



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

Informe técnico A-026/2014

Accidente ocurrido a la aeronave
AGUSTA AW 119, matrícula EC-KSD,
operado por la compañía FAASA el
13 de septiembre de 2014, en el
término municipal de Alpera (Albacete)



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

A-026/2014

**Accidente ocurrido a la aeronave AGUSTA AW 119,
matrícula EC-KSD, operado por la compañía FAASA
el 13 de septiembre de 2014, en el
término municipal de Alpera (Albacete)**

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

NIPO: 161-17-132-7

Diseño, maquetación e impresión: Centro de Publicaciones

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) nº 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	vi
SINOPSIS	ix
1. INFORMACIÓN FACTUAL	1
1.1. Antecedentes del vuelo	1
1.2. Lesiones personales	3
1.3. Daños a la aeronave	3
1.4. Otros daños	3
1.5. Información sobre el personal	3
1.6. Información sobre la aeronave	4
1.6.1. Información general	4
1.6.2. Información sobre mantenimiento	5
1.6.3. Información sobre el sistema de combustible	5
1.6.4. Información sobre mantenimiento de la sonda de bajo nivel de combustible	11
1.6.5. Información sobre la radiobaliza ELT.	11
1.6.6. Información del Manual de Vuelo del Helicóptero	12
1.7. Información meteorológica	14
1.8. Ayudas para la navegación	15
1.9. Comunicaciones	15
1.10. Información de aeródromo	15
1.10.1. Base de Villahermosa (Ciudad Real).....	15
1.10.2. Base de Carcelén (Albacete)	16
1.11. Registradores de vuelo	17
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	19
1.12.1. Estado general del helicóptero después del impacto	19
1.12.2. Estado del motor después del impacto	20
1.12.3. Inspección de la transmisión	22
1.12.4. Radiobaliza	23
1.13. Información médica y patológica	23
1.14. Incendio	24
1.15. Aspectos relativos a la supervivencia	24
1.16. Ensayos e investigaciones	26
1.16.1. Estudio del motor	26
1.16.2. Análisis de la radiobaliza (ELT) en el laboratorio	28
1.16.3. Análisis en laboratorio de la sonda de baja cantidad de combustible (LLS)	29
1.16.4. Análisis en laboratorio de todas las sondas de indicación de combustible	31
1.16.5. Estimación de las variables de vuelo en los últimos instantes	35

1.17. Información sobre organización y gestión	36
1.17.1. Junta Castilla –La Mancha.....	36
1.17.2. FAASA. Partes de vuelo. Información sobre el repostaje de combustible	37
1.17.3. Normativa aplicable	38
1.18. Información adicional	40
1.18.1. Antecedentes. Recomendaciones preliminares	40
1.18.2. Entrevistas a testigos	44
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces	45
1.19.1. Vuelo de comprobación y sus conclusiones	45
1.19.2. Relación entre la masa y la autonomía el día del accidente	46
2. ANÁLISIS	48
2.1. Introducción	48
2.2. Estudio del consumo de combustible en el vuelo del accidente	48
2.3. Análisis de los restos	49
2.4. Desarrollo de los últimos momentos del vuelo antes del impacto	50
2.5. Supervivencia	50
2.6. Circunstancias y riesgos latentes previos al accidente	51
3. CONCLUSIONES	53
3.1. Constataciones	53
3.2. Causas/Factores contribuyentes	55
4. RECOMENDACIÓN DE SEGURIDAD OPERACIONAL	56
ANEXO 1. Cálculo de estimación de las variables de vuelo en los últimos instantes	57

Abreviaturas

° ' "	Grado(s), minuto(s) y segundo(s) sexagesimal(es)
°C	Grado(s) centígrado(s)
%	Tanto por ciento
ACO	avión de coordinación
AECA	Asociación Española de compañías aéreas
AEMET	Agencia Estatal de Meteorología
AESA	Agencia Estatal de Seguridad aérea
BIFOR	Brigada de Lucha contra incendios Forestales
BOE	Boletín oficial del Estado
CA	Corriente alterna
CAMO	Organización de gestión continuada de la aeronavegabilidad (Continuing Airworthiness Management Organization)
CC	Corriente continua
CCAA	Comunidades Autónomas
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CLIF	Comité de Lucha contra incendios forestales
CMA	Coordinador de medios aéreos
COE	Certificado de Operador Aéreo Especial
COP	Centro Operativo Provincia
COR	Centro Operativo Regional
CPL (H)	Licencia de piloto comercial de helicóptero
CRM	Entrenamiento de gestión de recursos en cabina (Cockpit Resources Management)
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
EASA	Agencia Europea de Seguridad Aérea (European Aviation Safety Agency)
EDU	Unidad de presentación de motor (Engine Display Unit)
ELT	Radiobaliza de emergencia (Emergency Locator Transmitter)
EUROCAE	Organización europea que se ocupa de estandarizar dispositivos eléctricos y electrónicos de aeronaves y sistemas terrestres para la localización y navegación aérea y desarrolla normas y documentos al respecto que utilizan la abreviatura ED
FAA	Administración Federal de Aviación de Estados Unidos (Federal Aviation Administration)
FAASA	Empresa operadora de la aeronave
FAR	Federal Administration Review

FCU	(unidad de control de combustible Fuel Control Unit)
LLS	Sensor de bajo nivel de combustible (Fuel Low Sensor)
Ft	Pie
ft/min	Pie por minuto
g	Aceleración de la gravedad
GPS	Sistema de posicionamiento por satélite (Global Positioning System)
GW	Peso en vacío (Gross Weight)
h	Hora
Hm	Hectómetro
hPa	Hectopascal
HSI	Indicador de situación horizontal (Horizontal Situation Indicator)
INFOCAM	Plan contra Incendios Forestales
JCCLM	Junta de Comunidades de Castilla – La Mancha
K/min	Kilogramos por minuto
Kft	Kilopies
Kg	Kilogramos
IAS	Velocidad Indicada expresada en nudos (knots Airspeed)
Km	Kilómetro
Km/h	Kilómetro por hora
l	Litro
M	Metro
m/s	Metro por segundo
MAPAMA	Ministerio de Agricultura, pesca, alimentación y medioambiente
mb	Milibar
MCP	Máxima potencia continua
MHz	Megahercio
Min	Minuto
MO-LCI-SAR	Manual de Operaciones - Lucha Contra Incendios – Búsqueda y Rescate
N	Norte
N1	Revoluciones por minuto en eje productor de gases
Nm	Millas náuticas
NR	Revoluciones por minuto del rotor principal
O	Oeste
OAT	Temperatura del aire exterior (Out Air Temperatura)
ON	Posición de encendido de un interruptor
PPL (H)	Licencia de piloto privado de helicóptero

QNH	Ajuste de la escala de presión de manera que, en el despegue y el aterrizaje, el altímetro indique la altura del aeropuerto sobre el nivel del mar
RCC	Centro coordinación de salvamento del Ejército del Aire
s	Segundo
TMA	Técnico de mantenimiento de aeronaves
TSB	Transportation Safety Board de Canadá
UTC	Hora universal coordinado (Universal Coordinate Time)
v	Voltio
w	Watio

Sinopsis

Propietario y Operador: FAASA
Aeronave: AGUSTA AW 119
Fecha y hora del accidente: 13 de septiembre de 2014 a las 17:01¹
Lugar del accidente: Término municipal de Alpera (Albacete)
Personas a bordo: 1 (fallecido)
Tipo de vuelo: Trabajos aéreos - Aviación comercial –
Extinción de incendios
Fase de vuelo: Vuelo de crucero
Fecha de aprobación: 29 de marzo de 2017

Resumen del accidente:

El 13 de septiembre de 2014, el helicóptero Agusta AW 119, con matrícula EC-KSD, despegó de la base de Villahermosa (Ciudad Real) para participar en las labores de extinción de un incendio en el término municipal de Almansa (Albacete).

Después de haber realizado varias actividades en la zona del incendio, se dirigió a la base situada en Carcelén para repostar combustible. Cuando sobrevolaba en vuelo de crucero el término municipal de Alpera (Albacete) se precipitó contra el suelo y el piloto, que era el único ocupante, falleció en el impacto.

La aeronave fue localizada dos horas y media después de la hora del accidente de forma casual por un transeúnte, que al descubrir al piloto en su interior, dio aviso a las autoridades.

Nadie por parte del Operador, ni de la institución que les había contratado, la Junta de Comunidades de Castilla - La Mancha, se había percatado de la desaparición del helicóptero.

¹ Mientras no se indique lo contrario la referencia horaria será la hora local. Para hallar la hora UTC hay que resta dos (2).

Al inicio de la investigación se detectaron algunas deficiencias de coordinación y se consideró necesario emitir dos recomendaciones de seguridad preliminares, dirigidas al Operador y a la Junta de Comunidades de Castilla - La Mancha, para evitar que una situación parecida se pudiera volver a repetir en la campaña de lucha contra incendios forestales de 2015. Ambas recomendaciones se publicaron el 25 de marzo de 2015 y ambas entidades tomaron medidas para implementarlas que se consideraron satisfactorias por parte de la CIAIAC en cuanto al resultado que se perseguía.

La investigación ha concluido que la causa del accidente fue una deficiente ejecución de la maniobra de autorrotación, después de que se hubiera parado el motor del helicóptero por falta de combustible.

Se ha considerado que fue un factor contribuyente la gestión inadecuada del combustible a bordo por parte del piloto.

Además de las dos recomendaciones preliminares, se han emitido otras tres más.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El helicóptero AGUSTA AW 119 con matrícula EC-KSD, operado por FAASA AVIACIÓN, estaba contratado por la Comunidad Autónoma de Castilla – La Mancha y prestaba servicio dentro del Plan contra Incendios Forestales (INFOCAM), teniendo asignado el código de llamada H23.

Su base de operaciones estaba en Villahermosa (Ciudad Real) y sus misiones eran el traslado de las Brigadas de lucha contra incendios forestales (BIFOR) y el lanzamiento de agua con un depósito colgante conocido como helibalde.

El 13 de septiembre de 2014 fue requerido para que embarcara a la BIFOR de Villahermosa (Ciudad Real), compuesta por un técnico especialista y 6 operarios y se dirigiera al término municipal de Almansa (Albacete) a participar en las labores de extinción de un incendio.

Arrancó el motor a las 15:43 h y despegó a las 15:47 h. El último vuelo lo había realizado el 9 de septiembre.

Durante el trayecto, el piloto le dijo al técnico (que iba sentado a su izquierda) que no iba a hacer turnos superiores a 1:30 h, por lo que en ese primer periodo de vuelo sólo iba a poder operar en el incendio durante un tiempo máximo de 30 min aproximadamente.

A la llegada al incendio el piloto contactó con el Coordinador de Medios Aéreos (CMA), que se encontraba a bordo del avión de coordinación (ACO) y éste le informó del punto en el que debía desembarcar a la BIFOR. Les dejó en tierra a las 16:30 h y a continuación el CMA le informó que tenía que dar un vuelo de reconocimiento al Director de extinción, el cual realizó entre las 16:46 h y las 16:54 h.

A las 16.57 h abandonó la zona del incendio y se dirigió a la base de Carcelén (Albacete). Antes de despegar comunicó al CMA que se dirigía a dicha base para repostar combustible y realizar el tiempo de descanso. No consta que hubiera ninguna otra comunicación más.



Figura 1. Recorrido de la aeronave

El helicóptero llevaba a bordo un sistema de seguimiento de flota por satélite que envía señales de posición, altura y velocidad y también un GPS portátil con las mismas prestaciones, que dejaron de registrar a las 17:02 h y a las 17:01 h respectivamente.

La aeronave fue localizada en el término municipal de Alpera (Albacete) por una persona que pasaba por el lugar del accidente de forma casual y dio aviso a las 19:20 h, al teléfono de emergencias de la Guardia Civil (062), que desplazó una patrulla al lugar donde estaba el helicóptero, cuyos componentes comprobaron que el piloto había fallecido e informaron del suceso a la sala de coordinación del 112 de Castilla - La Mancha.

Desde esta sala llamaron al Centro Operativo Regional (COR) preguntando si tenían conocimiento del accidente. Les contestaron que no lo sabían y que iban a hacer averiguaciones.

Posteriormente, el COR les informó que la aeronave accidentada era el H23.

Durante las casi dos horas y media transcurridas desde que el helicóptero dejó la zona del incendio hasta que fue encontrado, no consta que hubiera ningún intento de comunicación con el piloto, ni por parte del Operador ni tampoco por parte de nadie que estuviera participando en las labores de extinción del incendio dependientes de la Consejería de Agricultura de la Junta de Castilla - La Mancha.



Figura 2. Estado final de la aeronave

1.2. Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos	1		1	
Lesionados graves				No se aplica
Lesionados leves				No se aplica
Ilesos				No se aplica
TOTAL	1		1	

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave resultó destruida.

1.4. Otros daños

No se produjeron otro tipo de daños.

1.5. Información sobre el personal

El piloto, de 44 años de edad, tenía licencia de piloto comercial de helicóptero CPL (H) desde el 20 de febrero de 2002. Previamente, el 3 de octubre de 2001, había obtenido la licencia de piloto privado de helicóptero, PPL (H).

Contaba con habilitación de tipo para el helicóptero AGUSTA AW 119 válida hasta el 31 de enero de 2015 y con habilitación de tipo para los helicópteros Bell 212 y Bell 412 válida hasta el 30 de noviembre de 2014. También tenía habilitación agroforestal solo para incendios, válida hasta el 31 de mayo de 2016. El certificado médico estaba en vigor hasta el 24 de noviembre de 2014.

Su experiencia total era de 3067:45 h y de ellas 340 h las había realizado en el tipo.

En la tabla siguiente se resume el entrenamiento que había recibido el piloto en el tipo:

ENTRENAMIENTO / VERIFICACIÓN	FECHA	VALIDEZ
Entrenamiento de gestión de recursos en cabina (CRM)	21-01-2014	1 año
Entrenamiento en mercancías peligrosas	20-01-2014	2 años
Entrenamiento de seguridad – AVSEC (Aviation Security)	21-01-2014	2 años
Formación en progresión	23-01-2014	1 año
Cualificación de competencia		
Entrenamiento de refresco		
Entrenamiento sobre equipación de emergencia y seguridad		
Entrenamiento en vuelo	26-02-2014	1 año
Entrenamiento de la actividad		
Verificación de competencia		
Verificación de la actividad		

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1. Información general

El helicóptero AGUSTA AW 119 con matrícula EC-KSD fue fabricado en 2004 con número de serie 14050. Tenía una masa en vacío de 1.728 Kg y masa máxima al despegue de 2.720 Kg.

Sus dimensiones eran 11,144 m de longitud, 2,88 m de anchura y 3,598 m de altura. El rotor principal, de 10,83 m de diámetro, tenía cuatro palas y el rotor trasero, de 1,94 m de diámetro, dos palas

La tripulación mínima era de un piloto y podía llevar un total de siete pasajeros.

Llevaba un motor Pratt & Whitney PT6B-37A, que fue fabricado en noviembre de 2004 con número de serie RGB-PU0051.

Tenía un certificado de aeronavegabilidad expedido el 13 de junio de 2008 por la Agencia Estatal del Seguridad Aérea (AESA) y desde su fabricación acumulaba 3.365:40 h de funcionamiento hasta el día del accidente.

1.6.2. Información general sobre mantenimiento

El mantenimiento de la aeronave lo realizaba el mismo operador del helicóptero, ya que tenía una aprobación de AESA como organización de mantenimiento ES.145.057 y también como organización CAMO² ES.MG.H06.

La última revisión de mantenimiento, correspondiente a 50 h de funcionamiento, se había realizado el 18 de agosto de 2014, de acuerdo con el programa de mantenimiento AG-119-REV.4 de 30 de mayo de 2014, aprobado por el Responsable de aeronavegabilidad continuada y supervisado por el Responsable de Gestión de aeronavegabilidad continuada el 12 de junio de 2014, cuando la aeronave contaba con 3.365:05 h y el motor 3298:55 h.

La última revisión general se hizo el 15 de noviembre de 2013 cuando el helicóptero tenía 3.312:50 h de funcionamiento y el motor 3.246:05 h.

1.6.3. Información sobre el funcionamiento del sistema de combustible

El sistema de combustible del helicóptero se compone de tres subsistemas: el de almacenamiento, el de distribución y el de indicación.

El subsistema de almacenamiento consta de tres depósitos, dos principales alojados en la parte inferior del fuselaje, uno a cada lado y otro en la parte superior. El depósito izquierdo (Nº 1) alimenta directamente al motor y el derecho (Nº 2) transfiere combustible a éste. El depósito superior alimenta a los otros dos por gravedad. La capacidad máxima del sistema es 605 l de los cuales son usables 595 l.

