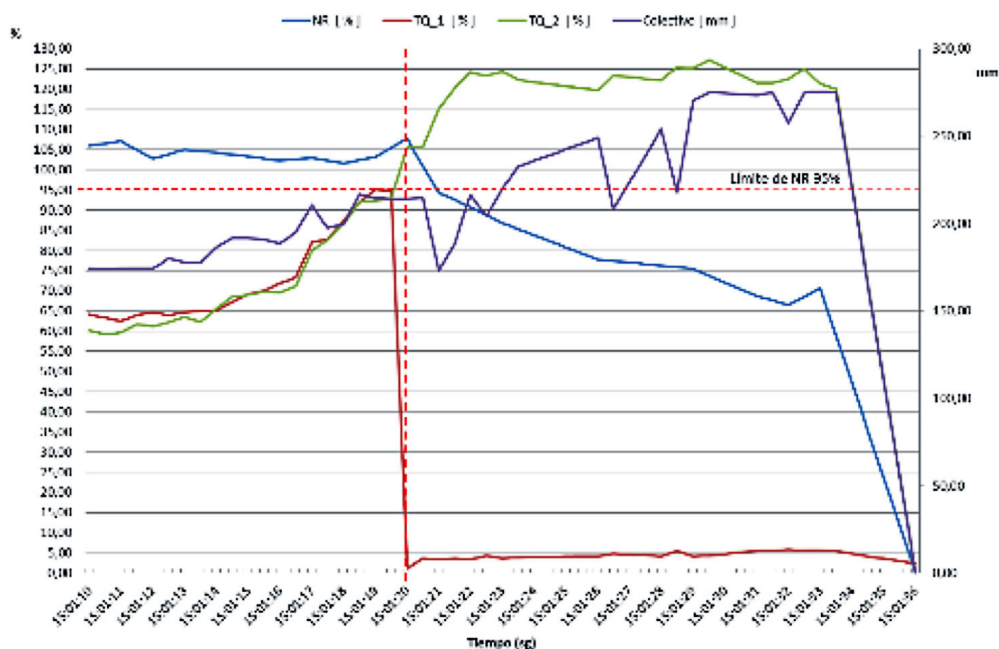


Figura 4. Movimiento de la palanca del control de mando colectivo y registros del par motor de ambos motores y de las revoluciones del rotor principal

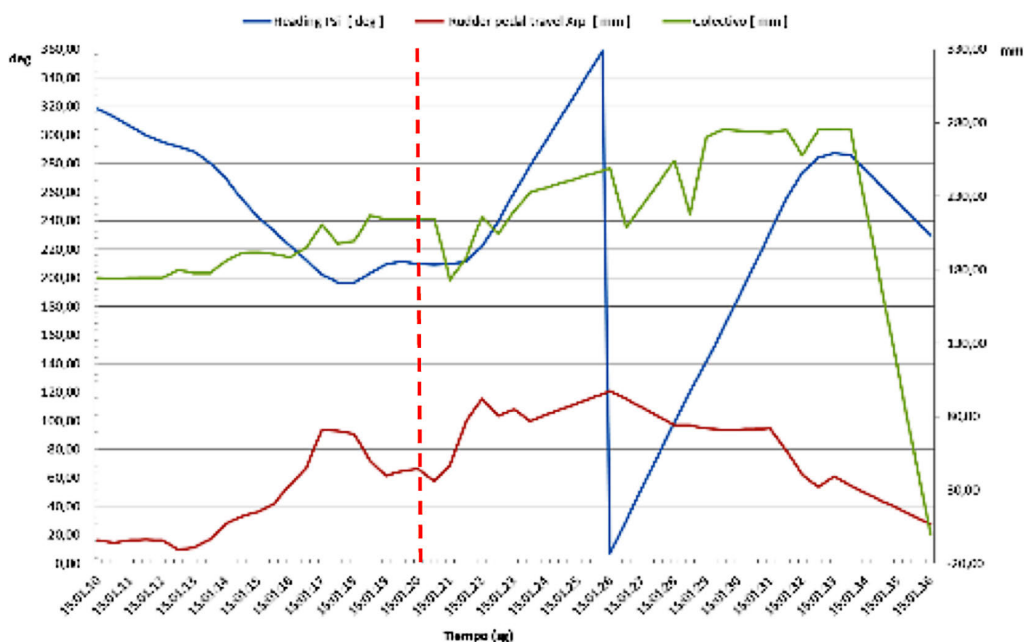


Figura 5. Movimiento del pedal derecho y de la varilla de actuación de cambio del ángulo de paso de las palas del rotor de cola y registros del rumbo

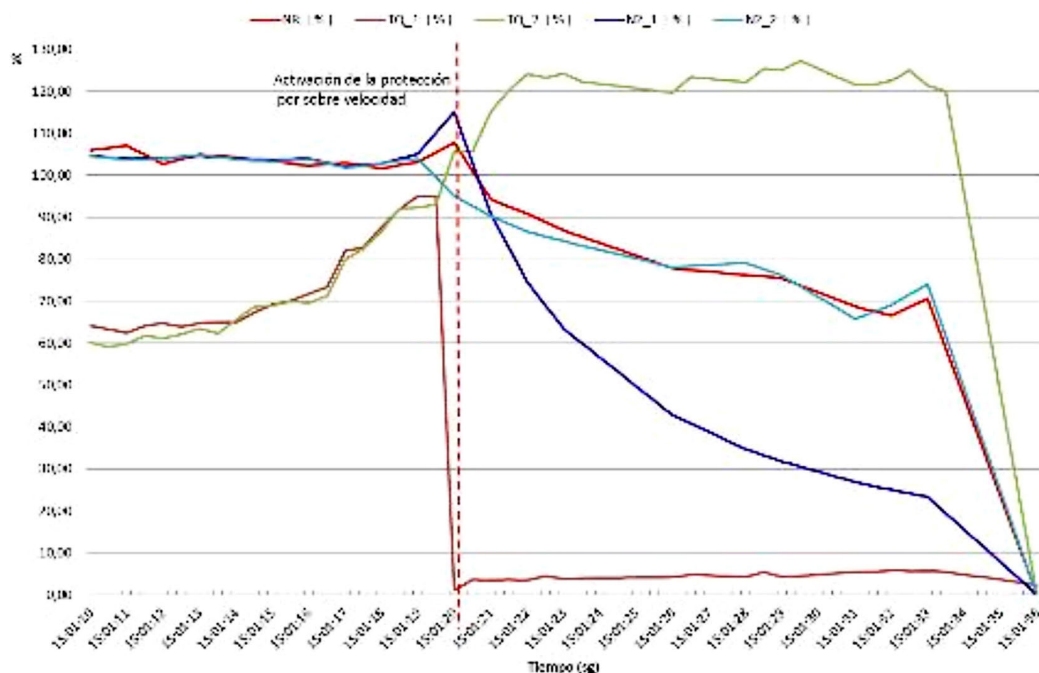


Figura 6. Registros del par motor (TQ) y de las revoluciones del rotor principal y N₂ de ambos motores

A) Antes del instante 15:01:20 h

El periodo estudiado está comprendido desde el momento que el helicóptero entró en la zona de trabajo de la BRIF, aproximadamente en el segundo 520, e inició una serie de órbitas alrededor del cerro más al Oeste que continuaron en el cerro del Noreste hasta el segundo 738.

- *Altitud, altura sobre el terreno y velocidad*

El helicóptero entró en la zona de trabajo de la BRIF procediendo desde el Noroeste a una velocidad indicada aproximada de 75 kt. En la primera órbita se situó en valores entre 1.650 y 1.775 ft de altitud de presión, que mantuvo hasta el instante 15:01:20 h.

El helicóptero sobrevoló dos veces la cima del cerro más al noreste (en cuyas proximidades ocurriría posteriormente el accidente) de sur a norte. En el primer paso mantuvo una altitud de presión de 1.775 ft y una altura sobre el terreno en la cima de 71 ft (21,6 m) de radio altímetro. Una vez sobrepasada la cima descendió a 1.685 ft y posteriormente ascendió hasta 1.714 ft, sobrevolando la cima por segunda vez con 25 ft (7,6 m) de altura sobre ella.

La velocidad indicada en las órbitas descendió a valores comprendidos entre 40 y 60 kt, excepto en las órbitas penúltima y última, en las que descendió por debajo de 40 kt llegando hasta 28 kt.

- **Rumbo**

Los rumbos registrados en el FDR son acordes con los virajes a la izquierda realizados por el helicóptero y que conformaron las órbitas a la izquierda sobre ambos cerros registrados en el GPS.

Siete segundos antes del instante 15:01:20 (es decir, en el segundo 738) se observa una aplicación importante del pedal derecho hacia delante y en la misma proporción disminuye su longitud la varilla de actuación de cambio del ángulo de paso de las palas del rotor de cola. Tres segundos después de este hecho el rumbo se estabiliza entre los valores de 199° y 210° y el pedal derecho se mantiene en la posición más avanzada alcanzada anteriormente.