El Subsistema de distribución es el que hace llegar el combustible desde el depósito Nº 1 hasta el motor. Además de las correspondientes tuberías, incluye dos válvulas de combustible del depósito Nº 1, una válvula de transferencia del depósito Nº 2, tres interruptores de presión, una válvula de corte y un transductor de presión.

² Organización de gestión continuada de la aeronavegabilidad (Continuing Airworthiness Management Organization - CAMO)

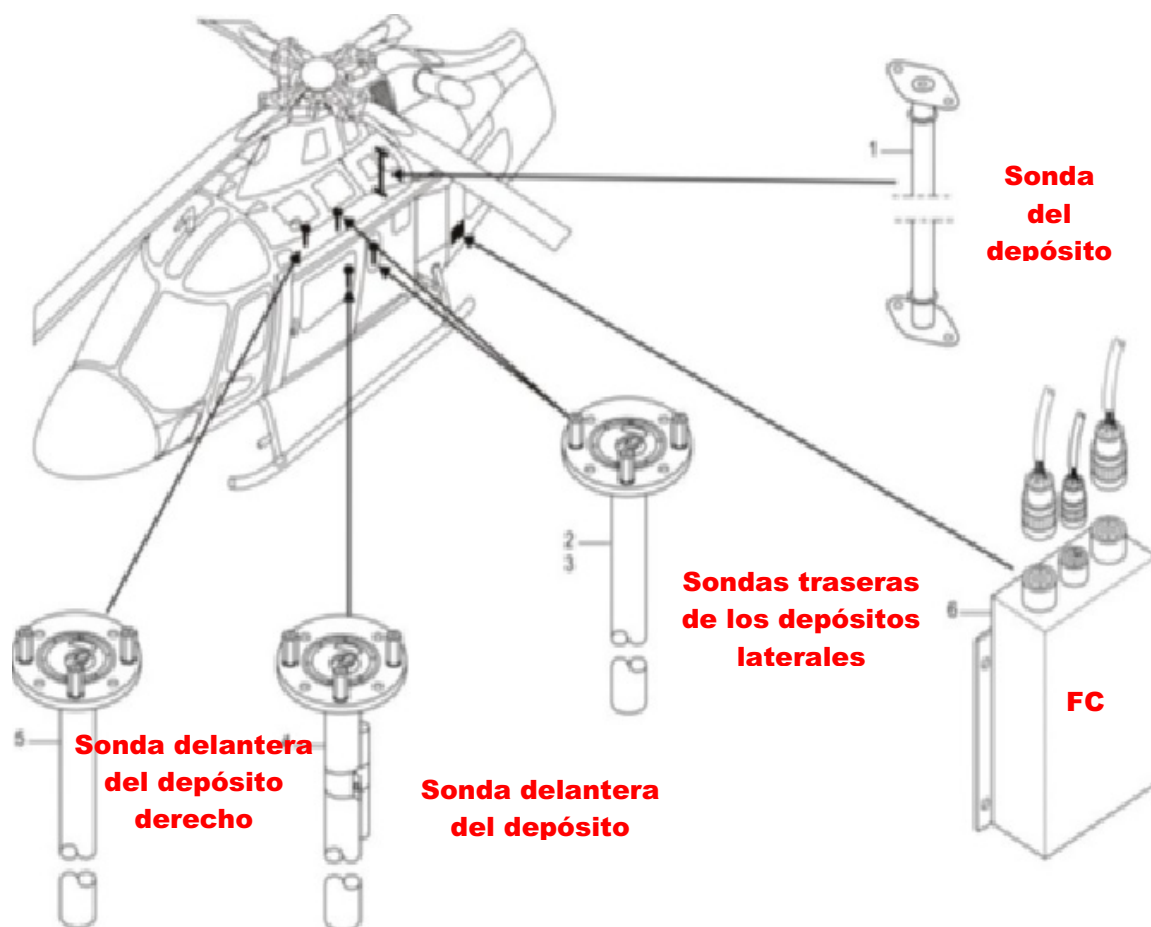


Figura 3. Esquema del montaje de los indicadores de cantidad de combustible

El subsistema de indicación consta de indicación de presión, indicación de cantidad y un circuito de aviso de baja cantidad de combustible.

Todas las indicaciones se recogen en la Unidad de Control de Combustible (FCU), que recibe las indicaciones de los distintos sensores y transmite dos tipos de señales independientes, la de cantidad de combustible (FL – Fuel Level) y la de bajo nivel de combustible (Low Level System – LLS).

La unidad FCU está conectada eléctricamente a dos pantallas de cabina EDU 1 Y EDU 2 (Engine Display Units – EDU), que presentan las indicaciones relacionadas con el motor, que están situadas una encima de otra.

En la pantalla superior (EDU 1) solo se presentan las luces de aviso tales como:

FUEL LOW: Indica que es baja la cantidad de combustible. La aparición de esta luz implica verificar la cantidad de combustible en el depósito 1. En el caso de iluminarse esta luz se ha de aterrizar tan pronto como sea practicable porque restan 10

minutos de vuelo a máxima potencia continua. Este mensaje de aviso es presentado en el área de mensajes del EDU 1 (parte de la izquierda) al menos 5 s después de haberse detectado la baja cantidad de combustible.

F LOW FAIL: Fallo del sensor de baja cantidad de combustible por lo que no habrá indicación de baja cantidad de combustible. A partir de la iluminación de esta luz de aviso se puede continuar el vuelo manteniendo el control de la cantidad de combustible. La prueba que se hace antes del arranque del motor, en realidad no comprueba el sensor LLS, sino la capacidad de la FCU para, por un lado detectar la señal de nivel bajo enviada por la sonda LLS y por otro enviar la señal correcta a la EDU. Si el sensor LLS está defectuoso (o la cantidad de combustible a bordo es inferior a 45 kg) y la FCU en buenas condiciones, la advertencia FUEL LOW aparecerá en EDU 1 (y no en la advertencia F LOW FAIL) tan pronto como el piloto encienda la alimentación eléctrica.

FUEL DRAIN 1 (2) Las válvulas de drenaje 1 o 2 (si están instaladas) están abiertas. Hay que cerrarlas antes de repostar y despegar

FUEL PUMP 1 (2) Las bombas de combustible 1 o 2 en el tanque 1 han fallado. Desconectar la bomba afectada. tank 1 failed. Aterrizar tan pronto como sea practicable.

XFER PUMP: Depósito de combustible 2 vacío o, si la indicación no es 0 kg, se indica fallo de la bomba de transferencia de combustible. Si se ha iluminado esta luz el interruptor de la bomba, PUM se pasará a la posición OFF.

En caso de que la bomba de transferencia se desconecte o falle y la cantidad de combustible del tanque derecho sea menor de 120 Kg, la indicación de cantidad de combustible del tanque derecho en la cabina queda tachada para indicar que el remanente en el tanque derecho no es usable y se presenta en la pantalla inferior EDU_ 2 (ver figura 5).

En esta pantalla inferior (EDU 2) se presentan todos los parámetros relativos al sistema de combustible, sistema hidráulico, sistema eléctrico, motor y sistema de transmisión. Las indicaciones que presenta son la presión y temperatura del aceite, la presión y temperatura del aceite de la transmisión, la presión y cantidad de combustible de los depósitos principales, la presión de los sistemas hidráulicos N° 1 y N° 2, carga y tensión del sistema eléctrico CC, la tensión del sistema eléctrico de CA, la temperatura del aire exterior (Out Air Temperatura - OAT) y el reloj.

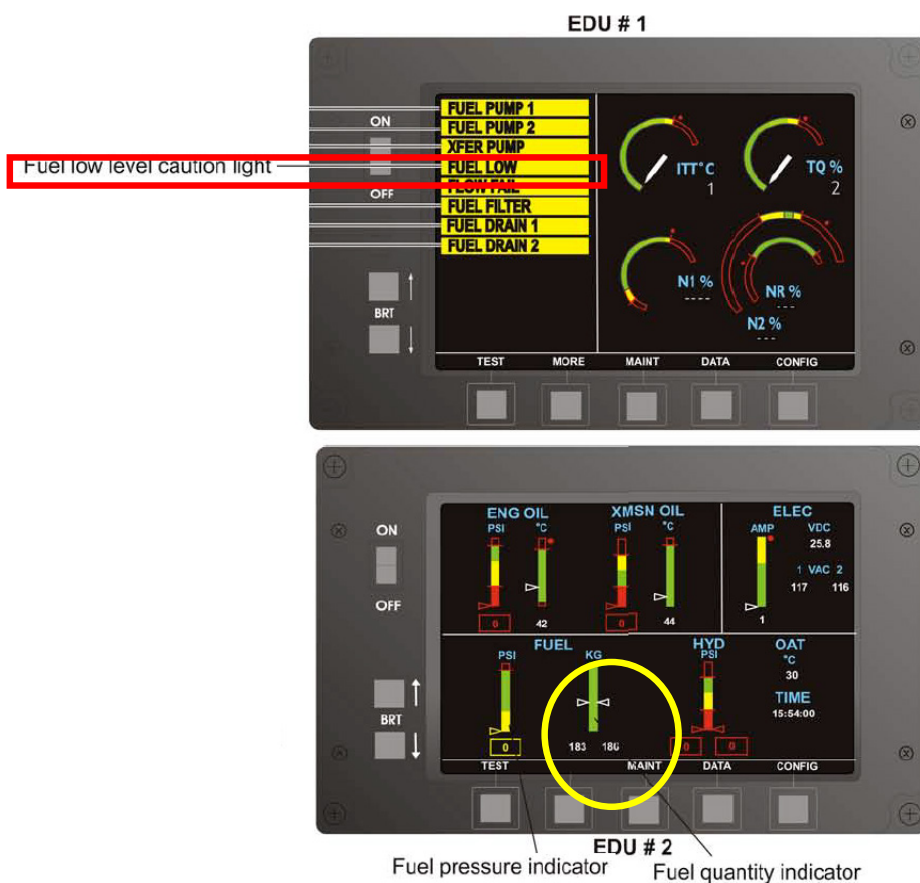


Figura 4. Presentación en cabina de la información de combustible

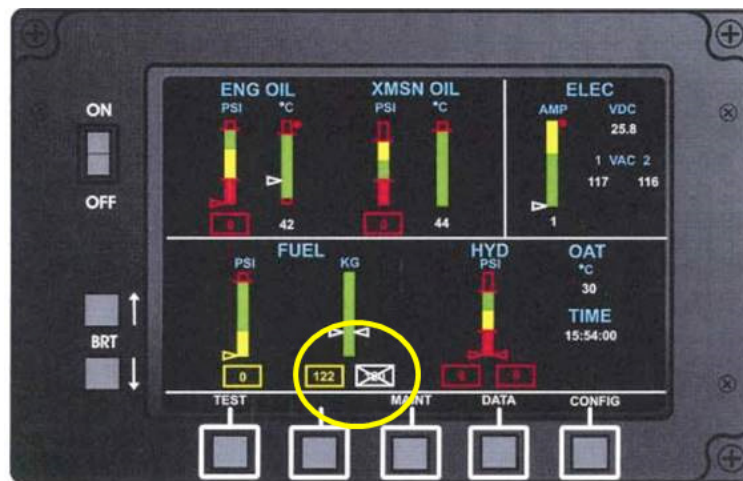


Figura 5. Presentación en el EDU 2 del aviso XFER PUMP

La señal de LLS enviada por la FCU a la EDU es discreta y se hace por medio de un relé (abierto o cerrado). Sin alimentación, el relé está cerrado (estado por defecto).

Si el nivel de combustible es superior a 45 kg y no se detecta ningún fallo, el relé se excita y el circuito se abre. Si el nivel de combustible es igual o inferior a 45 kg, si se detecta algún defecto en el sensor LLS o la FCU no está alimentada, entonces el circuito está cerrado.

Esta lógica de la FCU funciona de modo que la señal de bajo nivel de combustible "Low Fuel" se activa no sólo cuando la cantidad de combustible alcanza los 45 kg sino también si hay un fallo de la FCU (no alimentado) o se detecta que el sensor LLS está defectuoso. Como sólo hay una línea (señal enviada), la EDU no puede determinar qué condición de estas tres es la que hay cuando se activa la alarma.

En la cabina, la información se presenta al piloto como se puede ver en la fotografía de la figura 4. En la parte izquierda de la pantalla EDU 1 es donde se presentan los mensajes de aviso en color amarillo y en la parte inferior de la pantalla EDU 2, hay una barra vertical a la izquierda que indica la presión de combustible y a su derecha otra barra también vertical con el nivel de combustible con un número a cada lado que señala la cantidad en Kg, de cada uno de los depósitos laterales.

Por otra parte, en el apartado 8.3.3 del Manual de Operaciones de FAASA donde se especifica la Política y procedimientos para la gestión de combustible en vuelo, se expresa que para la verificación del combustible en vuelo los Comandantes deberán asegurar que se verifique el combustible en vuelo a intervalos regulares para comparar el consumo real con el previsto, comprobar que haya suficiente combustible restante para completar el vuelo y para determinar el combustible restante previsto en la llegada al destino.

Respecto a la gestión de combustible en vuelo, expresa que si como resultado de una verificación de combustible en vuelo, el combustible restante previsto en la llegada al destino es menos que el combustible alternativo requerido más el combustible de reserva final, el Comandante deberá: desviarse o replanificar el vuelo al alternativo, a no ser que crea que sea más seguro continuar al destino.

Lo anterior se completa con la información contenida en el apartado 8.1.7 Determinación de cantidades de combustible del citado manual, en el que expresa lo siguiente:

Dada las características especiales de los helicópteros y lo peculiar de alguno de los trabajos a realizar, la política de combustibles será diversa según las necesidades.

Con la luz de aviso de bajo nivel de combustible quedan prohibidas cualquier tipo de maniobras bruscas y especialmente virajes cerrados.

Asimismo el tiempo máximo de vuelo permitido, con la luz de aviso de bajo nivel de combustible será la mitad de la indicada en el Manual de Vuelo.

Para los trabajos con desplazamiento se cargará, además del combustible anteriormente mencionado, de reserva, la cantidad necesaria para llegar al campo previsto más un 5% en entorno no hostil y un 10% en entorno hostil, aumentando hasta un 30 % para desplazamientos sobre el mar.

Debemos tener en cuenta que en esta Compañía la mayoría de los desplazamientos se realizan en condiciones visuales y que salvo trabajos en el mar o sobre zonas muy concretas y puntuales, los helicópteros no necesitan de aeropuerto alternativo.

De todos modos deberán tenerse en cuenta los siguientes puntos para el cálculo del combustible previo al vuelo:

No se iniciará ningún vuelo si, teniendo en cuenta las condiciones meteorológicas y todo retraso que se prevea en vuelo, el helicóptero no lleva suficiente combustible ni aceite para poder completar el vuelo sin peligro. Además se llevará una reserva para prever contingencias y para que el helicóptero pueda llegar al aeródromo de alternativa cuando esté incluido en el plan de vuelo.

Al calcular el combustible y aceite requeridos se tendrá en cuenta, por lo menos, lo siguiente:

- a) las condiciones meteorológicas pronosticadas;
- b) los encaminamientos del control de tránsito aéreo y las demoras de tránsito previstas;

- c) una aproximación por instrumentos, si fuera preciso, en el aeródromo de destino, incluso una aproximación frustrada;
- d) los procedimientos descritos en el Manual de Operaciones, respecto a parada de uno de los motores mientras vuela en ruta; y
- e) cualesquiera otras condiciones que puedan demorar el aterrizaje del helicóptero.

1.6.4. Información sobre mantenimiento de la sonda de bajo nivel de combustible

En lo que se refiere a las tareas de mantenimiento por las que se verifica el correcto funcionamiento de la sonda de bajo nivel de combustible, se recogen en el Manual de Mantenimiento, en la sección 28-41, de acuerdo con un procedimiento extenso en el que se realizan una serie de comprobaciones de tipo operacional. Estas tareas se deben de realizar cada 600 h.

El 15 de noviembre de 2013 se realizó el mantenimiento programado (600 h) del sensor de bajo nivel de combustible de acuerdo con la orden de trabajo 33131100, cuando la aeronave tenía 3312:50 h.

El 3 de enero de 2012 hubo un fallo de indicación de combustible y se llevó a cabo una acción de mantenimiento tres días más tarde reflejada en la orden de trabajo 376A cuando la aeronave contaba con 3024:40 h, en la que se realizó una limpieza de los conectores y la probeta.

En agosto del 2008 se cambió el aforador delantero del depósito izquierdo, que es donde se aloja la sonda de bajo nivel de combustible.

Todas estas labores las realizó el centro de mantenimiento ES.145.057 de FAASA AVIACIÓN S.A y no se ha podido constatar que se hiciera alguna otra acción distinta de mantenimiento de las anteriores acciones, ni que se detectase deficiencia alguna durante las mismas.

1.6.5. Información sobre la radiobaliza ELT

El helicóptero iba equipado con una radiobaliza de emergencia (Emergency Locator Transmitter – ELT) de modelo KANNAD 406 AF-H (S/N 2611568 – 0135), que está diseñada para ser instalada solamente en helicópteros. Este elemento emite con una potencia de entre 5 mW y 5 W con un tipo de emisión A3X/A3N en las frecuencias 121,50 MHz, 243,00 MHz y 406 MHz.

La especificación de las prestaciones mínimas operacionales está regulada por la norma EUROCAE³ ED.62. De acuerdo con esta norma la baliza estaba preparada para activarse cuando sufriera un impacto con una aceleración de al menos 6 g.

La instalación de la ELT se realiza de acuerdo a un Certificado de modificación menor según Boletín D.O.A. A.P.A 0108003. En la Orden técnica para su montaje se describe gráficamente donde se han de montar las diferentes partes del equipo de la siguiente manera:

- La radiobaliza en la zona posterior de la aeronave, situada entre el compartimiento de pasajeros y el cono de cola.
- La antena en la zona posterior de la aeronave en su parte alta.
- El control remoto de la baliza en la cabina.

De acuerdo con el manual, en la misma baliza hay una etiqueta en la que indica la posición en la que hay que instalarla, que puede ser con la parte inferior sobre el piso de la aeronave o con la parte inferior sobre el mamparo cortafuegos, siempre transversal al eje longitudinal del helicóptero. Como nota importante el manual obliga a que la línea de transmisión entre la radiobaliza y la antena no atraviese ningún elemento cortante como por ejemplo una cuaderna.

1.6.6. Información del Manual de Vuelo del Helicóptero

EMERGENCIAS.

En el Manual de Vuelo del Helicóptero, en la Parte básica, Sección 3, Emergencias, en el epígrafe Luces de aviso (amarillas), se recoge que en el panel de aviso existe una luz amarilla rotulada BAJO COMBUSTIBLE (FUEL LOW). La aparición de esta luz significa que la cantidad de combustible es baja y que como acción correctora el piloto debe de verificar la cantidad de combustible en el depósito 1 y aterrizar tan pronto como sea practicable, ya que desde ese instante quedan 10 minutos a máxima potencia continua (MCP).

En la misma sección 3, emergencias, en el epígrafe Definiciones, se explica el concepto de "ATERRIZAR TAN PRONTO COMO SEA PRACTICABLE (LAND AS SOON AS PRACTICABLE)" que significa que: "La duración del vuelo y la elección del área de aterrizaje son a discreción del piloto. No es recomendado extender el vuelo más allá del área aprobada más cercana".

³ EUROCAE se ocupa de estandarizar dispositivos eléctricos y electrónicos de aeronaves y sistemas terrestres para la localización y navegación aérea y desarrolla normas y documentos al respecto que utilizan la abreviatura ED. Los miembros de la EUROCAE son autoridades aeronáuticas internacionales, fabricantes de aviones, proveedores de servicios de seguridad aérea, aerolíneas, operadores de aeropuertos y otras entidades relacionadas con la aviación.

No obstante lo anterior y como ya se ha indicado en el apartado 1.6.3 del informe, el Manual de Operaciones de FAASA recoge en su apartado 8.3.3 que los Comandantes deberán asegurar que se verifique el combustible en vuelo a intervalos regulares para comparar el consumo real con el previsto y comprobar que haya suficiente combustible restante para completar el vuelo y para determinar el combustible restante previsto en la llegada al destino.

FALLO DE MOTOR. AUTORROTACIÓN.

Se considera que hay un fallo de motor o un malfuncionamiento del mismo cuando las revoluciones N1 descienden anormalmente por debajo del 51% o cuando se para el motor. En este caso, se debe actuar sobre la palanca del colectivo bajándola para reducir el paso de las palas. Si la altura a la que se vuela lo permite, intentar averiguar a qué se debe el fallo e intentar arrancar el motor, en caso contrario hay que aterrizar inmediatamente, realizando una autorrotación.

Si el fallo de motor se produce en la fase de vuelo de crucero se actuará sobre los pedales para mantener el rumbo, sobre el mando colectivo bajándolo inmediatamente para evitar la disminución de revoluciones de rotor (NR) manteniéndolas entre el 90 y 110%, se actuará sobre el mando cíclico para conseguir la velocidad de vuelo deseada en autorrotación y se cerrará el mando de gases como inicio de la parada del motor.

Para completar la maniobra, estando aproximadamente a 150 ft de altura sobre el suelo, se levantará la parte delantera del helicóptero moviendo el mando cíclico hacia atrás para reducir la velocidad. Después se moverá hacia adelante el cíclico para nivelar el helicóptero antes del aterrizaje situando los patines paralelos al terreno. Una vez nivelado el helicóptero se continuará actuando sobre la palanca del colectivo para aumentar el ángulo de paso de las

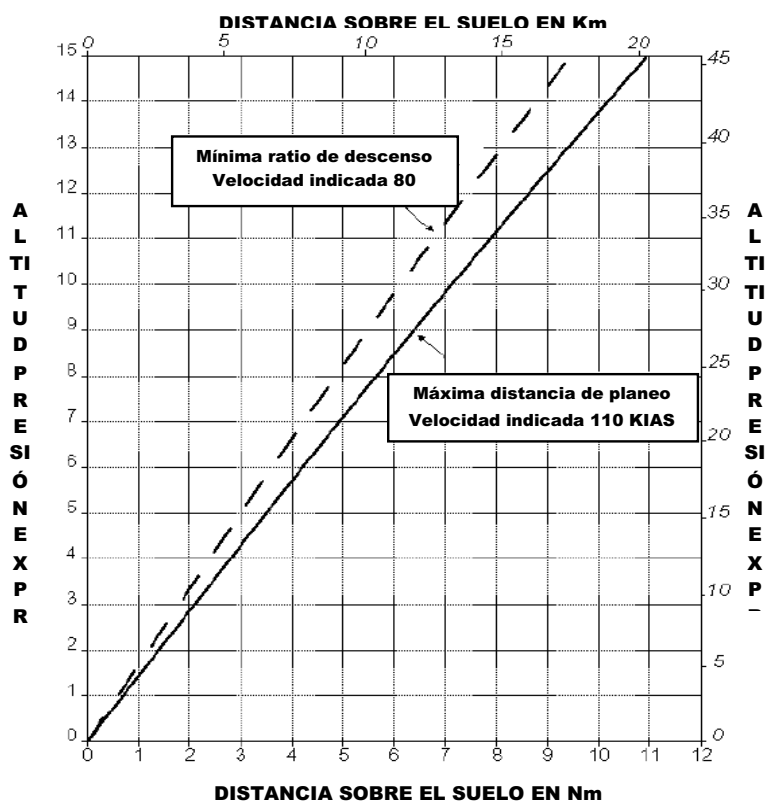


Figura 6. Distancia de Autorrotación

palas del rotor principal para amortiguar la toma. En todo momento se debe mantener el rumbo con los pedales y en caso de contactar primero con la parte posterior de los patines hay que evitar mover la palanca del colectivo hacia adelante.

La distancia de planeo en la autorrotación es función de la altitud y de las revoluciones del rotor principal. En la Figura 6 se expresan las distancias.

MASAS MÁXIMAS AL DESPEGUE.

En el Manual de Vuelo del Helicóptero figuran las siguientes masas máximas al despegue:

- **2550 kg.** Esta limitación de peso al despegue figura la Sección 1, "Limitaciones parte básica".

- **2720 kg.** Esta limitación de masa al despegue aparece en el Apéndice 6, "Masa interna incrementada (Increased internal gross Weight)". Este apéndice contiene las limitaciones y características aplicables cuando el helicóptero es operado con masa interna incrementada GW (Gross Weight). En la Figura 4-2 de ese Apéndice 6 "Techo para realizar vuelo estacionario dentro de efecto suelo con potencia de despegue con la calefacción desconectada", aparece la tabla utilizada para el cálculo de la máxima masa al despegue teniendo en cuenta la altitud y la temperatura ambiente. Esta limitación de masa debe ser considerada cuando se transporte el personal de la brigada de extinción.

- **3150 kg.** Esta limitación de masa al despegue aparece en el Apéndice 11, "Gancho de Carga". Este apéndice contiene las limitaciones cuando se opera con un gancho de carga. Si bien queda limitada la operación en el apartado: Tripulación de Vuelo en el que se dice que cuando se opere con carga en el gancho, solamente está permitido a bordo el personal involucrado en la operación. En la Figura 4-2 de ese Apéndice 11 "Techo para realizar vuelo estacionario fuera de efecto suelo con potencia de despegue con la calefacción desconectada", aparece la tabla utilizada para el cálculo de la máxima masa al despegue teniendo en cuenta la altitud y la temperatura ambiente. Se considerará de aplicación este apéndice cuando el helicóptero despegue con la carga de agua en el helibalde.

1.7. Información meteorológica

La Agencia Estatal de Meteorología (AEMET) informó que el día del accidente, sobre la zona de Albacete había ausencia de viento en superficie en general. No obstante una corriente de aire cálido procedente de África favorecía movimientos de convección aislados que podían llegar a ser intensos. A las 17:00 h⁴, en el lugar

⁴ Los datos están tomados de la estación automática de Zarra situada 10 Km al Este-Noreste del lugar del accidente.

del accidente había viento procedente del Sureste, concretamente de dirección 140°, con una velocidad de 10 Km/h y con rachas máximas de 18 Km/h de la misma dirección. La temperatura era 28 ° C, el QNH 1012 hPa, la humedad relativa del aire en torno al 45% y había buena visibilidad en superficie. También había en la zona núcleos de tormenta que ocasionaban movimientos convectivos del aire.

Estudiando las condiciones meteorológicas en las que se desarrolla habitualmente la operación en la época más calurosa del año, se obtuvo que la media de altitud de las siete estaciones meteorológicas que hay en la Comunidad Autónoma de Castilla – La Mancha es de 833 m y AEMET informó también de que la temperatura máxima media en ellas durante el periodo comprendido entre 14 de julio y el 8 de agosto fue de 32° C⁵.

1.8. Ayudas para la navegación

No es aplicable para este caso.

1.9. Comunicaciones

No hay registro de las comunicaciones entre el piloto y otros participantes en el incendio.

1.10. Información de aeródromo

1.10.1. Base de Villahermosa (Ciudad Real)

La Base desde donde partió el helicóptero se encuentra al este de Villahermosa (Ciudad Real) en el punto de coordenadas 38° 45' 4,7" N – 2° 50' 33" O, a una altitud de 972 m (3.188 ft).

Dispone de una superficie de hormigón para el aterrizaje y tres puestos de estacionamiento para helicópteros. También cuenta con unas instalaciones bien equipadas para el alojamiento y descanso de las tripulaciones y de las BIFOR.

⁵ Estos datos se consideran relevantes para conocer las condiciones en las que vuelan habitualmente los helicópteros en la Comunidad de Castilla - La Mancha y así poder calcular sus prestaciones.

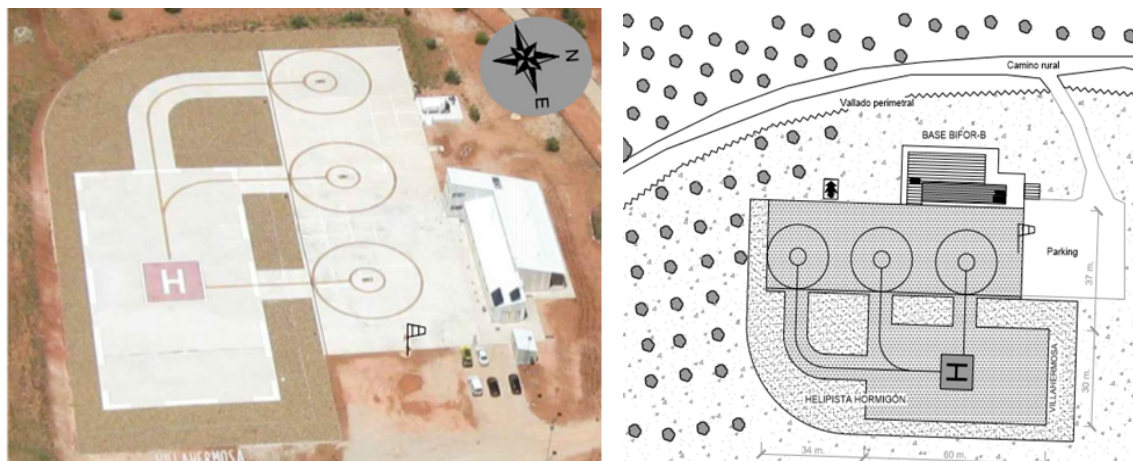


Figura 7. Base de Villahermosa

1.10.2. Base de Carcelén (Albacete)

La Base donde se dirigía a repostar se encuentra en Carcelén (Albacete) y en ella pueden operar aviones y helicópteros.

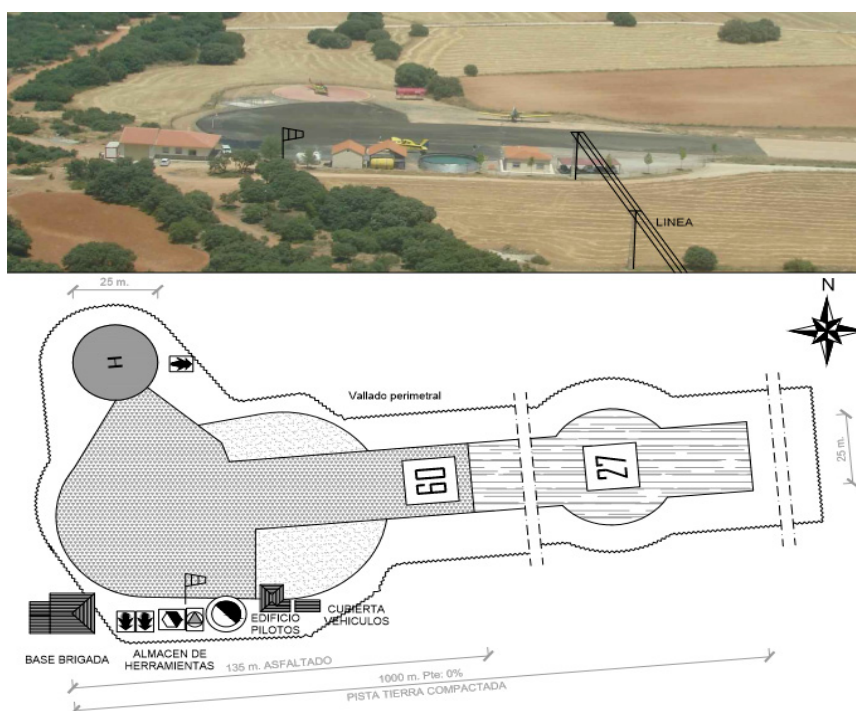


Figura 8. Base de Carcelén

Dispone de una pista de tierra compactada designada como 09-27 de 865 m de longitud y su punto de referencia está a una altitud de 830 m (2.723 ft) en el punto de coordenadas $39^{\circ} 07' 57''$ N – $1^{\circ} 18' 20''$ O. El área para la operación de helicópteros está asfaltada y queda al oeste de la cabecera 09. Tiene una longitud total de 135 m.

1.11. Registradores de vuelo

El helicóptero no llevaba registradores de vuelo a bordo porque la normativa aplicable no lo exigía⁶.

El helicóptero llevaba a bordo un sistema de seguimiento de flotas y un sistema de posicionamiento por satélite (Global Positioning System – GPS) portátil. Estos dispositivos recogían y almacenaban información sobre el vuelo referente a tiempo, altitud, velocidad y posición.

Durante el vuelo las posiciones del helicóptero fueron enviadas en tiempo real a receptores situados en el Centro Operativo Provincial (COP⁷) de cada una de las provincias de la Comunidad Castilla – La Mancha y al Centro Operativo Regional (COR) de esta Comunidad, que está ubicado en Toledo. En cada uno de los receptores se visualizó en tiempo real los movimientos del helicóptero sobre cartografía digital, pudiéndose consultar las coordenadas y observar el recorrido del vuelo. Además también se enviaba la información a un equipo situado en las instalaciones del Operador.

El sistema de seguimiento de flota por satélite dejó de registrar datos coherentes a las 17:02 h y el sistema de posicionamiento portátil a las 17:01 h, por lo que se estima que fue instantes después cuando el helicóptero se precipitó contra el suelo, mientras volaba en vuelo de crucero. En la gráfica de la figura 9, se puede ver el perfil de vuelo del helicóptero, altura (m) elevación (también en m, en color naranja) y velocidad (Km/h). Los datos registrados no son exactos, sino simplemente indicativos porque en los dos tramos con altura y velocidad constantes estaba detenido sobre el terreno (la hora indicada en el gráfico es UTC).