- **Motores 1 y 2**

Al inicio de este periodo de vuelo los parámetros del par motor de ambos motores eran acordes para las condiciones de vuelo del helicóptero y cuyos valores oscilaban entre los 45% y 60%.

En los últimos 18 segundos de este periodo dichos valores de par se incrementan al 70%, incrementándose más aún en los últimos segundos hasta alcanzar valores de 95% y 92% respectivamente en cada motor, un segundo antes del instante 15:01:20 h.

El desplazamiento de la palanca de colectivo registrado es concordante con el incremento de los valores de par reseñados.

Las revoluciones de turbina de potencia (N_2) de ambos motores se mantenían entre los valores de 102 y 105%.

- **Revoluciones del rotor principal (N_r)**

Las revoluciones del rotor principal se mantenían entre los valores de 101 y 105%, alcanzando valores pico puntuales de 107%.

- **Actitudes del helicóptero**

El FDR registra datos del desplazamiento del control de vuelo cíclico longitudinal y cíclico lateral, que comandan los ángulos de cabeceo y alabeo respectivamente, manteniendo valores de ángulo de cabeceo próximos a 0° y de alabeo estabilizado para mantener el viraje de las órbitas descritas a izquierda.

Ocho segundos antes del Instante 15:01:20 h se observa un desplazamiento del cíclico longitudinal hacia delante y un incremento del valor del ángulo de cabeceo hacia abajo hasta -10°. También se observa un desplazamiento del cíclico lateral hacia la derecha que detendrá el viraje a la izquierda.

B) Instante 15:01:20 h

Los datos de la actitud del helicóptero en vuelo y los parámetros de motores y rotor principal en este instante 15:01:20 h se muestran en la siguiente tabla, junto a los parámetros del segundo inmediatamente anterior.

| Tiempo | Helicóptero | | | | | Motor 1 | | Motor 2 | | Rotor Principal | |
|----------|-------------|--------|-------|-------------------|-------------------|---------|-------|----------------|------|-----------------|----------------|
| | Cabeceo | Alabeo | IAS | Palanca Colectivo | Pedal derecho | Rumbo | PAR | N ₂ | PAR | N ₂ | N _r |
| 15:01:19 | -10° | 6° | 41 kt | Posición alta | Posición avanzada | 210 | 95% | 105% | 92% | 104% | 103% |
| 15:01:20 | -4° | 6° | 31 kt | Posición alta | Posición avanzada | 209 | 2,34% | 115% | 106% | 95% | 107% |

El color rojo de las celdas correspondientes al motor 1 en el instante 15:01:20 h resalta el hecho de la sobrevelocidad (*overspeed*) que se produjo. El registro de 115% en N₂ se entiende que se produjo fracciones de segundo después de producirse el 120% desencadenante de la sobrevelocidad.

C) Después del instante 15:01:20 h

A continuación se realiza un resumen de la variación de los parámetros de actitud del helicóptero, de los motores y del rotor principal entre el primer segundo después del instante 15:01:20 h hasta el final del tiempo registrado en el FDR.

- Motor 1:
 - El par motor se mantuvo entre los valores 2,34% y 6,1%.
 - Las N₂ disminuyeron progresivamente desde 91% hasta el 23%.
 - La luz de baja presión de aceite se encendió dos segundos después del evento.
- Motor 2:
 - El par motor se incrementó a 124% en 2 segundos y se mantuvo alrededor de dicho valor hasta el final.
 - La N₂ disminuyó a 86% en 2 segundos continuando su descenso hasta valores próximos al 65%
- La N_r descendió a 95% en 2 segundos y continuó disminuyendo hasta valores del 67%.
- La palanca de colectivo se desplazó ligeramente hacia abajo en el primer segundo iniciando después un nuevo desplazamiento de la palanca del colectivo hacia arriba.

- En el siguiente segundo su valor ya era superior al del momento del evento y continuó en ascenso hasta alcanzar los valores máximos de desplazamiento 8 segundos después.
- La altitud barométrica se mantuvo durante los cuatro segundos siguientes iniciando a continuación un descenso hasta el momento del impacto.
 - La altura del radio altímetro se mantuvo durante dos segundos en valores de 200 ft incrementándose su valor hasta los 285 ft tres segundos después, instante en el que comienza a disminuir hasta el momento del impacto.
 - La velocidad indicada pasó de 31 kt a 8 kt en el siguiente segundo y se mantuvo en 0 kt hasta el final.
 - El ángulo de cabeceo se mantuvo en -4° hasta 2 segundos después del instante 15:01:20 h. Después se incrementó hasta -23° en cuatro segundos, volviendo a disminuir dicho ángulo hasta -3° .
 - El rumbo del helicóptero, que era 210° en el instante 15:01:20 h, incrementó sus valores hasta ejecutar un giro completo y continuó el giro hasta alcanzar un rumbo de 287° , momento en el que cambia el sentido del giro hasta quedar posado en el suelo con rumbo 230° .
 - Los desplazamientos de los pedales y la varilla de actuación del mecanismo de cambio del ángulo de ataque de las palas del rotor de cola fueron acordes con los cambios de rumbo expresados en el punto anterior.

1.11.2. Registrador de voces de cabina (CVR)

Manteniendo las tres fases de vuelo reseñadas anteriormente se describen a continuación los siguientes detalles del CVR:

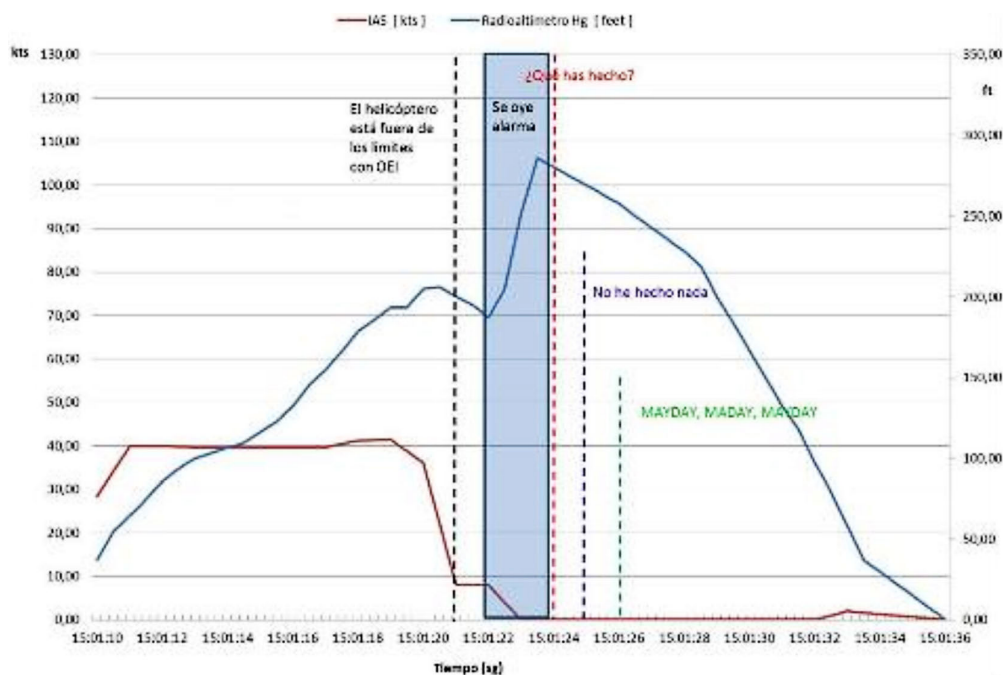


Figura 7. Velocidad indicada, lectura de radioaltímetro y voces en cabina tras la emergencia

A) Antes del instante 15:01:20 h

Tras el despegue la tripulación planificó dirigirse hacia la zona de actuación de la BRIF para colaborar con ellos y que éstos les colocasen el helibalde en posición de trabajo.

Entrando en la zona del incendio el piloto supervisado llamó por radio al helicóptero de coordinación de vuelos en la zona del incendio, sin conseguirlo, por lo que repitió varias veces la llamada sin éxito.

Segundos después, llamó por radio al técnico de la BRIF (también requirió realizar varias llamadas hasta establecer contacto con él). Éste le indicó en qué posición se hallaban trabajando en el enfriamiento del perímetro del incendio. El piloto supervisado, una vez identificada la zona, inició una serie de órbitas.

El técnico de la BRIF le señaló que en la zona en la que él se encontraba, el monte más al Suroeste de 553 m de elevación no era adecuado para aterrizar por estar la zona quemada e instó al piloto a que se dirigiera a la otra cima situada, en ese momento, a sus doce¹¹.

Segundos después se recibe en el helicóptero una llamada del coordinador de vuelos del incendio, contestando el piloto supervisado. El coordinador les recordó la necesidad de contactar primero con él, contestando el piloto supervisado que ya lo había intentado pero sin poder contactar con éxito. El coordinador prosiguió dándoles instrucciones sobre qué hacer en caso de que observaran una reactivación del fuego. Cuatro segundos antes del evento (o sea, a las 15:01:16 h) el comandante (que actuaba como supervisor del otro piloto) dijo «no lo sacas», mientras finalizaban las instrucciones del coordinador. No se escuchó ninguna alarma sonora.