⁶ Reglamento (CE) Nº 859/2008 y R.D. 279/2007 Requisitos en operaciones de transporte aéreo comercial por helicópteros civiles.

⁷ COP. Centro Operativo Provincial

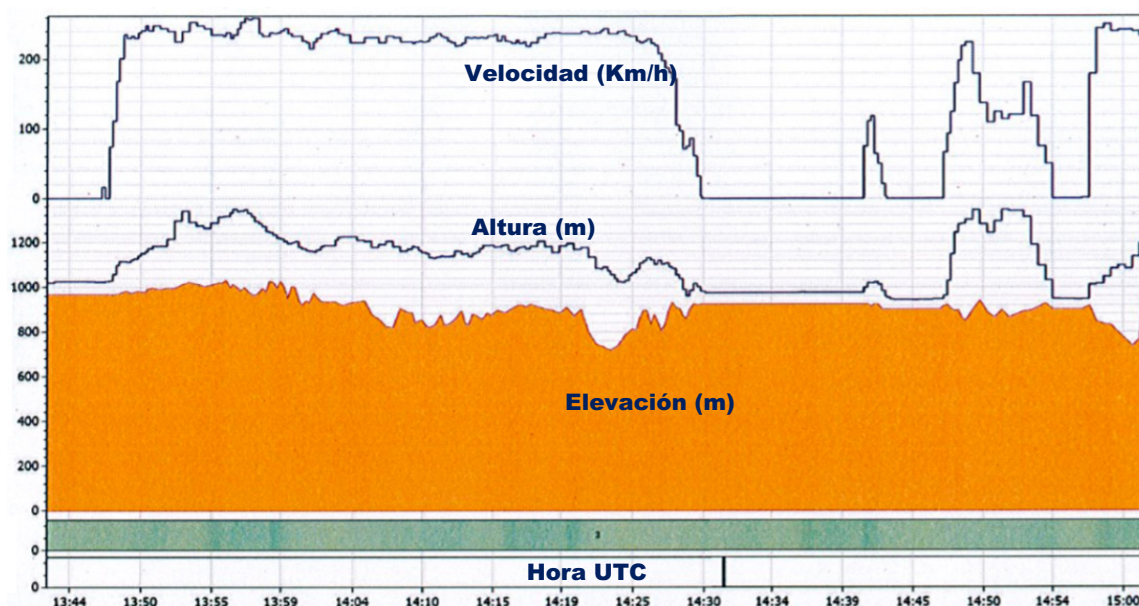


Figura 9. Perfil del vuelo

Las dos pantallas instaladas en cabina presentaban los parámetros de los motores (EDU) y registraron algunos parámetros del vuelo del accidente. Montada la tarjeta de memoria en un EDU similar se observaba un aviso de baja presión de combustible a las 16:51:17⁸, que fue la única evidencia detectada en relación con el combustible.

EXCEEDANCE LOG					
DATE	TIME	DRTN	MX/MN	CHK	DESCRIPTION
13/09/2014	16:51:19				END OF FLIGHT
13/09/2014	16:51:17	2	0		FUEL PRESS LO
13/09/2014	16:26:50	2	26		XMSN OIL PRESS LO
13/09/2014	16:24:37				START OF FLIGHT
13/09/2014	16:24:33	3	25		END OF FLIGHT
13/09/2014	15:35:12	1	51		XMSN OIL PRESS LO
13/09/2014	15:35:09	33	51		XMSN OIL PRESS HI
13/09/2014	15:34:29	33	53		XMSN OIL PRESS HI
13/09/2014	15:34:23				XMSN OIL PRESS HI
09/09/2014	12:40:44				START OF FLIGHT

Figura 10. Pantalla del EDU 1 reproducida en un banco de trabajo.

No hay constancia de ningún aviso de bajo nivel de combustible.

⁸ Hay un desfase de aproximadamente 10 minutos entre la referencia de tiempo indicada en el EDU y las que marcaba el sistema de gestión de flotas.

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

1.12.1. Estado general del helicóptero después del impacto

El helicóptero quedó en el punto de coordenadas 38° 56' 17" N – 1° 10' 15" W con el fuselaje orientado en dirección 25° con respecto al norte y en posición horizontal. Presentaba un fuerte impacto en dirección vertical y el fuselaje se había aplastado quedando reducido a un tercio de su altura. El rotor principal y la transmisión estaban inclinados hacia adelante.

Las marcas en el terreno indicaban que después de impactar se había desplazado ligeramente hacia adelante. La batería estaba fuera de su alojamiento desplazada también en el mismo sentido.

Los daños que presentaban las palas del rotor principal eran consistentes con un impacto con muy poca velocidad de rotación, por lo que los daños se debían exclusivamente al impacto vertical. En una de ellas había desaparecido el borde marginal, pero en los bordes de ataque de ninguna de las cuatro se observaban indicios de impacto. Una de ellas estaba partida por la mitad, en la zona del borde de salida y una de las partes estaba caída en vertical. Todas ellas presentaban ligeros arañazos y estaban rayadas muy superficialmente en la zona del intradós.

Las palas del rotor de cola no presentaban daños en los bordes de ataque. Una de ellas tenía algunos ligeros arañazos en el borde de salida producido durante el leve desplazamiento hacia adelante que tuvo el helicóptero nada más impactar contra el suelo.

No había continuidad en la transmisión con el rotor trasero, debido a los daños que presentaban tanto el eje, como los soportes y los amortiguadores.

Se comprobó la indicación de la unidad de control de combustible (Fuel Control Unit – FCU), pero los daños que presentaba no permitían saber con exactitud su estado.

No se pudo determinar tampoco la posición del mando de gases situado en el mando colectivo debido al estado en el que se encontraba después del impacto.

La palanca de freno del rotor estaba accionada y el freno echado, pero el cable se encontraba dañado y doblado por lo que todo parecía indicar que no había sido activado, sino que se había desplazado en el momento del choque contra el suelo. La deformación de la estructura de la cabina en el lado piloto había dado lugar al desplazamiento hacia adelante de todo el conjunto del asiento que podría haber movido de su posición la palanca de activación del freno del rotor. La posición de

apoyo para la cabeza estaba muy cerca de la unidad de palanca de freno de rotor tras el impacto.

Los controles de vuelo del rotor de cola no presentaban daños relevantes.

Los instrumentos de cabina tenían pocos daños, pero no se puede asegurar que las indicaciones que presentaban fueran fiables. El altímetro estaba ajustado a 1013 mb y tenía una indicación próxima a 2.900 ft, que era consistente con la elevación del lugar de accidente. El variómetro indicaba 2.100 ft/min. En concordancia con la velocidad de descenso que indicaban los cuatro últimos puntos que se obtuvieron del sistema de posicionamiento GPS. La Indicación de rumbo (Horizontal Situation Indicator – HSI) marcaba sobre 30°, coincidente prácticamente con la orientación del eje longitudinal del helicóptero.

Se extrajeron los filtros de combustible, tanto de alta presión como de baja y en ambos se encontraron cantidades residuales de combustible.

La zona no presentaba evidencias de que hubiera una cantidad apreciable de combustible ni en los depósitos, ni en las tuberías, ni en el terreno. Tampoco se apreciaba prácticamente olor.

Al levantar el helicóptero para ser retirado solo se derramó una pequeña cantidad residual de combustible que había quedado en las tuberías que estaban rotas.

Los servo actuadores estaban deformados, tanto los del cíclico como el del colectivo, posiblemente debido al impacto.

En lo que respecta al sistema hidráulico, se constató que los depósitos estaban completamente vacíos de líquido, debido a que el latiguillo de salida del depósito estaba roto. Una de las bombas hidráulicas estaba fuera de su alojamiento debido al impacto y la otra también estaba deformada.

1.12.2. Estado del motor después del impacto

A continuación se describe cómo se encontró el motor en el lugar del accidente y las comprobaciones que se realizaron respecto del mismo antes de mover el helicóptero.

En primer lugar se desmontaron el filtro de línea de combustible, el filtro de combustible de alta y el filtro de combustible de entrada. Todos estaban limpios. Los dos primeros tenían combustible en el vaso de contención ocupando un 50% de su capacidad. El filtro de combustible de entrada tiene un sistema para detectar alguna posible obstrucción, que funcionaba correctamente.

Se desmontó el filtro de presión de aceite de motor y no se observaron partículas metálicas, no presentaba deformaciones y estaba limpio. Contenía una cantidad normal de aceite en su alojamiento.

Se desmontó también el Detector de Partículas metálicas (chip detector), de la caja de engranajes reductora de potencia, constatando que estaba fuera de su alojamiento debido al impacto. Se desmontó la parte de imanes del chip-detector y no había partículas metálicas ni suciedad.

Igualmente se quitaron los detectores de partículas metálicas de la transmisión principal (superior e inferior) y el de la caja intermedia de engranajes. Los tres estaban limpios.

Se comprobó el sistema de mando de la unidad de control de combustible (Fuel Control Unit – FCU) para ver si estaba sujeto y en su posición, es decir, en la empuñadura del mando colectivo (mando de gases o de potencia) y se observó que había una rotura justo a la entrada de la conexión del actuador que transforma el movimiento lineal del mando en un giro rotatorio del eje que controla las máximas revoluciones de compresor. La posición en la que encontraron tanto este eje como su tope se correspondía con la de motor parado (posición superior). al igual que la aguja que indica el tanto por ciento al que está funcionando el motor, que estaba en cero. El cable estaba roto por tracción.

La turbina estaba fuera de sus puntos de sujeción, por rotura de los mismos e inclinada hacia la izquierda. Tampoco se observó nada anormal en relación al montaje de sus elementos, a las varillas de actuación de control y frenado del motor y no se observaron pérdidas de elementos o tornillería. No había indicios de corrosión. La ausencia de marcas de rozamiento de los álabes en la parte interior de la carcasa eran indicativos de que en el momento del impacto el motor no suministraba potencia. La parte delantera del eje de transmisión estaba desacoplado de la caja de engranajes por efecto del impacto. La caja del eje de entrada a la transmisión estaba fracturada. Los tornillos de sujeción del rotor principal se habían partido y el rotor había quedado suelto apoyado en el helicóptero por su propio peso.

También se comprobó el estado del área externa de la turbina de potencia de motor, la cual no presentaba deformaciones. Los alabes tenían buen aspecto ya que no estaban dañados en los bordes de ataque, ni había señales de sobre temperatura en la zona. No obstante la turbina no giraba libremente debido a que estaba trabada la unión de la caja reductora de engranajes de potencia con la toma de fuerza a transmisiones.

Se desmontó el carenado del conjunto de puesta en marcha-generator y se comprobó que no giraba la turbina de compresor. En condiciones normales, si no hubiera tenido un fuerte impacto se debería haber podido girar con la mano, al igual que se hace para la comprobación del primer escalón del compresor, en las inspecciones periódicas.

La zona de la transmisión principal estaba caída hacia la izquierda y hacia adelante y arrancadas las riostras de los puntos de sujeción. A primera vista no se observa nada anormal con respecto a su montaje. Tampoco había indicios de corrosión.

Posteriormente el helicóptero se trasladó a un hangar. El motor se desmontó de su alojamiento en la aeronave y se realizó una inspección más detallada con la ayuda de un especialista enviado por el fabricante en la que se constató fehacientemente que no había ningún indicio de fugas, no había rastro de aceite y residuos, no había signos de daños producidos por sobrecalentamiento ni tampoco indicios de que hubiera habido fuego. Tampoco se detectaron partículas o algún tipo de elemento o piezas ajenas al motor que hubieran podido ser ingeridas.

La caja reductora, el eje de entrada y la carcasa estaban intactos. El eje del rotor trasero estaba desacoplado y no presentaban daños ni deformaciones los piñones del engranaje del rotor principal con el rotor trasero.

Los conductos de entrada y salida del motor tampoco tenían daños.

La caja de accesorios estaba en buenas condiciones, así como todos sus elementos.

Tanto la parte mecánica del governor como la parte electrónica estaban en buenas condiciones, así como el sistema neumático. Se comprobó que había continuidad entre la unidad de control de combustible y la parte electrónica del governor. Las palancas de la unidad de control de combustible estaban en su posición mínima.

El mamparo cortafuegos estaba deformado hacia adelante.

1.12.3. Inspección de la transmisión

La transmisión se revisó en una inspección posterior una vez retirado el helicóptero.

Se abrió la tapa y se accedió a la zona interior donde se aloja el planetario. No tenía deformaciones pero no giraba porque estaba bloqueado. Había algún tornillo de sujeción deformado. El planetario propiamente dicho sí giraba libremente una vez que se sacó de su alojamiento. Las cabezas de los tornillos que lo sujetan estaban sin daños, pero el espárrago de alguno de los tornillos estaba deformado a flexión.

Los cojinetes del eje del planetario estaban fuera de su alojamiento, movidos a lo largo del eje longitudinal donde van montados por el impacto vertical.

Una de las bombas de hidráulico (de la transmisión al motor) giraba bien y no tenía deformaciones. El cojinete base y los rodamientos estaban bien.

La otra bomba de hidráulico estaba bloqueada porque alguno de los dientes estaba clavado en el fondo de la carcasa (en la parte inferior).

Todas las deformaciones que se observaban estaban a lo largo del eje vertical de la transmisión, es decir en la dirección del impacto.

La cabeza del rotor giraba libremente sobre la conexión que va a la transmisión. Los tornillos internos estaban rotos longitudinalmente.

El conjunto estaba bien engrasado y limpio, presentando buen aspecto en general. Todo el varillaje estaba en buen estado.

1.12.4. Radiobaliza

La radiobaliza iba situada en el piso del helicóptero, inmediatamente detrás de la primera cuaderna del cono de cola. Estaba colocada en su alojamiento pero la cinta con velcro que la abrazaba se había roto, por lo que había quedado suelta.

El control remoto estaba en cabina y no había sufrido daños.

Durante la inspección realizada a los restos se constató que la antena a la que iba conectada estaba situada en la parte delantera del fuselaje, en la parte exterior de la cabina, sobre los paneles transparentes de plástico que están situados sobre cabeza de las posiciones de los pilotos. El cable de conexión se había cortado como consecuencia de las deformaciones estructurales producidas por el impacto. El Centro coordinación de salvamento del Ejército del Aire (RCC) no recibió la señal de la radiobaliza, por lo que todo parece indicar que ésta no se activó. No obstante, durante la investigación de campo se constató que estaba armada y que la batería eléctrica todavía acumulaba carga en su interior y se comprobó que transmitía señales con normalidad.

1.13. Información médica y patológica

La autopsia determinó que el fallecimiento tuvo como causa inmediata diversos politraumatismos en todo el cuerpo.

1.14. Incendio

No se produjo incendio.

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

La aeronave fue localizada casualmente por una persona que pasaba por el lugar del accidente que dio aviso a la Guardia Civil, que desplazó una patrulla hasta donde se encontraba el helicóptero, cuyos agentes comprobaron que el piloto había fallecido en el interior y que llevaba puesto el casco de vuelo y abrochado el cinturón de seguridad.

A continuación se contactó con el Centro Operativo Regional de la Junta de Comunidades de Castilla - La Mancha (COR) para ver si tenían conocimiento del accidente. Les contestaron que no lo sabían y que iban a hacer averiguaciones. Posteriormente, el COR les informó que la aeronave accidentada se correspondía con el indicativo de vuelo H23.

Durante las casi dos horas y media transcurridas desde que el helicóptero dejó la zona del incendio hasta que fue encontrado fortuitamente, no consta que hubiera ninguna comunicación (ni por la emisora ni por teléfono) con el piloto ni por parte del Operador ni tampoco por parte de nadie que estuvieran participando en las labores de extinción del incendio dependientes de la Consejería de Agricultura de la Junta de Castilla - La Mancha.

Al principio de la investigación se constató que no había ningún procedimiento específico por parte del operador ni tampoco por parte de los responsables de la lucha contraincendios pertenecientes a la Consejería de Agricultura de la Junta de Comunidades de Castilla - La Mancha (JCCLM) que permitiera hacer un seguimiento efectivo y continuo (en todo momento) sobre las aeronaves que estaban operando en un incendio.

Durante las reuniones que se mantuvieron con los responsables de la JCCLM también se constató que los procedimientos que habían desarrollado referentes a emergencias y los profesionales con los que contaban, estaban orientados a todo lo relacionado con la lucha contra incendios forestales y a la gestión de los espacios naturales, pero que no tenían personal especializado en la gestión de aspectos relacionados con la prevención de accidentes aéreos y que la utilización de medios aéreos para las labores de extinción no tenían un tratamiento diferenciado respecto de cualquier otro medio que se estuviera utilizando para la extinción de incendios.

Ante la posibilidad de que otras Comunidades Autónomas estuvieran en la misma situación y con la intención de prevenir que una situación similar se pudiera volver a producir se intentó profundizar más sobre las condiciones en las que se estaban realizando las labores de extinción de incendios utilizando medios aéreos.

Para ello, con la colaboración del Ministerio de Agricultura y Pesca, Alimentación y Medio Ambiente (MAPAMA), se remitió a todas la Comunidades Autónomas (CCAA) un cuestionario con doce preguntas sencillas que permitieran tomar el pulso a la situación después de analizar las respuestas.

A continuación se relacionan las cuestiones que se plantearon y las conclusiones generales a las que se llegaron:

CUESTIONES		CONCLUSIONES
1.	¿Qué tipo de servicios aéreos se realizan en la CCAA (o MAPAMA)?	Todas las CCAA prestan servicio de extinción de incendios forestales y muchas de ellas también otros como emergencias o vigilancia.
2.	¿Se prestan todos para la misma Consejería o interviene más de una?	Los distintos servicios suelen depender de más de un departamento.
3.	¿Hay alguna figura que coordine todos los medios aéreos que trabajan para la CCAA (o MAPAMA)?	En general no existe una figura formada en el mundo de la aviación de la que dependan todos los medios aéreos.
4.	¿Están los distintos medios aéreos contratados a más de un Operador?	Los servicios los presta más de un operador en la mayoría de los casos.
5.	¿Existe algún Plan o Programa de Seguridad Aérea elaborado por la CCAA (o MAPAMA)?	Ninguna de las CCAA cuenta con un Plan de Seguridad Operativa.
6.	¿Se exige a los Operadores en los Pliegos de Prescripciones Técnicas un Programa o Plan de Seguridad?	No se exige en la mayoría de los casos a los operadores que presenten ningún Plan de Seguridad Operativa junto a los pliegos de Prescripciones Técnicas.
7.	¿Tiene establecida la CCAA (o MAPAMA) algún sistema que permita detectar de forma temprana si se ha perdido el contacto con alguno de los medios aéreos para todas las operaciones que se realizan?	Casi todas las CCAA cuentan con sistemas de seguimiento de flotas, contratados con un Operador, pero no se asegura que se detecte de inmediato la desaparición de una aeronave.
8.	¿Se exige lo anterior en los Pliegos de Prescripciones Técnicas?	En algunos casos se exige sistemas de seguimiento de flotas a los operadores en los pliegos de Prescripciones Técnicas ⁹ .

continúa >

⁹ En la mayoría de los casos el seguimiento se realiza mediante una empresa especializada que es la misma en varias Comunidades Autónomas.

9.	¿Cómo se realiza el control efectivo de las aeronaves en todo momento, más allá del sistema de seguimiento de flotas convencional?	El control efectivo de las aeronaves se realiza de diversas formas en cada caso.
10.	En caso de que se produzca una alerta por la posible desaparición de una aeronave ¿Cuál es proceso que permite saberlo?, ¿De qué manera se inicia la búsqueda y a quién se avisa?, ¿Quién debe dar la orden? y ¿Cómo se realiza la búsqueda?	En caso de desaparición de una aeronave su localización y rescate obedece a protocolos distintos. EN MUCHOS CASOS NO HAY PROTOCOLOS.
11.	¿Qué sistema considera el más adecuado para evitar que pueda ocurrir que una aeronave pueda sufrir un accidente y no ser detectada la situación de manera temprana?	En la mayoría de los casos se considera que el mejor medio para detectar la desaparición de una aeronave es la ELT
12.	¿Considera necesario implementar algún sistema para evitar que en su organización se pueda llegar a producir el caso anterior?	No todas las CCAA consideran necesario implementar sistemas nuevos.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1. Estudio del motor

El motor se envió para su estudio y análisis al fabricante. Todas las pruebas se realizaron en presencia del representante acreditado del Transportation Safety Board de Canadá (TSB), que actuaba como parte del equipo de investigación de la CIAIAC y de acuerdo con un programa de acción preestablecido. A continuación se exponen los aspectos más relevantes que se encontraron y las conclusiones a las que se llegaron.

Las deformaciones que presentaba impidieron que se pudiera montar en un banco e intentar arrancarlo.

La primera inspección exterior mostró que la parte superior del conducto de escape de la turbina, la parte inferior de la caja del generador de gas y las válvulas de drenaje de combustible estaban trabadas y deformadas a causa del impacto.

También estaban deformados y rotos por el golpe la mayoría de los componentes del sistema de lubricación y tenían importantes deformaciones los elementos del sistema neumático.

El mando electrónico de la velocidad estaba arrancado y abollado y su conector eléctrico se había desprendido también durante el choque contra el suelo. Los inyectores de combustible junto con las tuberías y la válvula de flujo y descarga

estaban en su sitio. No obstante, varias de las tuberías estaban dobladas y deformadas.

La unidad de control de combustible, la bomba de combustible, el aceite del calentador de combustible, la válvula de purga del compresor, el governor y los cables de encendido estaban intactos.

Las líneas neumáticas de suministro de los controles no tenían fugas de aire, según se demostró en la prueba de presión que se hizo. Las tuercas se encontraron apretadas y aseguradas.

El rotor del compresor estaba agarrotado al intentarlo girar manualmente, pero no había daños ni ningún objeto extraño en la primera etapa ni en los álabes de entrada.

Se retiró el detector de partículas metálicas de la caja de accesorios y estaba limpio. También estaban limpios y con buen color, tanto el aceite que se sacó al drenar el depósito de aceite del cárter como el filtro. Mirando desde el conducto de escape las puntas de los álabes de la turbina de potencia, se constató que ninguna estaba fracturada y que la turbina podía girar libremente.

Se desmontaron los accesorios del motor y los controles, es decir, la unidad de control de combustible, la bomba de combustible, el governor, el calentador de aceite y la sonda de velocidad y se probaron en banco, comprobándose que todos ellos estaban operativos

Se abrió el motor quitando la brida que separaba la carcasa del generador de gas y el conducto de escape de la turbina para ver el conjunto de disco, comprobando que todo estaba en su lugar aunque el rotor del compresor giraba con dificultad. Se retiró el ensamblaje de la caja de accesorios y se vio que la unidad de acoplamiento estaba bien ensamblada con el conjunto del rotor del compresor, lo que hacía posible que este pudiera girar libremente, sin resistencia ni con ningún ruido anormal. Los segmentos de cubierta y los álabes mostraban buena condición sin que se vieran marcas de rozamiento.

La bomba de presión de aceite se desmontó de la caja de accesorios y se constató que el conjunto de engranajes presentaba dificultades para engranar y para girar, aunque la bomba si giraba libremente. Se desmontó también el conjunto de equilibrado del rotor del compresor viendo que sus componentes estaban en buenas condiciones.

Los daños que se encontraron en la zona de potencia del motor estaban directamente relacionados con el impacto.

Como conclusión se puede afirmar que el examen del motor demostró que éste estaba parado cuando el helicóptero impactó contra el suelo, que no se observaron anomalías externas ni internas en el motor que hubieran impedido su normal funcionamiento antes del golpe contra el suelo y que todos los daños observados en los componentes del motor sucedieron como resultado del impacto de la aeronave contra el terreno.

1.16.2. Análisis de la radiobaliza (ELT) en el laboratorio

La radiobaliza no presentaba ninguna anomalía que le impidiera transmitir con normalidad. Ésta fue la conclusión a la que se llegó después del estudio y análisis de la misma que se realizó en un laboratorio de aviónica en España.

En la inspección externa que se realizó, se observaba que no tenía conexión de antena por estar seccionado el cable durante el impacto en el momento del accidente. Tampoco había conexión de control remoto y de grabación de datos, porque los cables estaban seccionados a causa del impacto

La codificación de la radiobaliza coincidía con la etiqueta externa. La fecha de caducidad era enero de 2020, por lo que estaba dentro de los márgenes.

El interruptor estaba en la posición (ON) y ligeramente doblado, como consecuencia también del impacto. La luz de indicación (de color rojo) parpadeaba con una luz tenue al encenderla, lo que es indicativo de que estaba transmitiendo, dando la impresión de que el estado de la batería era de baja capacidad, como posteriormente se comprobó en las pruebas realizadas en el laboratorio.

Después de la inspección exterior se realizó un análisis detallado en el laboratorio, para lo que fue necesario utilizar una fuente de alimentación externa, porque la batería interna le suministraba una tensión de 6.6 v, que era insuficiente para realizar ningún tipo de pruebas, ya que la batería necesita operar con una tensión nominal de 9 v.

La primeras pruebas se hicieron con una tensión un poco inferior (8.6 v) para simular una batería con una carga menor que la nominal y estudiar la respuesta que daba, es decir, cuál era la calidad de la de transmisión. Se realizaron pruebas en distintas frecuencias y se obtuvieron los resultados siguientes:

Frecuencia 121.5 MHz

Transmisión de frecuencia 121.4945 MHz. (± 0.006 MHz); Tonos correctos; Modulación $> 99\%$; Potencia 0,13 w, que es correcta, ya que el mínimo exigido es 0,1 w; Los parámetros analizados estaban dentro de lo normal para esta frecuencia.

Frecuencia 243.0 MHz. (± 0.012 MHz)

Frecuencia de transmisión 242.8204 MHz, que estaba desplazada, es decir, por debajo de las especificaciones del fabricante; Potencia 0,14 w, que estaba dentro del margen, ya que la mínima era 0,1 w.

Frecuencia 406.0256 MHz. (± 0.002 MHz)

Esta codificación era correcta y coincidía con la de la etiqueta externa de la unidad; Potencia 3.7 w, que estaba bien, ya que la mínima era 3,1 w.

1.16.3. Análisis en laboratorio de la sonda de baja cantidad de combustible (LLS)

En las dos pantallas instaladas en cabina que presentaban los parámetros de los motores (Engine Display Unit – EDU) no quedó registrado ningún aviso respecto a la cantidad de combustible, por lo que para verificar si hubo algún fallo de la sonda, se realizó un primer análisis de la misma en el mismo laboratorio especializado en aviónica de España, en el que se analizó la radiobaliza, que estuvo acabado a finales de enero de 2016.

La conclusión del análisis realizado fue que no se puede descartar, ni asegurar un fallo en la sonda de bajo nivel de combustible (LLS) debido al estado de los contactos observados en el análisis.

La sonda de indicación de baja cantidad de combustible (LLS) va alojada en el interior del aforador que va montado en la parte delantera del depósito de combustible del lado izquierdo y sirve para saber si el combustible está por debajo de 45 Kg.

Un posible fallo en la sonda solo se puede detectar cuando se realiza un test en la pantalla EDU, el cual solamente se puede realizar cuando el helicóptero está en modo tierra, es decir cuando las revoluciones del rotor son menores del 75% ($NR < 75\%$). En el test se comprueba si aparecen los mensajes ENG FIRE y FUEL LOW en la pantalla EDU 1, que duran 4 s y luego se apagan. En caso de fallo en la cadena de detección de bajo nivel de combustible, el mensaje presentado en la EDU 1 es F LOW FAIL

En caso de fallo del sensor de la bomba (Jet pump que está localizada en la parte anterior del tanque izquierdo) en situación de vuelo, es decir con las revoluciones

del rotor por encima del 75% ($NR > 75\%$) no tendremos aviso en las pantallas EDU y tampoco será registrado dicho fallo en FAULT LOG ni en EXCEEDANCE LOG.

En vuelo ($NR > 75\%$) solo queda registrado en FAULT LOG el aviso de FUEL LOW (combustible está por debajo de 45 Kg.), como sí quedó registrado en dos fechas concretas, el 5 de julio de 2014 y 21 de julio de 2014, según se pudo ver en los registros de las pantallas del EDU.

En caso de fallo del sensor en vuelo, pueden darse las dos situaciones siguientes:

- a.- Que la cantidad de combustible sea mayor de 45 Kg y dé aviso de **FUEL LOW** el cual quedaría registrado en **FAULT LOG**.
- b.- Que la cantidad de combustible sea menor de 45 Kg. y **NO** dé aviso de **FUEL LOW** el cual **NO** quedaría registrado en **FAULT LOG**, aunque el sistema de indicación de cantidad de combustible nos indicaría la cantidad en la pantalla EDU 2. Es el resultado de un fallo del sensor de bajo nivel de combustible.

No se pudieron realizar pruebas funcionales debido al mal estado en el que estaba.

Tampoco quedaría registrado en FAULT LOG si fallase la cadena de detección porque no se transmitiese información desde la FCU al EDU.

La sonda, lleva un sensor, que es de tipo inductivo, el cual se dividió en dos partes para su análisis. Por un lado, el flotador y la bobina, y por otro lado, la placa del circuito oscilador y sus componentes asociados. Estas dos partes están unidas por unas patillas (pines) por medio de una soldadura de estaño.

El sistema flotador estaba roto (probablemente debido al impacto), pero no impedía el desplazamiento del mismo, por lo que su funcionamiento se podía considerar como correcto.

La resistencia de la bobina "COIL" desde los pines que se unen con la placa de circuito impreso del sensor era 4,8 ohm, que es también correcto para este tipo de sensor.



Figura 11. Partes de la sonda LLS

En el análisis de la placa se apreciaban soldaduras frías o muy blandas, las cuales podrían haber producido falsos contactos y por lo tanto fallos intermitentes tanto en la placa del sensor como en las probetas, dando lugar a indicaciones erróneas de la cantidad de combustible.

El análisis destacaba que en la placa del sensor, las soldaduras con los pines mostraban señales claras de haberse soldado sobre soldaduras anteriores en alguna ocasión.

En la placa de circuito impreso también se apreciaba desprendimiento de los contactos de varios componentes que de acuerdo con el criterio del laboratorio que realizó el estudio podrían deberse tal vez a soldaduras frías, que podrían haber producido fallos intermitentes.

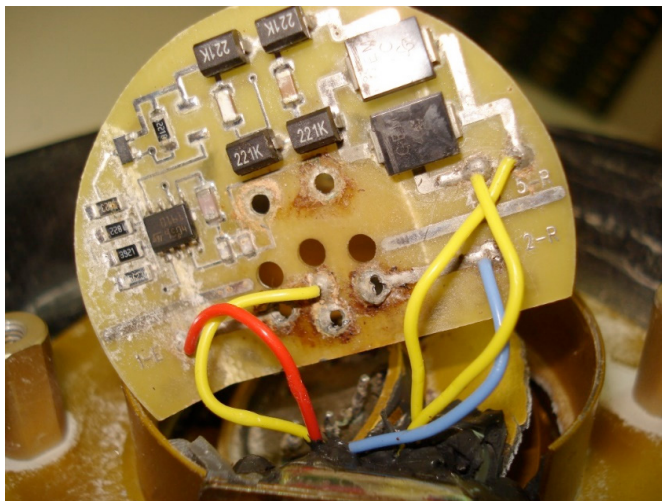


Figura 12. Placa de la sonda LLS

1.16.4. Análisis en laboratorio de todas las sondas de indicación de combustible

Ante los resultados obtenidos y teniendo en cuenta que el conjunto donde se aloja la sonda que mide el bajo nivel de combustible fue cambiado en agosto de 2008 por el operador y no constaba que fuera reparada, se quiso profundizar todavía más y se envió en julio de 2016 para un estudio detallado al laboratorio de la Autoridad de Investigación de Francia (Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile - BEA), ya que el fabricante de la sonda es francés.

Junto a esta sonda se enviaron también los otros tres aforadores que iban instalados respectivamente, uno en el depósito izquierdo (en la parte trasera) y los otros dos en el depósito derecho. Estos tres elementos, como ya se ha dicho anteriormente, solamente dan indicación de cantidad de combustible.

La conclusión de estos exámenes sería que en principio no parece que la sonda delantera del depósito izquierdo estuviera en un estado que impidiera enviar una señal correcta de bajo nivel de combustible (LLS), pero en las otras tres sondas restantes (sin LLS) se encontraron puntos que parecían tener soldaduras frías que podrían ocasionar falsos contactos y por lo tanto transmitir a la unidad de control de combustible FCU indicaciones erróneas. Por tanto, estos exámenes no han podido descartar, ni asegurar un fallo en los componentes examinados.

Se realizó un primer examen a finales del mes de julio de 2016, un segundo análisis en septiembre de 2016 y un tercer y último examen a finales de octubre de 2016.