B) Instante 15:01:20 h

En la grabación se escucha un sonido agudo.

C) Después del instante 15:01:20 h

Dos segundos más tarde del sonido agudo anterior se escucha una alarma durante un periodo de tiempo de dos segundos, y el comandante preguntó al piloto supervisado «¿Qué has hecho?», a lo que contestó el piloto supervisado «No he hecho nada».

A las 15:01:26 h se escucha al piloto supervisado decir «MAYDAY MAYDAY MAYDAY». Inmediatamente después el coordinador de vuelos en el incendio preguntó «¿qué pasa?, ¿qué pasa?», a lo que el piloto supervisado contestó «Daroca 1 estamos cayendo».

¹¹ Señalización horaria para indicar posiciones relativas al piloto.

Después se oye al técnico de la BRIF decir «*está cayendo aquí el Sokol*» y un segundo después se produce el impacto de la aeronave contra el terreno y finaliza la grabación del CVR.

1.11.3. Seguimiento de flota (GPS)

De la memoria del seguimiento de flota se pudieron extraer, en cada punto donde había registro, las coordenadas, rumbo, velocidad sobre el terreno y altitud del helicóptero. Con todos los datos registrados se pudo determinar una trayectoria aproximada a la realizada por el helicóptero.

A) Antes del instante 15:01:20 h

La trayectoria muestra que el helicóptero entró en la zona por el Noroeste y realizó tres órbitas manteniendo la altitud sobre el cerro más al Suroeste.

Al finalizar la tercera órbita la aeronave se dirigió hacia el Noreste para alcanzar el otro cerro, donde realiza órbita y media hasta el momento del evento (15:01:20 h o segundo 738 del FDR).

La velocidad sobre el terreno registrada indica que se aproximó a la zona de las órbitas reduciendo paulatinamente la velocidad¹² desde 91 kt a 50 kt en el momento de entrar en las mismas, y continuó reduciendo la velocidad sobre el terreno hasta un entorno de los 43 kt en todas las órbitas. A las 15:00:05 h la velocidad era de 45 kt, pasando a ser de 23 kt 15 segundos más tarde, velocidad ésta última que se mantuvo más o menos constante hasta el último registro antes del evento a las 15:01:06 h, en el que la velocidad era de 23 kt.

B) Instante 15:01:20 h

No existe registro en el GPS en ese preciso instante.

B) Después del instante 15:01:20 h

A partir del momento del evento existen nada más dos registros:

- uno en el segundo inmediatamente siguiente, en 15:01:21 h, registrando una velocidad sobre el terreno de 25 kt y una altitud 1.896 ft (578 m), y

¹² La velocidad obtenida del GPS es velocidad absoluta de la aeronave, es decir, velocidad respecto a tierra.

- otro 15 segundos más tarde del anterior, en 15:01:36 h, registrando una velocidad de 0 kt y 1.653 ft (504 m).

| Instante | Hora | Velocidad respecto a tierra | Altitud |
|---------------------|----------|-----------------------------|----------|
| Emergencia | 15:01:20 | No hay registro | |
| 1 segundo después | 15:01:21 | 25 kt | 1.896 ft |
| 16 segundos después | 15:01:36 | 0 kt | 1.653 ft |

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

El impacto se produjo con velocidad fundamentalmente vertical, muy poco ángulo de cabeceo y ligero alabeo a derechas. La altitud del punto de impacto es de 485 m (1.591 ft) y el helicóptero no se desplazó del punto de impacto inicial, quedando posado en el terreno sobre la parte inferior del fuselaje ligeramente inclinado a la derecha.

La pata del tren delantero se rompió quedando plegada hacia atrás y se introdujo en el hueco de instalación y sujeción de la pata a la estructura del helicóptero.

Las dos patas del tren trasero y sus respectivas ruedas estaban retraídas hacia atrás hasta la altura de la parte inferior del fuselaje.

El costado derecho de la célula resultó más dañado por la forma en la que se produjo el impacto contra el suelo. Asimismo, el techo de la célula (cargado con el peso de los motores y la transmisión) cedió hacia abajo como consecuencia del impacto y redujo ostensiblemente la altura libre en la cabina de pasajeros, sobre todo en el costado derecho.

El cono de cola presentaba daños en su parte final. El patín de cola, compuesto por dos palancas de unión a la estructura del cono y un tercer brazo de unión, compuesto por



Figuras 8 y 9. Aeronave tras el impacto

un amortiguador, tenía sus dos palancas dobladas hacia atrás y dicho patín estaba desplazado hasta contactar e impactar con la parte inferior y trasera del cono.

El estabilizador vertical estaba roto en su unión al cono y cayó hacia el costado derecho. Permanecía unido por un trozo de revestimiento de fibra y una serie de cables eléctricos. El eje de potencia estaba desconectado y las palas del rotor de cola habían perdido la mitad de su superficie aproximadamente. Cerca del lugar de impacto se hallaron los trozos de superficie del rotor de cola que faltaban sin que se pudiera hallar huellas de impacto de las palas contra el terreno o árboles.

El rotor principal presentaba daños por impactos de las palas contra objetos, principalmente un par de árboles situados junto al helicóptero en el suelo. Un tramo de pala se hallaba detrás del helicóptero a media ladera del cerro situado a la cola del helicóptero.

El pedal derecho se hallaba en posición totalmente avanzada y bloqueado.

1.13. Información médica y patológica

No aplicable.

1.14. Incendio

Tras el accidente no se incendió la aeronave.

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

Las primeras personas que llegaron al lugar del impacto fueron los componentes de la BRIF, dos o tres minutos después del impacto del helicóptero contra el suelo. Llegaron cuando las palas del rotor principal seguían todavía girando, y esperaron fuera de la zona de giro del rotor principal. Sin pararse el giro del rotor principal, recibieron aviso del piloto sentado en el lado izquierdo para que ayudasen a evacuar en primer lugar al piloto en el costado derecho.

Cuando lo estaban sacando de la cabina, las palas del rotor principal llegaron a impactar contra el suelo, motivo por el que las personas que estaban ayudando a los pilotos heridos detuvieron la acción, echándose al suelo. Una vez detenido el rotor principal continuaron con la evacuación de ambos pilotos.

El piloto sentado en el asiento de la derecha sufría lesiones, a priori, más serias que el situado en el asiento izquierdo, debido fundamentalmente a que el impacto contra el

suelo fue absorbido en mayor medida por el costado derecho de la aeronave. De hecho tenía la pierna derecha atrapada contra la cabina.

La movilidad de ambos pilotos era muy reducida o nula como para salir de la cabina por sus propios medios.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1. Entrevistas a testigos

Tripulación

- *Piloto bajo supervisión*

Estaba sentado en el lado izquierdo y volaba como piloto supervisado por un comandante experimentado en Sokol de nacionalidad polaca y que, en su opinión, hablaba y entendía bien el español. Lo conocía de la precampaña en Tineo (Asturias), mes y medio antes del accidente, y en Daroca llevaban 15 días juntos.

Habían despegado de Daroca y realizaron una hora de vuelo hasta la zona del incendio y otra sobre el embalse de La Forata buscando restos del helicóptero accidentado (que había salido también de Daroca, era de la misma compañía operadora y cuyo piloto era compañero y amigo suyo). Al llegar al embalse lo primero que descubrieron fue una mancha de combustible en el agua y luego, cuando vieron piezas de la carena en la orilla del embalse, reportaron que muy probablemente el helicóptero que buscaban estaba en el fondo del embalse y asumían que el piloto no había sobrevivido al accidente.

Expresó que conocer este hecho le dejó «tocado», y que las horas posteriores estuvo afectado por la pérdida del compañero. Dijo que el vuelo lo estaba realizando preocupado «por otras cosas» y no con una plena conciencia. El piloto a su derecha parecía estar menos afectado que él, en su opinión.

Tras dos horas de vuelo se fueron a Siete Aguas a repostar y descansar 40 minutos. No recuerda la cantidad de combustible repostado pero lo habitual es repostar hasta 1.200 litros, que suele dar para volar 2 h más un remanente.

Despegaron de la Base de Siete Aguas y se dirigieron hacia la zona donde se hallaba la BRIF de Daroca, comunicándolo al coordinador aéreo V1, en un par de intentos debido a la saturación de radio.

Declaró que durante todo el vuelo hasta después del instante 15:01:20 h estuvo a los mandos de control de vuelo.

Una vez en la zona de la BRIF realizó una serie de órbitas en el primer cerro, procedió por indicación del técnico al cerro cercano y al Noreste donde se hallaba el personal que podría desplegarles el helibalde.

En esta última cima y tras realizar una órbita completa, realizó algo parecido a un tramo con viento cruzado y se estableció en final para la toma en lo alto de una loma que tenía «a sus 10». Instantes después, en corta final escuchó un ruido, y le pasó los mandos al otro piloto e inmediatamente lanzó por radio un aviso de socorro. El otro piloto (el comandante polaco) asumió los mandos en ese instante y él ya no tocó nada (salvo al final, cuando ambos tiraban de la palanca del colectivo). Considera normal que el otro piloto asumiera los mandos con tanta rapidez al estar él volando como piloto supervisado.