Cada sonda consta de una placa de circuito integrado (Printed Circuitry Board – PCB), del propio circuito integrado (Integrated Circuit - IC), de una placa de aislamiento (Insulation Plate –IP), del dispositivo montado superficial (Surface Mounted Device – SMD), del circuito integrado de pequeño esquema (Small Outline Integrated Circuit – SOIC), del sensor de bajo nivel (Low Level Sensor – LLS) y de un conector de formato DB9 D-Sub con 9 pines.

La primera inspección visual se encaminó a determinar si en la sonda delantera izquierda se observaba alguna anomalía inicial que pudiera indicar por qué no dio indicación de bajo nivel de combustible. Esta primera inspección mostró que la placa donde se aloja el circuito integrado y el correspondiente circuito integrado estaban rotos como consecuencia del impacto.

La segunda inspección se realizó en las instalaciones del fabricante de las sondas bajo la dirección del BEA. En este análisis se constató que las cuatro sondas estaban severamente dañadas y por consiguiente no se pudieron hacer pruebas funcionales a ninguna de ellas.

Había trazas de un polvo blanquecino en la superficie del cuerpo de aluminio, cuya procedencia no se llegó a poder determinar. Se realizaron diversas medidas para ver la continuidad y la resistencia de algunos de los componentes pasivos constatándose que los valores eran los nominales y que no había cortocircuitos en ninguno de los elementos analizados.

Los cinco cables que van de la placa al conector DB9 tenían soldaduras en buen estado.

Durante la inspección, el fabricante de las sondas informó de que la fabricación de las tarjetas electrónicas (PCB), tanto las que llevan la circuitería propia del LLS como las que no, se subcontratan a otro proveedor y en el proceso para conectar la placa a los sensores que van sumergidos se aplica un proceso de soldadura manual. También informó de que no había hecho ninguna reparación en la sonda.

Lo que sí hace el fabricante de la sonda es comprobar la calidad de las soldaduras antes de ensamblar los distintos componentes de la sonda. Después se realiza el control y la calibración de los sensores.

La última inspección se realizó de nuevo en las instalaciones del BEA con el fin de comprobar la conexión entre el PCB y el sensor flotante y entre también entre el PCB y el conector (DB9).



Figura 13. Sondas de los depósitos inferiores objeto del estudio



Figura 14. Esquema de los elementos de la sonda

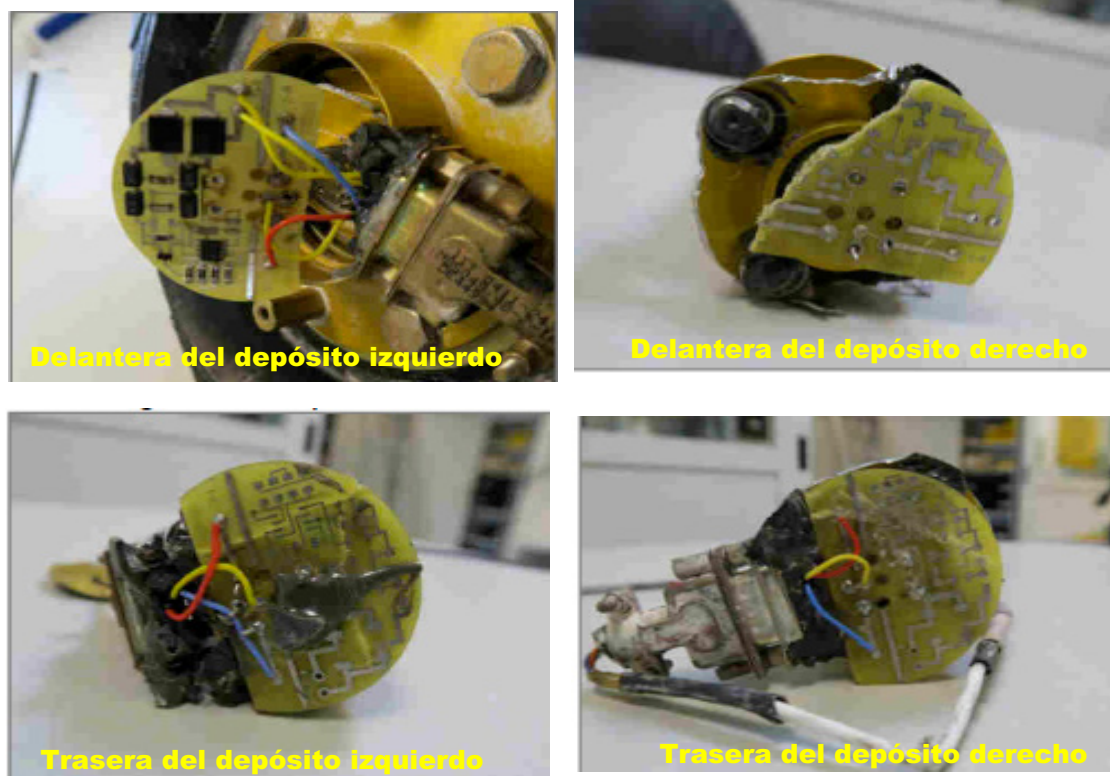


Figura 15. Estado de las placas base de las sondas

Respecto a la sonda delantera del depósito izquierdo los componentes no mostraban ninguna evidencia que indicase que se hubiera podido producir un fallo funcional antes del impacto ya que las soldaduras de la placa PCB y del SMD estaban en buenas condiciones al igual que los elementos de contacto entre la placa PCB y el aislamiento IP, lo que sería indicativo de que la señal de los sensores tanto del nivel de combustible como el de bajo nivel de combustible, LLS estaban en condiciones de enviar una señal buena al conector DB9 antes de que se produjera el impacto. Lo que sí se detectó es que había restos de lo que parecía una posible reparación en la placa PCB.

La sonda delantera del depósito derecho también presentaba condiciones que hacían pensar que la señal que se transmitió al conector DB9 fue buena. Sin embargo, el examen mostró roturas de las soldaduras en algunos pines del IP, similares a las que aparecen cuando se realizan soldaduras frías.

Las dos sondas traseras presentaban igualmente en las patillas del conector DB9 indicios de soldaduras frías.

1.16.5. Estimación de las variables de vuelo en los últimos instantes

Se solicitó al fabricante de la aeronave que hiciera una simulación sobre el comportamiento dinámico del helicóptero en el caso de un impacto con severidad elevada como ocurrió en este accidente, partiendo de las deformaciones que se produjeron.

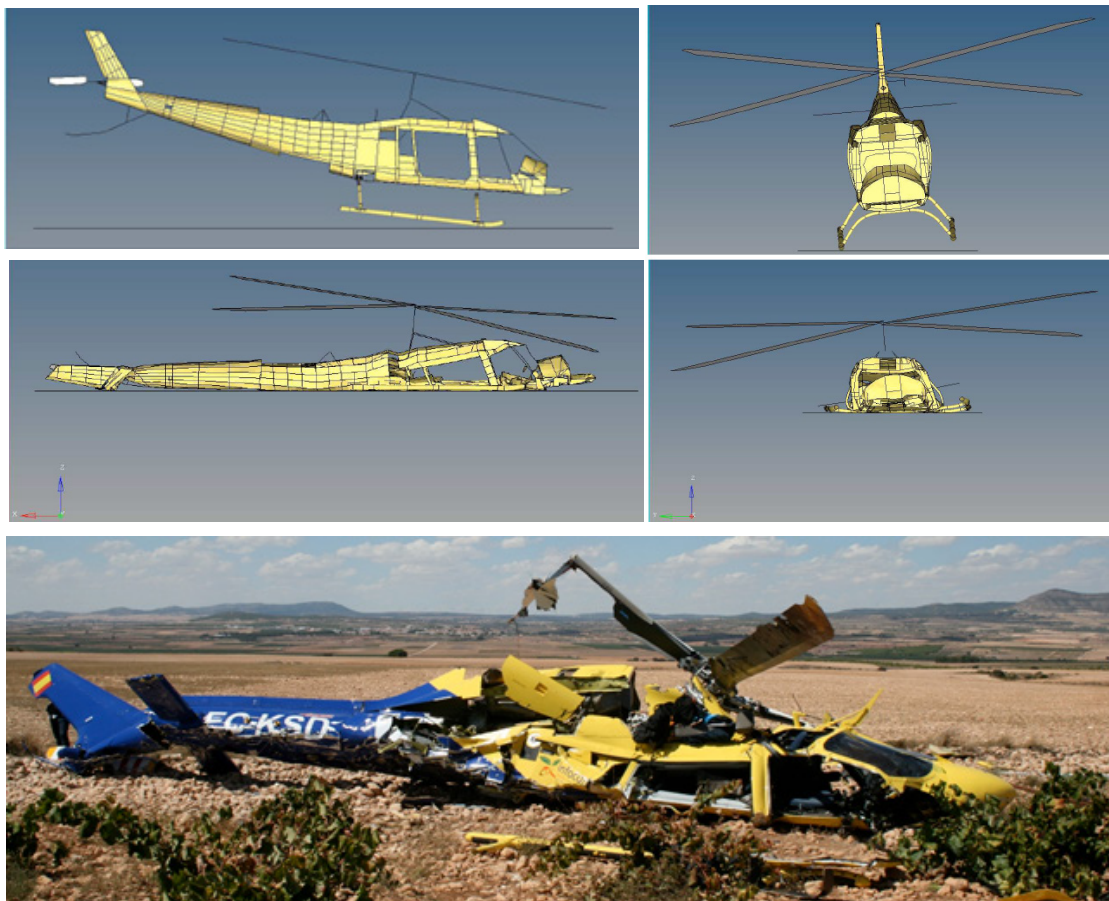


Figura 16. Modelo de simulación dinámica realizado por el fabricante

Aunque no había datos iniciales, se realizaron varios modelos que simulaban unas deformaciones que fueran similares a las que realmente tuvo el helicóptero. Se trataba de ver la energía aproximada a la que se produjo el impacto para poder estimar la velocidad vertical con la que el helicóptero llegó al suelo y poder así establecer la altura desde la que se precipitó después de culminar la maniobra de autorrotación.

Se consideraron varios supuestos de velocidad y de actitud del helicóptero en el momento del impacto, viéndose que el que más se ajustaba, dada la posición en la que se encontró a la aeronave, era el de una caída vertical, con un ligero ángulo de cabeceo de 5 ° hacia adelante y un pequeño ángulo de balanceo de 5° a la derecha.

En cuanto a la velocidad vertical en el momento del impacto, se barajaron cuatro posibles velocidades, concretamente, 20 m/s, 30 m/s, 35 m/s y 40 m/s¹⁰ y de todas ellas se consideró como la más factible la de 20 m/s. Los cálculos que se hicieron se exponen en el Anexo 1 y concluyeron con que la altura desde la que cayó sin velocidad horizontal estaba en torno a 23 m.

1.17. Información sobre organización y gestión

1.17.1. Junta Castilla - La Mancha

En el contrato entre la JCCLM y el operador, para la prestación del servicio de catorce helicópteros y siete aviones adscritos al Plan INFOCAM, se describen las condiciones técnicas que debían cumplir los medios aéreos que participen en las campañas contraincendios de la Comunidad de Castilla - La Mancha durante los años 2014 y 2015.

En el punto 4.1 Tipos de aeronaves y características, se exponen entre otras, las condiciones relativas a las del helicóptero accidentado, que era del TIPO A.

Los helicópteros TIPO A (se divide en subíndices en función del tiempo de contratación), a contratar, serán un total de ocho (8) y deberán ajustarse a las siguientes especificaciones mínimas:

- Helicóptero de turbina, con un mínimo de 4 palas en el rotor principal.
- Capacidad para el transporte de 7 personas como mínimo, excluida la tripulación, sentadas y provistas de su equipo de trabajo y medios auxiliares.
- Potencia al despegue mínimo de 1002 SHP.
- Potencia máxima continua mínimo de 872 5HP.
- Velocidad de crucero mínima: 257 Km/h.
- Capacidad máxima de carga al gancho mínimo 1.400 Kg.
- Provisto de helibalde tipo bambi-bucket con capacidad entre 910 l y 1.000 l. Este volumen incluye el dispositivo de inyección de agente espumógeno.
- Equipo de inyección de agente espumógeno con capacidad para 45 l como mínimo.
- Tren de aterrizaje de tipo Ski.

¹⁰ 20 m/s son 72 Km/h o 3.937,2 ft/min - 30 m/s son 108 Km/h o 5.905,8 ft/min - 35 m/s son 126 Km/h o 6.889,8 ft/min y 40 m/s 144 -Km/h o 7.873,8 ft/min.

- Autonomía mínima de 2 h.
- Dispondrá de puertas correderas operativas a ambos lados del fuselaje para facilitar el embarque y desembarque del personal.

El modelo de helicópteros corresponderá a un Certificado de Tipo acorde a las especificaciones de la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA), o la FAR 29 de la Federal Aviation Administration (FAA) de Estados Unidos.

Las capacidades exigidas deben ser entendidas tanto en la posibilidad técnica o teórica de cada aparato como en su aspecto legal, esto es: la aeronave estará calificada y autorizada en España para poder ejecutar estas prestaciones por la Dirección General de Aviación Civil (DGAC) o la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) y demás Organismo competentes.

- También obligaba a llevar operativa una radiobaliza de emergencia ELT.
- Igualmente exigía llevar otra baliza para el seguimiento de flota.

Estas especificaciones se realizan por parte de las CCAA y también por parte del MAPAMA, pero en la fase de adjudicación AESA no realiza ninguna supervisión de que se cumple lo especificado porque la normativa actual no lo exige.

1.17.2. FAASA. Partes de vuelo. Información sobre el repostaje de combustible

Los partes de vuelo y mantenimiento están incluidos en el Libro de partes de vuelo y mantenimiento, el cual forma parte del Programa de mantenimiento aprobado por AESA.

En los partes de vuelo y mantenimiento aparece el siguiente encasillado:

*INDICACIÓN / REPOSTAJE			
4D *COMBUSTIBLE			
REP	INI	FIN	Ud

La cumplimentación de estas casillas se describe en las “INSTRUCCIONES DE CUMPLIMENTACIÓN” y entre éstas consta el apartado siguiente:

“4D *COMBUSTIBLE que es un espacio para escribir la indicación de combustible previa al vuelo (INI), la indicación al finalizar el vuelo (FIN), y los repostajes previos al vuelo (hay opción para 2 repostajes previos REP) así como sus unidades.”.

Según constaba en el último parte de vuelo y mantenimiento, antes del vuelo del accidente había 150 Kg y se repostó hasta los 240 Kg de combustible.

1.17.3. Normativa

El día del accidente estaba completamente en vigor la Circular Operativa 16 B de 31 de julio de 1995 del Director General de Aviación Civil, sobre limitaciones de tiempo de vuelo, máximos de actividad aérea y periodos mínimos de descanso para las tripulaciones, en cuyo Anexo 1, en el apartado 4.LIMITACIONES DE TIEMPO DE VUELO Y PRESENCIA FÍSICA, en el punto 4.2.4 establece que en aeronaves de Lucha contra incendios, se deberá descansar cada 2 horas de vuelo, con paradas intermedias de por lo menos 40 minutos por cada 2 horas de vuelo.

A los pocos días del accidente, el Jueves 18 de septiembre de 2014, se publicó en el Boletín Oficial del Estado (BOE) el Real Decreto 750/2014, de 5 de septiembre, por el que se regulan las actividades aéreas de lucha contra incendios y búsqueda y salvamento y se establecen los requisitos en materia de aeronavegabilidad y licencias para otras actividades aeronáuticas, mediante el que se aprueban las normas que regulan las actividades aéreas de lucha contra incendios y búsqueda y salvamento, y las aplicables en materia de aeronavegabilidad y personal de vuelo a las actividades de aduanas, policía, guardacostas u otras similares.

De acuerdo con lo establecido en la Disposición final sexta del citado Real Decreto, desde el 1 de junio de 2015 todo operador aéreo que desee realizar este tipo de operaciones deberá haberse adaptado a los requisitos establecidos en el real decreto y disponer de un Certificado de Operador Aéreo Especial o COE. Mediante Resolución de 26 de diciembre de 2014 de AESA se ha articulado la evaluación de los Manuales de Operaciones elaborados conforme a los requisitos establecidos en el real decreto a través de un proceso dividido en cuatro fases definido en el Anexo a esta Resolución. Por otro lado, y en virtud de lo establecido en la disposición final tercera del Real Decreto, AESA ha publicado siete resoluciones orientativas para la aplicación del mismo y de sus disposiciones de desarrollo. La primera de ellas el 17 de diciembre de 2014 y otras seis más entre el 2 de febrero y el 25 de mayo de 2015.

No obstante el Real Decreto no altera los tiempos de descanso estipulados en la Circular Operativa anterior.