Informa que hubo fallo de potencia de uno o de los dos motores, que no podía recordar exactamente, que no escuchó ningún mensaje sonoro de cabina ni vio ninguna luz de aviso de peligro o de caution. No recuerda que sonará la alarma de engine out.

El viento no lo recordaba con precisión, aunque indico que era suave.

Preguntado por el hecho de que la órbita fuera baja y la velocidad también baja, explicó que con el Sokol realiza las aproximaciones tendidas porque la cabina es estilo cockpit de avión y que hacia delante tienen poca visión, y que incluso realiza la aproximación final con un poco de morro a la derecha para tener visión por el costado izquierdo.

Preguntado sobre si habían actuado sobre las palancas de los mandos de gases en el instante del suceso, informó que no.

Se le informa que en el momento del suceso la demanda de par era muy alta, a lo que respondió que no era consciente de ello e informó que realmente estaba saturado de tareas entre el pilotaje, la radio y el aterrizaje. Asume que quizá estaba llevando poca velocidad y de ahí el par alto. Dice que su carga de trabajo era alta y no reparó en ello.

Preguntado si el piloto a los mandos en la ejecución de la emergencia había comunicado emergencia o no, informó que no.

Preguntado si había actuado sobre el interruptor de 2.5 min-OEI informó que no y que desconocía si su compañero lo había hecho.

En una entrevista posterior se le informó de que no había indicios de que la tripulación hubiera seleccionado un punto de toma, a lo que éste respondió que él ya lo había seleccionado aunque no se lo había comunicado al otro piloto.

Preguntado por el uso de listas de chequeo señaló que suelen hacer los pasos de memoria y que no las utilizan, ni siquiera en el arranque de los motores.

Informó que durante la trayectoria de descenso no recuerda haberse producido ningún giro. No recuerda impactos contra nada antes del impacto contra el suelo. Una vez en el suelo el personal de la BRIF y otras personas cercanas acudieron pronto. Les hizo señas para que no se acercaran y cuando pudo alcanzar las palancas de los motores y parar el motor les indicó que auxiliaran al otro piloto que presentaba mayor daño que él.

- *Comandante*

Además de los detalles comunes de la operación de ese día indicados, sobre la emergencia sobrevenida y sus circunstancias añadió lo siguiente.

Informó que en el momento del suceso se hallaban los dos a los mandos aplicando potencia para subir un poco, cuando escuchó un sonido y la parada del motor 1 (tiene claro que era el motor más alejado de él). No recuerda la respuesta que dio el motor 2. Cree que redujeron la velocidad del helicóptero hacia delante subiendo el morro del mismo y que dieron dos o tres vueltas en el sentido de las agujas del reloj a la vez descendían bruscamente.

Cuando sucedió la pérdida de potencia del motor estaban con una velocidad indicada que calificó como «reducida» de aproximadamente 40 kt y el rumbo era N-NE, cree que sería sobre 060°.

No habían decidido todavía cuál iba a ser el punto de toma.

Preguntado por el viento dijo que era racheado y cambiante pero no determinó entre que direcciones, y que la temperatura exterior era superior a 30 °C.

No recuerda de impactos anteriores al contacto con el suelo.

Una vez en el suelo tenía el pie derecho atrapado, informó que estaban todas las palancas de motor atrasadas y que el rotor principal seguía girando.

El personal que había acudido a asistirles le sacó del helicóptero.

Testigos externos

En la zona se hallaba personal de la BRIF y otro personal especializado de la UME¹³ que también participaba en la extinción del incendio.

¹³ Unidad Militar de Emergencias.

Sobre la ejecución de órbitas a izquierdas y la altura del helicóptero cercana a las cimas de los dos cerros coincidían los diferentes testigos entrevistados.

Uno de ellos, perteneciente a la UME y que trabaja como controlador aéreo en operaciones con helicópteros, informó que percibió un sonido como cuando se para un motor, que el helicóptero realizó un giro de 360° sobre su eje vertical al mismo tiempo que descendía rápidamente.

Ninguno de los testigos pudo observar el momento del impacto debido a lo angosto del terreno donde impactó.

1.16.2. *Inspección de los restos en el hangar*

Los días 25 y 26 de julio de 2012 se llevó a cabo una inspección pormenorizada sobre los restos de la aeronave, en particular sobre los motores y sus sistemas auxiliares. Fue realizada en el hangar donde se mantenía custodiado el helicóptero, una vez retirado del campo, y en ella participaron representantes del fabricante¹⁴ de la aeronave, del operador y de la autoridad de investigación de accidentes de Polonia liderada por investigadores de la CIAIAC.

Sistemas auxiliares

Se extrajeron los dos ALAE-2 y mediante chequeo con un polímetro digital en los pines adecuados contenidos en un conector en su parte trasera se pudo concluir que en el motor 1 se produjo sobrevelocidad (overspeed), cosa que no sucedió en el motor 2.

Se pudo comprobar también que ambos ALAE-2 estaban funcionando en el modo automático (más tarde se comprobó además que los botones en el ALRP-5 y en el ALRT-2B de cada motor no están saltados, indicando que no se pasó en vuelo al modo hidromecánico del ALRT-2B).

Se desmontaron las bombas de combustible de los ALRP-5 de cada motor, y en ambas se comprobó que:

- El eje estaba bien, en buen estado y giraba libremente.
- El filtro estaba limpio y en buen estado.
- El botón no saltado indicaba que estaba funcionando el ALAE-2, o sea, en modo de gestión electrónica.

¹⁴ De los motores, del sistema de gestión y control de los motores y del helicóptero.

Se desmontaron los ALRT-2B de cada motor, y en ambos se comprobó que:

- El eje estaba bien, en buen estado y giraba libremente.
- El botón no saltado indicaba que estaba funcionando el ALAE-2, o sea, en modo de gestión electrónica.

Motor 1

Se comprobó que tanto el eje de compresor como el de turbina giraban sin dificultad.

Se apreciaba un golpe en la parte más delantera del motor, en un cilindro metálico plateado de base semiesférica que está protegido por las carcasas de admisión de aire previamente desmontadas. Los técnicos los achacaron al movimiento de las carcasas citadas en el golpe contra el suelo (sucedió igual en el motor 2).

Se comprobó que el acoplamiento flexible que une el eje que sale de la turbina con el intermedio presentaba roturas que desacoplaban la transmisión (se recogieron los fragmentos encontrados). La consecuencia de tal desacople deja sin carga la salida de la turbina, lo que provoca inmediatamente, y sin solución de continuidad, una sobrevelocidad en N_2 al pasar de tener carga (y alta además) a no tenerla. Asimismo, el acoplamiento flexible que une el eje intermedio con el que entra en la caja combinada presentaba roturas parciales.



Figura 10. Eje intermedio desacoplado del de salida de turbina del motor 1. Alrededor se observa el «mounting cone» roto por los fragmentos de acoplamiento flexible proyectados. Al fondo, de color azul, está la caja combinada



Figura 11. Mismo conjunto visto desde otro ángulo. Se puede apreciar el acoplamiento flexible parcialmente roto entre el eje intermedio con el que entra en la caja combinada



Figura 12. Acoplamiento flexible parcialmente roto entre el eje intermedio con el que entra en la caja combinada

También se comprobaron holguras excesivas en el acoplamiento Cardan del «mounting cone» a la caja combinada en las dos direcciones en las que se deja holgura para evitar sobrecargas mecánicas. En opinión de los expertos polacos, esas holguras no eran producto del golpe (de hecho, en el otro motor no se encontraron). Además, la rotura del acoplamiento flexible que une el eje que sale de la turbina con el intermedio había proyectado sus componentes con velocidad radial suficiente como para romper el recubrimiento metálico de la zona en la que gira el eje («mounting cone»).



Figura 13. «Mounting cone» roto. Se puede apreciar la rotura producida en él por los fragmentos de acoplamiento flexible proyectados radialmente



Figura 14. «Mounting cone» roto. Se puede apreciar en detalle el acoplamiento tipo Cardan

Motor 2

Se comprobó que tanto el eje de compresor como el de turbina giraban sin dificultad.

El «mounting cone» estaba correcto (en forma, aspecto y holguras). El eje de salida y los acoplamientos flexibles con el eje que entra en la caja combinada también.

Caja combinada

Se desmontó el eje que recibe la tracción del eje de salida de la turbina del motor 2 para ver si también había recibido una carga excesiva.

El resultado obtenido en su inspección fue una desalineación de los orificios que el sistema posee para comprobar tal efecto, lo que indicaría que el motor 2 asumió una carga (torsión) excesiva de trabajo, y así la transmitió a la caja combinada.

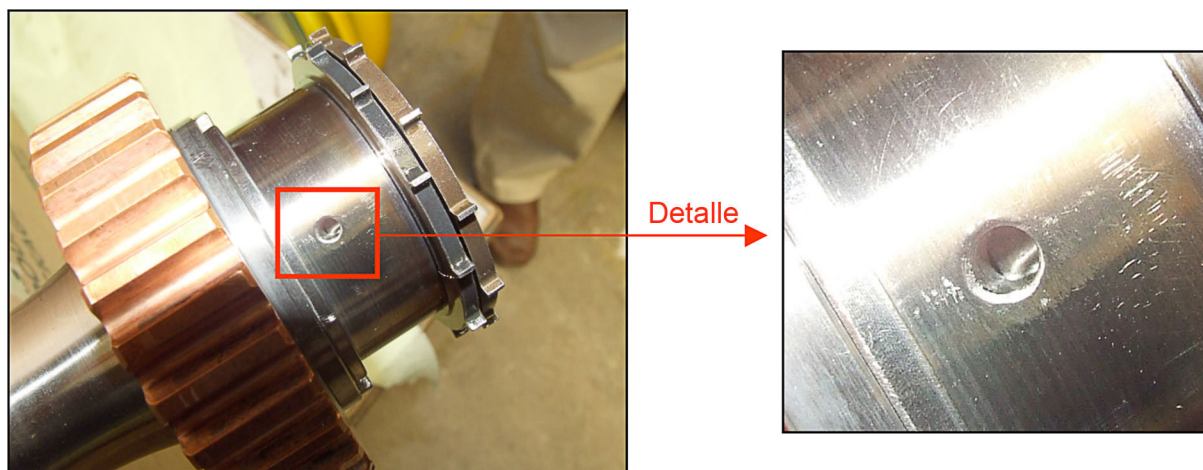


Figura 15. Orificios de chequeo de exceso de torsión y detalle

1.16.3. Inspección en laboratorio de la rotura del eje de turbina del motor 1

Se recogieron muestras de los materiales de acoplamiento que se habían roto y fueron enviadas a un laboratorio metalotécnico especializado para analizar las roturas. Dichas muestras se pueden apreciar en las dos siguientes figuras:



Figura 16. Trozos del acoplamiento flexible destrozado que unía el eje que sale de la turbina con el intermedio

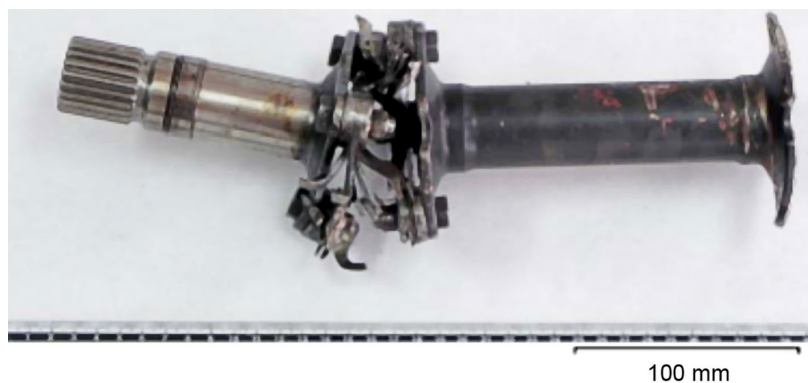


Figura 17. Eje intermedio acoplado con el que entra en la caja combinada mediante su acoplamiento flexible parcialmente roto

El estudio fractográfico de las roturas producidas en el acoplamiento flexible entre el eje que sale de la turbina con el intermedio revela que dichas roturas fueron producidas por mecanismos de fatiga que se iniciaron en la zona central de las láminas y avanzaron hacia el exterior. La pequeña extensión de la zona de desgarro final indica que la fractura se produjo con bajos esfuerzos. En las zonas en las que se inició el fallo del material no se evidenciaron grietas producidas por mecanismos diferentes del de la propia fatiga del material.

Sin embargo, las láminas rotas del acoplamiento flexible entre el eje intermedio con el que entra en la caja combinada fallaron por desgarro dúctil bajo esfuerzos de cortadura, mostrando una deformación plástica indicadora de rotura por sobreesfuerzo.

Las evidencias encontradas en el estudio muestran que el acoplamiento flexible entre el eje que sale de la turbina con el intermedio se rompió antes que el otro.

1.17. Información sobre organización y gestión

1.17.1. Elección del punto de aterrizaje

El Manual de Operaciones Especiales de Lucha Contra Incendios (MOE-LCI) del operador especifica que *«las especiales características de los vuelos de lucha contra incendios (LCI) pueden traer como consecuencia operaciones próximas a las limitaciones de este manual y a las propias del helicóptero. Sin embargo nunca se debe poner en peligro la seguridad de las personas sean tripulantes o no, ni del material, equipos o helicópteros relacionados o no con el vuelo»*.

En el mismo manual se define el punto de aterrizaje como aquel *«lugar que reúne las condiciones necesarias de seguridad para que un helicóptero despegue y/o aterrice en*

vuelos de lucha contra incendios y permita el embarque y desembarque de las brigadas contraincendios».

Asimismo, estipula que «el piloto al mando durante los despegues y aterrizajes deberá reducir en lo posible la situación de riesgo del helicóptero, de personas y cosas para caso de fallo de la / una unidad de potencia».

El MOE-LCI considera el descenso y recogida de brigadas fuera de la base habitual es una maniobra básica que requiere especial atención y habilidad a la hora de ejecutarla y decidir el punto donde debe llevarse a cabo.

Para la elección del punto de aterrizaje pide analizar los siguientes factores:

- Realizar sobre el punto elegido:
 - Un reconocimiento alto, superior a 300 ft, para evaluar el entorno que rodea el punto.
 - Un reconocimiento bajo, superior a 100 ft, para comprobar obstáculos en las sendas elegidas de aproximación y despegue.
 - Un último reconocimiento durante la senda de aproximación en pasada, > 60 kt, para reconocimiento del suelo.
- Dirección e intensidad del viento.
- Altura del punto de toma.
- Obstáculos próximos.
- Senda de aproximación y despegue.
- Peso del helicóptero y remanente de potencia.
- Estado y pendiente del terreno.

1.17.2. Piloto bajo supervisión

En el Manual de Operaciones de la compañía se define al piloto bajo supervisión como *«aquél que posee en vigor su Título y Licencia, y que volará siempre con un Comandante o instructor designado por la Compañía con el fin de aumentar la experiencia necesaria para operar un tipo de helicóptero o desempeñar una determinada clase de operación».*

Asimismo, se estipula que en los vuelos bajo supervisión «el comandante también deberá demostrar su habilidad para dirigir la operación y tomar las decisiones apropiadas».

En dicho manual no hay referencias sobre las cualificaciones que necesitan tanto el comandante para poder ser designado supervisor de otro piloto en vuelo como éste

último. Tampoco se desarrolla en qué consiste la supervisión (programa de la misma, cómo se planifica y realiza, funciones de cada piloto, número de vuelos u horas de duración, evaluaciones, tipo de operación, etc.).

1.17.3. *Manual de Operaciones aprobado por AESA*

El Manual de Operaciones (MO) fue aprobado por AESA (Agencia Estatal de Seguridad Aérea) el 14 de julio de 2011 en su revisión 7ª.

Según información suministrada por AESA, en caso de que unas listas de chequeo se encuentren en un documento externo, estas listas deben ser correctamente referenciadas en la parte B del MO y se considerarán aceptadas en el marco de aceptación de la revisión del MO que las contiene. En el momento de la aprobación del referido MO se aceptaba en la parte B la referencia al Manual de Vuelo sin mencionar de modo explícito dichas listas.

1.17.4. *Listas de comprobación y chequeo y entrenamiento MCC*

En el Manual de Operaciones parte D de la compañía se estipula, acerca del entrenamiento MCC («Multi Crew Coordination»), lo siguiente:

- *«La finalidad del entrenamiento MCC es optimizar la toma de decisiones, la comunicación, la división de tareas, el uso de listas de comprobación y chequeo, la vigilancia mutua, el trabajo en equipo y la ayuda a lo largo de todas las fases de vuelo bajo condiciones normales, anormales y de emergencia.»*
- *«El uso de listas de control es de especial importancia para la ordenada y segura conducción de los vuelos.»*
- *«Se han desarrollado diferentes listas de control y chequeo en la Parte B de este Manual de Operaciones, en base al modelo de helicóptero, momento de la operación, composición de la tripulación de vuelo y procedimientos del Manual de Vuelo.»*

Revisado el manual de operaciones de la compañía operadora se ha comprobado que en la parte B no han sido desarrolladas las listas de comprobación y chequeo.

Además, en el Manual de Operaciones parte A de la compañía se estipula que *«los helicópteros dispondrán de listas de procedimientos, en las que irán incluidos los procedimientos de emergencia»*.

Revisada la documentación que llevaba a bordo la aeronave se ha comprobado que los procedimientos de emergencia están recogidos dentro del manual de vuelo de la misma, en tamaño de hojas A4 encuadernadas ocupando un gran volumen.