La Ley 1/2011, de 4 de marzo, por la que se establece el Programa Estatal de Seguridad Operacional para la Aviación Civil y se modifica la Ley 21/2003, de 7 de julio, de Seguridad Aérea regula en su artículo 11.2 que reglamentariamente se establecerán los órganos, organismos públicos, entes, entidades, y sujetos, públicos

y privados, obligados por el Programa Estatal de Seguridad Operacional para la Aviación Civil, y el alcance de sus obligaciones.

Este programa es un conjunto integrado de reglamentos y actividades destinado a mejorar la gestión de la seguridad operacional en el Estado. Es decir, es un sistema de gestión para la administración de la seguridad operacional por parte del Estado. Este Programa facilita la toma de decisiones en materia de seguridad aérea con el análisis continuo de la información aportada por los principales actores del sector aéreo español mediante un sistema integrado de gestión.

Posteriormente se publicó el Real Decreto 995/2013, de 13 de diciembre, por el que se desarrolla la regulación del Programa Estatal de Seguridad Operacional para la Aviación Civil. En el ámbito de este Real Decreto no se identificó a la Dirección General de Desarrollo Rural y Política Forestal como uno de los organismos públicos que han de integrarse en el programa.

Por otro lado, el día del accidente estaba en vigor el Real Decreto 401/2012, de 17 de febrero, por el que se desarrolla la estructura orgánica básica del Ministerio de Agricultura, Alimentación y Medio Ambiente que establecía en su artículo 10 las competencias de la Dirección General de Desarrollo Rural y Política Forestal. Entre estas funciones cabe destacar la participación en la elaboración de los planes de protección de montes y, en especial, en la defensa contra incendios forestales.

Actualmente el departamento se denomina Ministerio de Agricultura y Pesca, Alimentación y Medio Ambiente (según el Real Decreto 415/2016, de 3 de noviembre, por el que se reestructuran los departamentos ministeriales. (BOE 04-11-2016) pero la Dirección General de Desarrollo Rural y Política Forestal sigue existiendo con las mismas competencias (Real Decreto 424/2016, de 11 de noviembre, por el que se establece la estructura orgánica básica de los departamentos ministeriales).

Para la lucha contra los incendios forestales el Ministerio de Agricultura y Pesca, Alimentación y Medio Ambiente dispone de aeronaves de gran capacidad durante todo el año para cubrir las solicitudes de apoyo de las comunidades autónomas.

Durante la campaña de verano, así como durante los meses de invierno con mayor riesgo de incendios forestales, el dispositivo existente se refuerza con la contratación de otras aeronaves y Brigadas helitransportadas de refuerzo (BRIF), además de Unidades Móviles de Meteorología y Transmisiones (UMMT) y Aeronaves de Comunicaciones y Observación (ACO), que se distribuyen por todo el territorio nacional.

Para la coordinación y planificación en materia de incendios forestales, el Ministerio de Agricultura, Alimentación y Medio Ambiente creó el Comité de Lucha Contra Incendios Forestales (CLIF), que es un comité de carácter técnico, formado por representantes de todas las administraciones competentes en materia de incendios forestales, y presidido por el Subdirector General de Silvicultura y Montes dependiente de la Dirección General de Desarrollo Rural y Política Forestal del MAPAMA. Se reúne dos veces al año, antes y después de la campaña estival, para coordinar las actuaciones de defensa contra incendios a nivel nacional.

En el CLIF se presenta a las comunidades autónomas el Plan de Campaña Anual de despliegue de medios estatales del MAPAMA. Posteriormente este Plan es aprobado por los correspondientes Directores Generales, en Conferencia Sectorial de Medio Ambiente y finalmente en Consejo de Ministros.

1.18. Información adicional

1.18.1. *Antecedentes. Recomendaciones preliminares*

Ante el riesgo de que pudiera repetirse en la campaña de lucha contraincendios del año 2015 un retraso muy prolongado en localizar casualmente a la aeronave accidentada, se emitieron dos recomendaciones, dirigidas a la Comunidad Autónoma de Castilla – La Mancha y a FAASA respectivamente, con el objetivo de mejorar la respuesta en lo que a supervivencia se refiere, en el caso de que alguna de las aeronaves con las que trabajan sufriese un accidente.

REC. 4/15. Se recomienda a la Consejería de Agricultura de la Junta de Comunidades de Castilla – La Mancha que establezca un procedimiento que garantice la monitorización periódica de las aeronaves que realizan trabajos relacionados con sus competencias y que en caso de accidente permita una detección temprana del suceso.

REC. 5/15. Se recomienda a FAASA Aviación que en colaboración con los clientes para los que opera, establezca los mecanismos necesarios para asegurar que todas sus aeronaves están localizadas y que en caso de accidente permita una detección temprana del suceso.

Las dos recomendaciones se publicaron el 25 de marzo de 2015.

Seguimiento de recomendaciones

Respecto a la **REC. 4/15**, el 9 de abril de 2015 se informó a la Dirección General de Montes y Espacios Naturales de la Junta de Comunidades de Castilla - La Mancha

de la emisión de la recomendación de seguridad preliminar REC 04/15 y se solicitó una respuesta en el plazo legal estipulado de 90 días. El 15 de septiembre de 2015 se reclamó de nuevo una respuesta.

El 29 de septiembre de 2015 se recibió la respuesta de la Dirección General de Política Forestal y Espacios Naturales, de la Consejería de Agricultura, Medio Ambiente y Desarrollo Rural de la JCCLM en la que se detallaban las medidas adoptadas en respuesta a la mencionada recomendación:

“Como primera medida técnica y testada, para garantizar la monitorización de todas las aeronaves que prestan servicio a la Consejería de Agricultura, ha sido la implementación de un módulo de alertas en la aplicación de control de flotas ‘Plataforma Monitor’, instalada en cada uno de los 5 centros operativos provinciales (COP) así como en el centro operativo regional (COR), de manera que permita detectar, rápidamente, al usuario del sistema ante una pérdida de señal de alguno de los medios aéreos que estén en vuelo. El nuevo módulo de alertas implementado en el seguimiento de flota es capaz de generar avisos visuales y sonoros en cada una de las pantallas de los centros de mando, ante la falta de recepción de nuevas posiciones de medios aéreos en estado ‘en vuelo’. Las características del nuevo módulo de alertas, las cuales pueden ser configurables según necesidades, son:

- Tiempo de aviso de alerta configurable. Actualmente está configurado para que salte a 5 minutos de la recepción de la última posición. Se puede configurar desde 1 segundo a 15 minutos.
- Configuración personalizada de tiempo de alarma por aeronave. A cada aeronave se le puede configurar un tiempo de alarma por pérdida de señal, dependiendo del tipo de aeronave y los trabajos que vaya a realizar. Se pueden ajustar según necesidades.
- Histórico de alertas cada 6 horas. Si el operador no tuviera abierto el programa ‘Plataforma Monitor’, recibirá las alertas generadas mientras estuvo cerrado el programa con una antigüedad de 6 horas.
- Check de verificación de resolución de alarma. Todas las alertas generadas por el sistema deberán ser reseteadas mediante un comando específico, una vez estén resueltas, como parte de la verificación de su resolución. Cualquier alarma que no sea reseteada hará que el sistema genere nuevos ‘warnings’ cada 10 minutos como recordatorio de la misma.

Otra medida adoptada para el control del módulo de alertas descrito anteriormente, ha sido designar a personal específico para el manejo y control de dicha plataforma, tanto en el Centro Operativo Provincial (COP) como en el Centro Operativo Regional (COR), de manera que se pueda detectar de manera temprana cualquier tipo de alerta generada por el sistema. Ante cualquier pérdida de señal de un medio aéreo,

se ha creado a nivel de las salas COR y COP un procedimiento de trabajo a seguir por el personal de guardia en el momento de su detección. Actualmente se encuentra en fase de borrador, pues está siendo comprobado en cada uno de los incendios, para poder detectar posibles deficiencias y, por tanto, poder mejorarlo. A continuación se expone el borrador de dicho procedimiento:

1ª alarma en Monitor (5 min)

Operador Fidias COR: Informar a Técnico y seguimiento de la incidencia.

Operador Fidias COP: Informar a Técnico y estar atento a la emisora para comprobar si es únicamente una pérdida de cobertura.

2ª alarma en Monitor (15 min)

Operador Fidias COR: Llamada al operador Fidias COP para confirmar que están al tanto de la incidencia y ponerse en contacto con la BIFOR mediante mensaje Telegram y con la coordinación aérea, en caso de que hubiese.

Operador Fidias COP: Comunicárselo al emisorista para que intente ponerse en contacto con el medio aéreo y en caso de no ser posible con la coordinación aérea, si la hubiese.

3ª alarma (25 min)

COR: Organizar una búsqueda aérea del medio, ponerse contacto con Aviación Civil¹¹ e informar al 112 e informar telefónicamente a la empresa del medio aéreo desaparecido.

Otra medida a adoptar en el próximo Pliego de Medios Aéreos será exigir a las empresas operadoras la incorporación en sus aeronaves de balizas de posicionamiento con transmisión dual (GPRS/Satelital), es decir, balizas que transmiten por GPRS cuando existe este tipo de cobertura y que pasan a enviar automáticamente vía satélite cuando desaparece la cobertura GPRS. De esta forma se garantizaría la comunicación constante e ininterrumpida de datos desde la aeronave con el sistema de alarmas 'Plataforma Monitor'. La pérdida de señal de una aeronave con este tipo de balizas generaría una alerta en el sistema con la garantía de que dicha alarma no es debida a una pérdida de cobertura de red".

Por parte de la CIAIAC la respuesta de la Consejería de Agricultura de Castilla - La Mancha se consideró satisfactoria, estimándose que con las medidas adoptadas se respondía adecuadamente a la recomendación, especialmente con la implementación del módulo de alertas en la plataforma de seguimiento de aeronaves que permite detectar la pérdida de señal de los medios aéreos en vuelo y se consideró que la recomendación podía darse por cerrada.

¹¹ Se están refiriendo a la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil

En lo que se refiere a la **REC. 5/15**, el 9 de abril de 2015 se informó a FAASA Aviación de la emisión de la recomendación de seguridad preliminar REC 05/15 y se solicitó una respuesta en el plazo legal estipulado de 90 días. El 15 de septiembre de 2015 se reclamó de nuevo una respuesta. El 17 de septiembre de 2015 FAASA, respondió comunicando que había realizado una modificación en su Manual de Operaciones LCI-SAR para implementar la recomendación, lo que se plasmaba en el Capítulo 2, apartado 2.3 de la Parte A del MO LCI-SAR, que ya había sido aprobado por AESA el 31 de mayo de 2015. El párrafo del Manual de Operaciones donde viene reflejado la aplicación, como medida mitigadora, de establecer un mecanismo que asegure que todas las aeronaves están localizadas y en caso de accidente permita una detección temprana del suceso es el que se transcribe a continuación, recalcando también que todas las aeronaves de FAASA Aviación tienen una baliza para su seguimiento, y esto es un complemento a lo que se ha aplicado en el MO LCI-SAR a partir del 1 de junio de 2015”.

“El objetivo del control operacional es el de promover la seguridad, la regularidad y la eficacia de las operaciones, a través de la supervisión de los vuelos de las aeronaves de FAASA Aviación, durante su inicio, desarrollo y finalización. Este control operacional es ejercido desde el centro de actividad principal, alcanza a todos los vuelos bajo COE, incluyendo también las operaciones realizadas sobre las aeronaves operadas en Dry-lease y sobre bases remotas.

La coordinación de la operación en zona, es supervisada desde los propios Centros de Coordinación de Emergencias de las distintas administraciones, las que monitorizan, controlan, supervisan y dirigen todas las operaciones LCI/SAR, manteniendo enlace radio permanente con las aeronaves. No obstante, FAASA Aviación establece un procedimiento para ejercer el control operacional de una manera más eficaz, el cual se describe a continuación:

1. Seguimiento de flota con personal autorizado para poder realizar dicho seguimiento a través de los ordenadores y en observación durante los horarios de trabajo en las instalaciones de FAASA.
2. Al no tener una persona dedicada 24 horas al día al seguimiento de flota, se dispone de un procedimiento a aplicar por el comandante de aeronave, el mecánico o ayudante en base, los coordinadores de zona y el ROV, que consiste en lo siguiente:
 - a. Responsabilidades y funciones del comandante de aeronave (Zona de despacho automático o misma provincia):
 - i. El comandante de aeronave deberá notificar al mecánico o ayudante cada arribo una vez haya sido despachado a un vuelo vía teléfono o mensaje, para tener la seguridad de que dicha aeronave no ha tenido ningún percance.

- ii. Se crea una «fase de incertidumbre», la cual da comienzo transcurridas 2h 30 min una vez haya sido despachada la aeronave y sin haber recibido el mecánico o ayudante, la notificación de arribo por parte del comandante de aeronave o cualquier otra persona o entidad del dispositivo, el mecánico deberá intentar contactar con el comandante de aeronave.
 - iii. Si no recibe contestación por parte del comandante de aeronave, el mecánico o ayudante llamará al piloto coordinador de zona para explicar la situación y éste a su vez, llamará al ROV, para que se tomen las medidas oportunas por parte de la Compañía.
- b. Responsabilidades y funciones del comandante de aeronave y mecánico o ayudante (Despacho fuera de la provincia donde se encuentra la aeronave):
- i. El comandante deberá aplicar todo lo expuesto anteriormente y llamar al piloto coordinador de su zona cada despegue y cada aterrizaje, de tal manera que se ejerza un control continuo y se pueda prestar, llegado el caso, el apoyo logístico necesario para que la tripulación pueda ejercer su trabajo con normalidad.”

La recomendación se consideró cerrada por parte de la CIAIAC con el procedimiento de control operacional puesto en práctica por FAASA Aviación y recogido en su Manual de Operaciones LCI/SAR, y con la medida adicional de dotar a sus aeronaves de una baliza para su seguimiento, se daba una respuesta satisfactoria a la recomendación de seguridad REC 05/15.

1.18.2. Entrevistas a testigos

Durante la investigación se obtuvo el testimonio de varios pilotos y mecánicos que trabajaban para el operador, que informaron de que aunque en el parte de vuelo y mantenimiento constase que normalmente se despegaba habiendo repostado 240 kg, en realidad, y según su declaración, era práctica habitual entre muchos pilotos repostar 290 kg. Estos 50 kg de exceso de combustible por encima de lo que figuraba en el parte, representa un 20 % más.

Otra cuestión que se comentó y que conviene resaltar es que todos los días se drena el depósito de combustible sacando una cantidad aproximada de al menos 0,5 l, para comprobar si el combustible tiene agua u otras impurezas.

Entrevista al Técnico de Mantenimiento que repostó el helicóptero

Es Técnico de Mantenimiento de Aeronaves (TMA) sin habilitación alguna, licencia E0044989 y el día del accidente estaba destinado en la base de Villahermosa como personal de apoyo del helicóptero AGUSTA AW 119 Koala y era quién repostaba habitualmente esa aeronave.

La única inspección que puede realizar a ese modelo de helicóptero es la CMR de 25 h. De acuerdo con su declaración el último repostaje efectuado a la EC-KSD fue el 9 de septiembre de 2014 y se echaron 146 l. Al repostar registra la empresa, la matrícula y lo que marca el totalizador de la bomba del depósito.

Comentó que creía que el día del accidente, el helicóptero salió a volar cargado con 280 Kg o tal vez 290 Kg. También informó que la secuencia que se seguía en la Base de Villahermosa y que fue la misma que el día del accidente es la siguiente:

- 1) Se recibe el aviso en la Base
- 2) El piloto se pone el mono si no lo llevaba puesto
- 3) El piloto realizó la inspección pre vuelo por segunda vez (ya la había realizado a primera hora de la mañana)
- 4) A las 15:45 h salió el helicóptero de la Base de Villahermosa
- 5) La hoja de despacho de vuelo la firmó el piloto
- 6) Descapotó el lado derecho del motor y examinó el eje que une la turbina a la transmisión.

El día del accidente, sobre las 19:30 horas, o quizás un poco más tarde, la persona encargada de la emisora, que es el único que quedaba en la base junto a él le comunicó que el helicóptero iba a repostar en la base de Carcelén.

Sobre las 20:00 horas (o incluso un poco antes) el encargado de la emisora le dijo que había habido un accidente y acto seguido habló con el TMA certificador y responsable de todos los helicópteros, que era su coordinador y le dijo que no sabía nada del accidente.

El Jefe de Seguridad en Vuelo, tampoco sabía nada. Él era quien hacía los relevos al piloto fallecido. Tienen unos turnos de trabajo de 22 días y el piloto fallecido había comenzado su turno el 9 de septiembre.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

1.19.1. Vuelo de comprobación y sus conclusiones

El 15 de mayo de 2015 se realizó un vuelo de comprobación en circunstancias lo más parecidas posibles a las del día del accidente, tanto en cuanto al peso que llevaba la aeronave, como a las condiciones meteorológicas, con el propósito de obtener el consumo medio de combustible del helicóptero.