En la parte B del Manual de Operaciones de la compañía se estipula que *«todos los aspectos operativos relacionados con el tipo de aeronave, tales como: información general y unidades de medida, limitaciones, procedimientos normales, anormales y de emergencia, performance, planificación prevuelo y vuelo, masa y centrado, carga, listas de equipamiento mínimo y sistemas de la aeronave se encuentran desarrollados en el Manual de Vuelo de cada tipo de helicóptero que opera la compañía. Cada aeronave cuenta entre su documentación, con un ejemplar de su Manual de Vuelo correspondiente, debidamente actualizado»*. Sin embargo no hace referencia expresa a las listas de comprobación y chequeo.

1.18. Información adicional

No aplicable.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

No aplicable.

2. ANÁLISIS

2.1. Gestión de la carga de trabajo del vuelo en cabina

Con carácter general hay que destacar que el vuelo del accidente se desarrolló estando a los mandos en todo momento el piloto supervisado (salvo en los instantes finales del vuelo tras el fallo del motor), atendiendo también las comunicaciones por radio con los técnicos de la BRIF y con la aeronave de coordinación «V1».

La carga de trabajo del piloto supervisado era alta, su situación emocional al conocer la muerte de su compañero era mala y la operación que se estaba desarrollando requería máximas prestaciones de la aeronave y de la tripulación. Sin embargo, la supervisión del vuelo, a tenor de la falta de planificación de la operación que se estaba llevando a cabo (aterrizaje en la cima de un cerro) y de la ausencia de comunicaciones entre la tripulación, distaba mucho de ser satisfactoria.

Según se desprende de las declaraciones de los dos pilotos y se corrobora por la información suministrada por el registrador de voces en cabina, las comunicaciones entre los dos pilotos fueron prácticamente inexistentes durante todo el vuelo del accidente, incluso en la fase más crítica del mismo que afectaba a la decisión de efectuar (y a la propia ejecución) una toma en la parte alta de un cerro y en las órbitas que se estaban realizando. No se comunicaron entre ellos intenciones ni al entrar en la zona donde estaban las brigadas, ni sobre cómo realizar las órbitas, ni punto elegido para el aterrizaje ni cómo realizar la aproximación.

Tampoco se realizó ninguna lectura de listas de chequeo.

2.2. Capacitación de la tripulación para la operación bajo supervisión

Entrenamiento MCC

Ninguno de los dos pilotos había recibido formación sobre MCC. El manual de operaciones (parte D) de la compañía operadora del helicóptero establece la importancia de recibir dicha formación, y según recoge en el mismo ésta optimiza *«la toma de decisiones, la comunicación, la división de tareas, el uso de listas de comprobación y chequeo, la vigilancia mutua, el trabajo en equipo y la ayuda a lo largo de todas las fases de vuelo bajo condiciones normales, anormales y de emergencia»*.

En el vuelo del accidente la toma de decisiones se realizó sin intercambio de opiniones técnicas entre los pilotos y sin comunicación de las decisiones que iba tomando el piloto que volaba a los mandos. Asimismo, según se desprende de las entrevistas a los pilotos y de la grabación de voces en cabina, tampoco hubo división de tareas, ni vigilancia mutua, ni trabajo en equipo.

Hay una clara discordancia entre la importancia que el manual de operaciones de la compañía operadora da a la formación MCC y lo que la realidad de los hechos ha demostrado, que es que la tripulación no había recibido dicha formación, con lo que difícilmente se podían alcanzar los objetivos que se le suponen a un vuelo bajo supervisión.

Vuelo bajo supervisión

El comandante de la aeronave, que actuaba como supervisor del otro piloto, no tenía capacitación para volar en los dos puestos de pilotaje. Un piloto acostumbrado a volar siempre sentado en un lado de la cabina no reacciona igual si está sentado en el lado contrario.

Además, siendo de nacionalidad polaca no tenía registrada en su licencia competencia lingüística en español.

Respecto de la cualificación necesaria para ser supervisor del vuelo el Manual de operaciones de la compañía operadora no especifica nada, por lo que no se puede analizar si el supervisor lo cumplía o no.

Los criterios de una compañía para designar a uno de sus comandantes como supervisor de otros pilotos deben estar recogidos en el manual de operaciones de forma clara.

2.3. Uso de la información disponible

Las especificaciones que hace el Manual de Operaciones Especiales de Lucha Contra Incendios (MOE-LCI) del operador respecto a la elección del punto de aterrizaje no fueron observadas por la tripulación, así como tampoco se realizó la maniobra de aproximación de acuerdo al mismo manual, ni al manual de vuelo de la aeronave.

Uso de listas de control y chequeo

El manual de operaciones (parte D) de la compañía operadora del helicóptero establece la importancia de usar las listas de control y chequeo asegurando que son *«de especial importancia para la ordenada y segura conducción de los vuelos»*. Además afirma, por un lado, que estas listas se encuentran desarrolladas en la Parte B del Manual de Operaciones, y por otro, en la Parte A se estipula que *«los helicópteros dispondrán de listas de procedimientos, en las que irán incluidos los procedimientos de emergencia»*.

Sin embargo estas listas no se usaron en ninguna fase del vuelo del accidente, ni tan siquiera en el despegue. Es más, estas listas no habían sido desarrolladas en el manual

de operaciones por lo que no se encontraban disponibles ni en el manual ni, lógicamente, a bordo de la aeronave.

Tampoco se encontraban en formato adecuado para su manejo los procedimientos de emergencia, pues si bien estaban incluidos dentro del manual de vuelo de la aeronave, lo estaban dentro de un volumen grande de hojas A4, cuyo manejo en la práctica es complicado dentro de una cabina de vuelo y más aún en una situación de emergencia.

Vuelo bajo supervisión

El hecho de que no se encuentre desarrollado en el Manual de operaciones de la compañía operadora en qué consiste un vuelo supervisado (programa del mismo, cómo se planifica y realiza, funciones de cada piloto, número de vuelos u horas de duración, evaluaciones, tipo de operación, etc.) dificulta que éste se pueda desarrollar dentro de los parámetros teóricos necesarios y que se alcancen los objetivos de la supervisión. Además dificulta el reparto de tareas en cabina, la comunicación entre los tripulantes y la toma de decisiones.

2.4. Desarrollo del vuelo

Las condiciones meteorológicas en el momento del accidente eran aptas para la operación que se realizaba. El viento era suave, no había prácticamente nubes, la visibilidad era óptima¹⁵. La temperatura, aunque alta, era razonable para el vuelo, pues la altitud a la que se estaba volando era escasa, con lo que la combinación de ambos factores junto con su peso no afectaba significativamente las prestaciones de la aeronave.

El helicóptero procedió a la zona de trabajo de la BRIF por el Noroeste y antes de iniciar la primera órbita a izquierda tenía aproximadamente 2.000 ft de altitud de presión, lo que significaba una diferencia de cota con respecto a las cimas de los cerros de alrededor cercana a los 300 ft.

Treinta segundos después alcanzó una altitud alrededor de 1.700 ft que mantendría en todas las órbitas posteriores. De esta forma el helicóptero volaba a una altitud similar a las cimas de los dos cerros sobre los que orbitaba.

En la última órbita antes del accidente, y coincidiendo con un rumbo aproximado al norte, sobrevoló la cima del cerro más al noreste a una altura 25 ft (7,6 m) de radio altímetro. Instantes antes de realizar dicho paso sobre la cima fue comandado un incremento en la posición del mando del colectivo, que aumentó el par motor de ambos motores, que supuso que el helicóptero realizara un incremento de altitud barométrica

¹⁵ Aunque se volaba sobre una zona parcialmente quemada, ya no había llamas ni humo.

de 29 ft, hecho que refuerza la idea de que se estaban realizando las órbitas a una altura sobre el terreno demasiado baja. Sin esos 29 ft de ascenso la aeronave volaba prácticamente al mismo nivel de la cima que pretendía sobrevolar.

La velocidad indicada registrada en el FDR al último paso de la cima era de 29 kt, claramente inferior a la estipulada en el MOE-LCI. Una vez realizado el paso de la cima la velocidad indicada aumentó hasta valores próximos a 40 kt.

La baja velocidad indicada a la que se desarrollaban las órbitas hacía que la potencia demandada fuera alta, con posiciones del mando del colectivo altas resultando en regímenes de par y de motor altos también.

El helicóptero, una vez sobrepasado la cima del cerro con rumbo 330°, continuó el viraje a la izquierda aunque disminuyendo el ángulo de cabeceo y manteniendo estable la altitud.

Volando hacia la cima del cerro en la que se pretendía aterrizar, tres segundos antes del instante 15:01:20 h, el pedal derecho fue aplicado en gran cantidad hasta valores cercanos a su máximo¹⁶, momento en el que el comandante dijo «*no lo sacas*».

No se ha podido conocer las intenciones exactas del comentario, pero todo apunta a que el comandante pensó en ese momento que las condiciones en las que se estaba desarrollando el vuelo en cuanto a altura sobre el terreno, velocidad y potencia demandada eran insuficientes y de difícil recuperación.

Por otra parte, el botón de 2.5 min-OEI no lo llevaba presionado ninguno de los dos pilotos. Esta acción, recomendada según el manual de vuelo de la aeronave en caso de aterrizaje con los dos motores operativos y obligada para aterrizaje con fallo de motor en categoría A, habría sido de gran utilidad en una situación como la previa al evento de pérdida de potencia que a continuación sucedió, máxime porque las condiciones de vuelo se habían convertido críticas según el comentario «*no lo sacas*» del comandante y porque el MOE-LCI estipula reducir en lo posible la situación de riesgo del helicóptero, de personas y cosas para caso de fallo de una unidad de potencia.

Tras la pérdida de potencia del motor 1 el botón de 2.5 min-OEI tampoco fue presionado por ninguno de los dos pilotos.

La palanca del colectivo se continuó aplicando en aumento durante los diez segundos previos a la pérdida de potencia en el instante 15:01:20 h, momento en que el par motor de los motores alcanzan valores de 95% y 92% (del 1 y 2 respectivamente). En

¹⁶ Dado que el rotor principal gira en sentido horario visto en planta, la demanda de potencia que el rotor de cola necesita para realizar guiñadas a derecha comandadas por el piloto (al pisar el pedal derecho) van en detrimento de la aplicada al rotor principal, y por ello de la sustentación.

estas condiciones las palas del rotor principal tienen un ángulo de paso muy alto (y cada vez más según la palanca del colectivo se va elevando) y por tanto su resistencia al avance es muy grande. Ello podría ser el motivo por el cual las N_r no consiguen subir más que del 105% en el instante 15:01:10 h al 107% en el instante 15:01:20 h.

Existen dos factores para que las N_r no suban todo lo rápido (o incluso lleguen a caer) que la acción comandada sobre la palanca del colectivo solicita: alto ángulo de ataque de las palas y guiñada derechas comandada por el pedal derecho. Esto es así ya que la demanda de potencia por parte del rotor de cola para efectuar la guiñada resta potencia al rotor principal, que ya se encontraba en un estado de alto paso de sus palas (alta resistencia y alta demanda de potencia también). La sustentación decaería si no se suministra más potencia al rotor principal, hecho que se ve todavía más agravado si se sigue tirando de la palanca del colectivo, pues provocaría que se incrementara el ángulo de las palas del rotor principal. En tales circunstancias el motor operativo puede llegar a ser incapaz de aportar la suficiente potencia para mantener las N_r por encima del valor requerido para OEI 95% o superior.

En ese momento la actitud de vuelo del helicóptero era con palanca de colectivo en posición bastante alta, altitud barométrica de 1.714 ft, altura de radio altímetro 193 ft¹⁷, pedal derecho bastante adelantado, velocidad indicada de 41 kt, ángulo de cabeceo de 7° hacia abajo y con un ligero ángulo de alabeo a la derecha.

La ejecución de la maniobra no se estaba realizando acorde a los procedimientos estipulados en el manual de vuelo de la aeronave ni del MOE-LCI.

En el instante 15:01:20 h sucedió de forma súbita y no esperada una caída brusca del par motor del motor 1 al 2,34%, mientras que su N_2 se incrementó a 115% (hecho congruente si se tiene en cuenta que al desaparecer la carga mecánica en el motor la turbina gira libre y se acelera). Aunque la lectura de la N_2 del motor 1 en el FDR no refleja que alcanzara el 120%, se entiende que así debió ser ya que el sistema de parada de motor por sobrevelocidad se activó parando el motor 1.

El hecho es consistente con la declaración de los pilotos informando que escucharon el cambio del sonido de un motor (viniéndose abajo).

Tras el instante 15:01:20 h y la consiguiente situación de emergencia sobrevenida el piloto supervisado dejó los mandos al comandante, aunque no existe constancia hablada en el CVR del momento en que se realizó.

Las N_r descendieron hasta alcanzar el 86% en tres segundos y continuaron descendiendo hasta alcanzar 66%.

¹⁷ Este dato, aunque preciso, es de relativa relevancia, ya que el terreno sobrevolado es de barrancos y vaguadas, con lo que su variación es rápida y no refleja un dato estable sobre el que se pudiera basar la maniobra.

En un primer momento existe un pequeño descenso de la palanca del colectivo, durante un segundo, e inmediatamente inicia un ascenso que durará todo el tramo de descenso del helicóptero. El pedal derecho es pisado y alcanza su recorrido máximo seis segundos más tarde, con la consiguiente merma de efectividad del rotor principal asociada.

El helicóptero inició dos segundos más tarde de la caída del par del motor 1 un giro de 360° hacia la derecha completándolo en 9 s. El piloto, entonces, redujo el régimen de giro a derechas del helicóptero desplazando el pedal izquierdo hacia delante. Continuó pisando el pedal izquierdo hasta detener el giro a derechas en el rumbo 287° e inició uno suave a la izquierda. Tres segundos después el helicóptero alcanzaba el suelo y su rumbo era 235°.

Respecto a la pérdida de altura tras la pérdida de potencia, durante los cuatro primeros segundos la altitud barométrica se mantuvo en 1.600 ft, cinco segundos más tarde había descendido 58 ft, en los siguientes cinco segundos descendió 67 ft más y tres segundos más tarde impactaba contra el suelo.

Y respecto a la velocidad indicada, ésta pasó de 41 kt a 0 kt en dos segundos coincidiendo con la aplicación de pedal derecho e inicio del giro del helicóptero sobre su eje.

2.5. Gestión de la emergencia

Tras la pérdida de potencia del motor 1 la gestión de la emergencia no fue la adecuada por varios motivos.

Por un lado, la situación en la que sucede la emergencia ya era por sí misma una situación de vuelo inadecuada, pues no era acorde con lo que estipula el MOE-LCI respecto a la elección del punto de aterrizaje, ni respecto a reducir en lo posible la situación de riesgo del helicóptero, de personas y cosas para caso de fallo de una unidad de potencia.

Por otro lado, según el manual de vuelo de la aeronave, los cálculos realizados en el punto 1.6.6.5 de este informe dan capacidad ascensional tras fallo de un motor suficiente (del orden de 500 ft/min) como para haber remontado el vuelo y no terminarlo de forma catastrófica. Para ello la aeronave no debería haber llegado al instante 15:01:20 h en la situación de potencia, velocidad y altura en la que llegó y además tras ello se debería haber realizado el procedimiento de emergencia conforme a lo estipulado.

Además, no ayudó la guiñada comandada a derechas, la cual no hizo sino agravar la situación y fue una mala elección (ya citadas las razones anteriormente), probablemente

motivada por la cercanía con la ladera del cerro al haber realizado una aproximación tan tendida.

En cuanto a las comunicaciones llama la atención su escasez e incluso la falta de respuesta (incluso física) a situaciones sobrevenidas. Por ejemplo, cuatro segundos antes de la pérdida de potencia el comandante dice «*no lo sacas*» y el piloto supervisado no responde nada. El comentario es grave y más en la fase de vuelo en la que se dice, sin embargo no va acompañado ni de una propuesta del comandante para solucionar la situación ni de una acción física sobre los mandos de vuelo para solventarlo.

Cuando se produce la pérdida de potencia tampoco dice nada en voz alta ninguno de los dos pilotos en la idea de descubrir qué está pasando o cómo resolver la situación hasta cuatro segundos después cuando el comandante dice «*¿qué has hecho?*» y el piloto supervisado responde «*no he hecho nada*». Esas fueron las únicas comunicaciones entre los pilotos hasta el impacto, que además de insuficientes fueron poco o nada encaminadas a resolver la emergencia.

Tampoco hubo una transferencia explícita de los mandos desde el piloto supervisado al supervisor (ni petición de éste último al primero), que fue quien tras la emergencia se hizo cargo de la aeronave. Por tanto no se realizó la preceptiva comunicación de «tuyo» o «mío» para ceder o hacerse con los mandos de la aeronave.

Una vez en tierra la tripulación procedió correctamente, pese a las lesiones sufridas, a desconectar los sistemas de la aeronave. Fue un factor determinante para la supervivencia de ambos pilotos que no se produjera un incendio tras el impacto contra el suelo (había unos 1.100 l de combustible a bordo). Finalmente la ayuda del personal de la BRIF y la pronta comunicación del accidente al personal médico y de rescate también contribuyó de forma muy notable a que los pilotos fueran atendidos por personal sanitario lo antes posible.

2.6. Fallo del motor 1

La causa de la pérdida de potencia del motor 1 fue la rotura por fatiga del acoplamiento flexible entre el eje de salida de la turbina y el intermedio, con lo que la transferencia de potencia que suministraba su turbina a la caja combinada quedó súbitamente interrumpida.

La posterior parada del motor 1 sobrevino como consecuencia de la protección por sobrevelocidad que tiene por diseño.

Al quedarse la turbina sin carga que la frene (por dejar de estar acoplada a la caja combinada) se provocó una sobrevelocidad en sus N_2 , que a su vez trajo consigo que la gestión electrónica del sistema de propulsión parase el motor 1.

Durante la aproximación la situación de carga mecánica en los ejes de salida de turbina de ambos¹⁸ motores era muy alta dada la gran demanda de potencia se les estaba requiriendo para mantener el vuelo. En dichas condiciones de alto esfuerzo el acoplamiento flexible (que ya estaba presentando síntomas de fatiga que no habían sido detectados con anterioridad) no pudo resistir más y se rompió.

No se habían reportado problemas previos en el conjunto mecánico que falló ni en el motor 1, ni en la caja combinada.

El estudio realizado sobre ambos motores y sus componentes auxiliares reveló que no se produjo en ningún momento ningún fallo de los mismos, más allá de la citada rotura por fatiga del acoplamiento flexible.

Los daños que presentaba el acoplamiento flexible que une el eje intermedio con el que entra en la caja combinada se produjeron con posterioridad a la rotura del acoplamiento flexible entre el eje de salida de la turbina y el intermedio, y fueron debidos a los sobreesfuerzos que le fueron transmitidos.

Analizados los datos del mantenimiento efectuado sobre la aeronave en general y sobre los motores en particular no se ha hallado ninguna discrepancia en su ejecución, lo que no hace pensar que éste fuera incorrecto o defectuoso. Es más, se estaba cumpliendo con las revisiones periódicas sobre la holguras del acoplamiento tipo Cardan del «mounting cone» de acuerdo al boletín de servicio N° E-19W140/DOA/2009 del fabricante de los motores sin ser éstas obligatorias. De hecho el mismo día del accidente se había efectuado la última revisión de 25 h/15 días en la que se comprobaron dichas holguras y estaban dentro de tolerancias.

Una holgura excesiva en los acoplamientos tipo Cardan del «mounting cone» favorecería que se produjeran cargas excesivas en los acoplamientos entre ejes de salida de turbina y entrada a caja combinada; sin embargo éste hecho parece demostrado no haberse producido.

¹⁸ Se pudo constatar que el eje de entrada a la caja combinada del motor 2 también había sido sometido a una carga de torsión excesiva, sin embargo fue imposible determinar si fue como consecuencia de la carga alta antes del fallo del motor 1 o después, cuando tuvo que asumir todo el trabajo de propulsión.

3. CONCLUSIONES

3.1. Constataciones

- Las condiciones meteorológicas en el momento del accidente eran aptas para la operación que se realizaba.
- La aeronave contaba con la documentación pertinente para realizar la operación válida y en vigor.
- Durante todo el vuelo del accidente el peso y centrado del helicóptero se hallaron dentro de los parámetros establecidos en su manual de vuelo.
- Los registros de mantenimiento muestran que éste se estaba llevando a cabo conforme a su manual aprobado.
- Se estaba cumpliendo con las revisiones periódicas sobre las holguras del acoplamiento tipo Cardan del «mounting cone» de acuerdo al boletín de servicio N.º E-19W140/DOA/2009 del fabricante de los motores, sin ser éstas obligatorias.
- El mismo día del accidente se había efectuado la última revisión de 25 h/15 días en la que se comprobaron dichas holguras y estaban dentro de tolerancias.
- En este tipo de helicóptero el comandante vuela sentado en el lado izquierdo de la cabina.
- La operación que se realizaba era monopiloto en condiciones de vuelo visual. Sin embargo la tripulación de vuelo estaba compuesta por dos pilotos, uno que actuaba como piloto supervisado sentado en el asiento izquierdo de la cabina de tripulación, y otro sentado en el asiento derecho que actuaba como comandante supervisando al primero.
- Esta operación supervisada se contempla en el manual de operaciones, pero en el mismo no se encuentra desarrollado, entre otras cosas, en qué consiste, cómo se desarrolla y qué cabe esperar de un vuelo supervisado.
- El manual de operaciones de la compañía no especifica nada respecto de la cualificación necesaria para ser piloto supervisor de vuelo.
- El vuelo del accidente se desarrolló estando a los mandos en todo momento el piloto supervisado (salvo en los instantes finales del vuelo tras el fallo del motor), atendiendo también las comunicaciones por radio.
- Ambos pilotos mantenían válidas y en vigor las licencias y habilitaciones para realizar la actividad. Asimismo sus reconocimientos médicos eran válidos y en vigor.
- El comandante no tenía capacitación para volar en los dos puestos de pilotaje.
- El comandante, de nacionalidad polaca, no tenía competencia lingüística en español registrada en su licencia.
- La causa de la pérdida de potencia del motor 1 fue la rotura por fatiga del acoplamiento flexible entre el eje de salida de la turbina y el intermedio.
- La posterior parada del motor 1 sobrevino como consecuencia de la protección por sobrevelocidad que tiene por diseño.
- Tras la pérdida de potencia del motor 1 la gestión de la emergencia no se adecuó a lo estipulado en el manual de vuelo de la aeronave.
- No hubo una transferencia explícita de los mandos desde el piloto supervisado al supervisor (ni petición de éste último al primero).

- La ejecución de la maniobra de aproximación para el aterrizaje no se realizó acorde a los procedimientos estipulados en el manual de vuelo de la aeronave ni del MOE-LCI.
- El botón 2.5 min-OEI no fue presionado ni en la aproximación ni tras la pérdida de potencia del motor 1, pese a que el manual de vuelo de la aeronave así lo recomienda en el primer caso y lo obliga para aterrizaje en categoría A en el segundo.
- Los cálculos realizados para las circunstancias del accidente dan capacidad ascensional a la aeronave tras fallo de un motor del orden de 500 ft/min, suficiente como para haber remontado el vuelo y no terminarlo de forma catastrófica si se hubiera gestionado bien la aproximación y la emergencia.
- El helicóptero se precipitó contra el suelo a consecuencia de la pérdida de potencia del motor y de la ejecución de la maniobra de aproximación.
- No se habían reportado problemas previos en el conjunto mecánico que falló ni en el motor 1, ni en la caja combinada.
- Las listas de chequeo no habían sido desarrolladas en el manual de operaciones por lo que no se encontraban disponibles ni en el manual ni, lógicamente, a bordo de la aeronave, por lo que la tripulación no procedió a la lectura de las mismas al no estar disponible, realizándolas de memoria.
- Los procedimientos de emergencias, que se encontraban en el Manual de Vuelo, no estaban dispuestos en un formato adecuado para su manejo en cabina.
- El Manual de operaciones de la compañía establece la formación MCC como necesaria para vuelos con más de un piloto.
- Ninguno de los dos pilotos había recibido formación MCC.
- Las comunicaciones entre los dos pilotos fueron prácticamente inexistentes durante todo el vuelo del accidente, incluso en las fases más críticas del mismo.

3.2. Causas/Factores contribuyentes

La causa del accidente fue la mala gestión de una emergencia en vuelo producida por la pérdida de potencia del motor 1 por la rotura de su eje de salida de turbina hacia la caja combinada, que provocó el descenso del helicóptero y su posterior impacto contra el terreno.

Fueron factores contribuyentes al accidente:

- El prácticamente nulo trabajo en equipo de una tripulación de vuelo compuesta por dos pilotos.
- La falta de formación MCC de la tripulación de vuelo.
- La falta de adherencia por parte de la tripulación de vuelo a los procedimientos normales y de emergencia estipulados en el manual de vuelo de la aeronave, en el manual de operaciones y en el MOE-LCI de la compañía operadora del helicóptero.
- La ausencia de ciertos contenidos importantes en el manual de operaciones de la compañía operadora del helicóptero.
- La deficiente dotación a bordo de la aeronave de listas de comprobación y chequeo y de listas de procedimientos y emergencias.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD OPERACIONAL

- REC 53/14.** Se recomienda a INAER Helicópteros, SAU como responsable de la operación que desarrolle en su manual de operaciones todos los aspectos operacionales y relacionados con la realización de vuelos bajo supervisión.
- REC 54/14.** Se recomienda a INAER Helicópteros, SAU como responsable de la operación que desarrolle en su manual de operaciones los requisitos, cualificaciones y capacitaciones necesarias para poder ser piloto supervisor.
- REC 55/14.** Se recomienda a INAER Helicópteros, SAU como responsable de la operación que proporcione formación MCC a todos aquellos pilotos que participen en cualquier tipo de operaciones politripuladas.
- REC 56/14.** Se recomienda a INAER Helicópteros, SAU como responsable de la operación que desarrolle en su manual de operaciones listas de control y chequeo y listas de procedimientos, incluyendo los de emergencia, en un formato que facilite su uso a bordo de la aeronave.
- REC 57/14.** Se recomienda a INAER Helicópteros, SAU como responsable de la operación que se asegure de que la documentación a bordo de la aeronave en referencia a las listas de control y chequeo y procedimientos sea la necesaria para la realización del vuelo y sea consistente con lo establecido en los manuales de la compañía.
- REC 58/14.** Se recomienda a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) que se asegure de que los manuales de operación de INAER Helicópteros, SAU que aprueba contengan toda la información necesaria y que nunca sea inferior a la que el propio manual dice contener.
- REC 59/14.** Se recomienda a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) que se asegure de que las tripulaciones de INAER Helicópteros, SAU reciben instrucción adecuada en lo que se refiere a la adherencia a los procedimientos de operación.
- REC 60/14.** Se recomienda a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) que se asegure de que las tripulaciones de INAER Helicópteros, SAU disponen a bordo de las aeronaves de la documentación necesaria para realizar las operaciones.