Como resultando se obtuvo un consumo medio de 2,3 kg/min. Entrevistando a varios pilotos de este tipo de helicópteros, se sacó como consecuencia que es aceptado en general que el consumo medio para este tipo de helicóptero es 2,4 kg/min.

1.19.2. Relación entre la masa y la autonomía el día del accidente

En la siguiente tabla se refleja las distintas masas que se tuvieron en cuenta para calcular la masa total que tenía el helicóptero al despegar el día del accidente en vacío, es decir, sin combustible:

ELEMENTO	MASA
Peso básico del helicóptero (peso en vacío)	1.728 kg
Personas a bordo (8 personas con un peso medio de 80 Kg por persona)	640 kg
Depósito de agua (helibalde)	62 kg
2 mochilas para agua	34 kg
1 caja herramientas	20 kg
SUMA	2.484 kg

Partiendo de la masa sin combustible de la tabla anterior (2.484 Kg), se puede ver en la tabla siguiente la relación entre la masa y la autonomía de vuelo del helicóptero en las distintas condiciones de vuelo que se pudieron dar el día del accidente:

CONDICIONES EN EL DESPEGUE	MASA		AUTONOMÍA
	COMBUSTIBLE	TOTAL	
Sin haber repostado tras el vuelo anterior	150 kg ¹²	2634 kg	1 h 06 min
Sin haber repostado tras el vuelo anterior más el 20 % de combustible 150 Kg + 30 Kg = 180 Kg	180 kg	2664 kg	1 h 18 min
Combustible a bordo según lo que constaba en el parte de vuelo y mantenimiento	240 kg	2724 kg	1 h 45 min
Combustible con el que normalmente se despegaba según declaraciones de varios pilotos	290 kg	2774 kg	2 h 06 min

¹² Figuraba en el parte de vuelo

La masa máxima autorizada según las tablas del Manual de Vuelo el día del accidente, era 2.650 kg, que supondría haber llevado una cantidad de combustible de 166 Kg y le hubiera permitido una autonomía de 1:12 h.

Para cumplir el requisito de autonomía que era 2:00 h más el combustible de reserva que eran 10 minutos (2:10 h en total), debería haber despegado con 299 Kg de combustible, es decir, con una masa total 2.733 Kg.

2. ANÁLISIS

2.1. Introducción

En la investigación de este accidente se han tenido en cuenta numerosas circunstancias que se van a ir desarrollando a lo largo de los apartados siguientes.

Se va a tratar de explicar por qué se paró el motor, cuál fue el motivo por el que el helicóptero se precipitó contra el suelo y de qué forma se produjo el impacto.

También se va a profundizar en los aspectos relativos a la supervivencia, intentando poner de manifiesto algunas carencias que se han detectado tanto sistémicas como en lo relativo a organización por parte de las distintas CCAA y del MAPAMA.

Finalmente se expondrán una serie de circunstancias y riesgos latentes que se han detectado previos al accidente.

2.2. Estudio del consumo de combustible en el vuelo del accidente

En este caso sabemos que el tiempo de vuelo del helicóptero desde que despegó hasta que se precipitó contra el suelo fue 1:18 h, lo que quiere decir que debería haber consumido durante el vuelo un total de **179,4 kg** (según el consumo calculado de 2,3 Kg/min).

De acuerdo con lo recogido en el último parte de vuelo, el helicóptero tenía un remanente de 150 Kg y fue repostado hasta llegar a los 240 Kg, siendo esta la cantidad con la que teóricamente despegó. En este caso hubiera podido volar 1:45 h, tiempo mayor al que realmente voló.

Según declaraciones de pilotos y mecánicos era práctica habitual despegar con 50 Kg de más (un 20%), aunque en el parte de vuelo y mantenimiento se reflejara que normalmente se despegaba con 240 kg, es decir, que en este caso en realidad hubiera despegado con 290 kg, más cantidad que en el caso anterior y que por tanto le hubiera permitido volar aún más tiempo.

Suponiendo que no hubiera repostado y que el despegue se hubiera realizado con el combustible remanente del vuelo anterior, (150 kg según el parte de vuelo), la autonomía hubiera sido de 1:06 h, es decir, no hubiera podido llegar hasta el lugar del accidente.

Finalmente, considerando la hipótesis de que efectivamente no hubiera repostado después del último vuelo y que tuviera el remanente de 150 Kg reflejado en el

parte de vuelo, si tenemos en cuenta que en realidad a bordo podía haber un 20 % más de combustible, pensando que pueda ser cierta esa práctica habitual de la que hemos hablado, habría despegado con **180 Kg** (un 20 % más de los 150 Kg que habría de remanente).

Estos 180 Kg representan prácticamente la cantidad que se ha calculado que consumió durante el tiempo que realmente estuvo volando, es decir 1:18 h.

Hay que tener en cuenta también, que el helicóptero llevaba cuatro días sin volar y que durante esos días, siguiendo la práctica habitual, se habría drenado el depósito extrayendo una cantidad próxima a los 2 l.

Por lo tanto, todos los datos conducen a pensar que el helicóptero no repostó después del último vuelo y que despegó cargado con una cantidad aproximada de 180 Kg.

2.3. Análisis de los restos

La disposición de los restos en el lugar del accidente era congruente con un impacto prácticamente vertical con una energía muy elevada, ya que las roturas y deformaciones que sufrió el helicóptero se correspondían con las propias de fuerzas de inercia verticales, con una pequeña componente hacia adelante y hacia la derecha.

El estado en el que estaban las palas del rotor principal y las del rotor trasero indicaban claramente que el impacto se produjo con el motor parado.

Los exámenes que se hicieron tanto al motor como a la transmisión eran concluyentes con respecto a que las roturas que se observaban en sus elementos se habían producido después del impacto.

En el caso del motor, el estudio también corroboró que estaba parado antes del impacto.

El escenario del accidente se correspondía con el que cabría esperar en caso de ausencia de combustible, es decir, no hubo fuego a pesar de la elevada energía del choque, no había olor a combustible ni tampoco había derrame que se viera a simple vista, ni el más mínimo resto del mismo que hubiera podido ser absorbido por el terreno, a pesar de que los depósitos estaban rotos tras el impacto y se podía ver el interior de los mismos. De hecho, se estuvo cavando en el terreno que había debajo del helicóptero y se vio que no había combustible más allá de una pequeña mancha superficial que se correspondía con el del remanente no consumible.

Se encontró alguna pequeña cantidad residual de combustible en los filtros del sistema, lo que quiere decir que la parada de motor no sobrevino porque hubiera alguna obstrucción, sino porque la escasa cantidad que quedaba en las tuberías no era suficiente para que las bombas pudieran dar la presión necesaria para hacerla llegar hasta el motor. En este sentido hay que tener en cuenta que el piloto tuvo un aviso en cabina de falta de presión de combustible.

La sonda que además de medir la cantidad de combustible sirve también para detectar un posible bajo nivel de combustible y envía una señal al respecto se analizó en dos laboratorios distintos y aunque las conclusiones a las que llegaron no fueron exactamente las mismas, en ambos estudios sí se puede inferir que no es posible confirmar, ni descartar que la indicación en cabina de la cantidad de combustible fuera errónea o inexacta.

2.4. Desarrollo de los últimos momentos del vuelo antes del impacto

En los últimos instantes del vuelo, no cabe duda de que realizó una autorrotación porque de lo contrario hubiera sido imposible que el helicóptero llegase hasta el suelo solamente con velocidad vertical y estabilizado respecto al eje de cabeceo y también respecto al eje de alabeo.

De acuerdo con lo anterior, los cálculos que se han realizado indicarían que se hizo un descenso en autorrotación y que el frenado del helicóptero levantando la parte delantera (flare) para dejarlo prácticamente sin velocidad y poder tomar tierra se realizó a una altura muy superior a la que debería haberse hecho (partiendo de una determinada velocidad), que estaría en un intervalo en torno a los 6 m -10 m, aproximadamente, es decir que comenzó a caer desde una altura entre 18 m – 21 m, lo que explicaría los daños que presentaba por un fuerte impacto vertical que redujo la altura total del helicóptero en prácticamente un tercio.

2.5. Supervivencia

La radiobaliza iba situada en el piso, inmediatamente detrás de la primera cuaderna del cono de cola sujeta al piso del helicóptero de acuerdo con las instrucciones que daba el fabricante en su manual de uso, es decir, abrochada con una cinta con velcro que se rompió en el impacto. No obstante no iba conectada a la antena de acuerdo con lo expuesto en esas mismas instrucciones del manual porque el cable atravesaba varias secciones estructurales del helicóptero con elementos cortantes.

Aunque estaba armada y tenía carga suficiente no se llegó a disparar sin que se haya podido determinar exactamente por qué motivo no se activó. Lo que sí se

puede afirmar es que en el caso de que se hubiera activado no podría haber transmitido nada más que la señal en un radio de alcance alrededor de la aeronave y no en un radio mayor a través de la antena que se pudiera recibir por parte del Centro coordinación de salvamento del Ejército del Aire (RCC) porque el cable que la unía a la antena se seccionó tras el impacto al interferir con algún elemento cortante, probablemente con la cuaderna a la que atravesaba, al no estar instalado de acuerdo a las especificaciones del fabricante.

Al constatar que se podría repetir en todo el territorio español se emitieron dos recomendaciones dirigidas respectivamente al Operador y a la JCCLM y se dio publicidad de ambas a todas las Comunidades Autónomas y al MAPAMA.

La respuesta a la recomendación por parte de la JCCLM en cuanto a establecer un sistema de seguimiento de las aeronaves que operan en un incendio se ha considerado suficiente para prevenir que un caso similar pueda volver a ocurrir por lo que sería conveniente que un sistema similar dirigido a eliminar este riesgo fuera adoptado por todas las Comunidades Autónomas y también por el MAPAMA, que no cuentan con ningún protocolo que pueda resultar efectivo.

De la misma manera se ha considerado que las medidas establecidas por parte del Operador de la aeronave realizando una modificación en su Manual de Operaciones LCI-SAR, para implementar un procedimiento implicando al comandante de aeronave, el mecánico o ayudante en base, a los coordinadores de zona y el Responsable de Operaciones en Vuelo, obligándoles a realizar una serie de llamadas para asegurarse de que los helicópteros están localizados en todo momento podría ser una solución adecuada que pueda evitar una situación similar a la que hemos descrito.

No hay ninguna norma que tenga como finalidad evitar que un caso similar al que se ha expuesto anteriormente pueda volver a ocurrir y que sea aplicable tanto a las autoridades que tiene las competencias en la extinción de incendios como a los operadores, por lo que sería necesario, que tanto AESA como la DGAC realicen un esfuerzo para generar la normativa necesaria que evite que una situación similar se pueda volver a producir.

2.6. Circunstancias y riesgos latentes previos al accidente

Se ha buscado establecer qué circunstancias previas al accidente podrían haber contribuido a configurar un escenario con ciertos riesgos latentes que no se detectaron y eliminaron a tiempo, así como también las acciones directas que se realizaron.

Los cálculos realizados indican que el helicóptero no se repostó antes del vuelo por motivos desconocidos. La inmediatez en el despegue cuando hay un aviso es un factor de riesgo latente que está asumido y controlado y que no se puede eliminar, pero se puede mitigar dejando el helicóptero bien preparado y en condiciones operativas inmediatamente después de cada vuelo.

Una vez que el helicóptero está en vuelo y se está dirigiendo hacia el lugar del incendio, pueden ocurrir circunstancias que alteren la planificación del tiempo de vuelo que el piloto había hecho, como ocurrió en este caso. Por ello parece que sería de gran ayuda para planificar el tiempo de vuelo, que el piloto contactase lo antes posible con la aeronave que está realizando las labores de coordinación. En este caso, según las informaciones de los distintos testigos, el piloto contactó al llegar al lugar del incendio y la planificación que había hecho hasta ese momento, que era la de dejar a la BIFOR y luego realizar una carga de agua, soltarla sobre las llamas e ir a repostar, tuvo que cambiarla sobre la marcha para hacer otra labor distinta, porque así se lo pidieron.

Un cambio de planes sobre la marcha, como por ejemplo el vuelo realizado al Director de extinción del incendio, sin una planificación previa siempre introduce un factor de riesgo, aunque sea de poca entidad. En este caso le obligó a variar el tiempo de vuelo que tenía planificado y dado que iba muy justo de combustible contribuyó a que el motor se parase antes de lo previsto.

Si existiera la buena práctica de contactar lo antes posible con el medio que está coordinando las labores desde el aire se podría planificar mejor el tiempo de vuelo y se eliminaría otro factor de riesgo.

Durante la maniobra de autorrotación llegó a estabilizar el helicóptero, dado que la caída fue prácticamente vertical y la aeronave no se descontroló ni a lo largo del eje longitudinal ni tampoco con respecto al eje transversal. No obstante aunque poseía una gran experiencia como piloto de helicóptero, realizó incorrectamente la fase final de la maniobra de autorrotación.

3. CONCLUSIONES

3.1. Constataciones

- El helicóptero partió de la base de Villahermosa.
- Arrancó el motor a las 15:43 h y despegó 4 min después llevando a bordo a 7 especialistas de la BIFOR, dirigiéndose al término municipal de Almansa (Albacete) a participar en las labores de extinción de un incendio.
- A la llegada al incendio el piloto contactó con el Coordinador de Medios Aéreos (CMA), que le informó del punto en el que debía desembarcar a la BIFOR. Les dejó en tierra a las 16:30 h.
- Entre las 16:46 h y las 16:54 h dio un vuelo de reconocimiento al Director de extinción.
- A las 16.57 h abandonó la zona del incendio y se dirigió a la base de Carcelén (Albacete), comunicando al CMA que iba a repostar combustible y realizar el tiempo de descanso.
- El helicóptero llevaba a bordo un sistema de seguimiento de flota por satélite y un GPS portátil, que dejaron de registrar a las 17:02 h y a las 17:01 h respectivamente.
- La aeronave fue localizada en el término municipal de Alpera (Albacete) por una persona que pasaba por el lugar del accidente de forma casual y dio aviso a las 19:20 h, al teléfono de emergencias de la Guardia Civil (062), que desplazó una patrulla al lugar del accidente.
- La patrulla de la Guardia Civil llamó a la sala de coordinación del 112 de Castilla - La Mancha informando del suceso y confirmando que el piloto había fallecido.
- El COR (Centro Operativo Regional) de la JCCLM no tenía conocimiento del hecho.
- Durante las casi dos horas y media transcurridas desde que el helicóptero dejó la zona del incendio hasta que fue encontrado, no consta ninguna comunicación con el helicóptero.
- La radiobaliza ELT estaba armada y con la batería cargada pero no se activó. El cable que la conectaba a la antena estaba cortado por efecto del impacto. La instalación desde la baliza a la antena no estaba de acuerdo a lo dispuesto en el manual.

- El Manual de Operaciones del Operador especificaba que los comandantes deben verificar el combustible en vuelo a intervalos regulares para comprobar, entre otras cosas, que haya suficiente combustible restante para completar el vuelo.
- Durante el vuelo el motor se paró por falta de combustible.
- Las pantallas de monitorización de los parámetros del motor (Engine Display Unit) no registraron ningún aviso de bajo nivel de combustible.
- La hora que reflejaban las pantallas EDU no eran coincidentes con las que registró el sistema de seguimiento de flotas.
- Las condiciones de la sonda de bajo nivel de combustible (LLS) no han permitido confirmar, ni descartar el correcto funcionamiento de la misma.
- Las condiciones del resto de las sondas que sirven para la medición de la cantidad de combustible, no han permitido confirmar, ni descartar el correcto funcionamiento de las mismas.
- El tiempo desde que el helicóptero encendió el motor hasta que éste se paró fue de 1:18 h, que indicaría que cuando despegó iba cargado con aproximadamente 180 Kg de combustible.
- En el parte de vuelo, que no estaba firmado, se registró que había partido con 240 Kg de combustible, cantidad superior a la que llevaba realmente.
- El helicóptero se precipitó contra el terreno desde una altura de entre 18 m y 21 m, en una caída prácticamente vertical y con muy elevada energía.
- En la EDU 1 quedó registrado que a las 16:51:17 hubo un aviso de baja presión de combustible, justo 2 s antes del impacto.
- La CIAIAC emitió dos recomendaciones preliminares dirigidas a la JCCLM y al operador para que tomaran medidas que les permitieran un seguimiento efectivo de las aeronaves en todo momento, las cuales ya se han implementado satisfactoriamente y se han dado por cerradas.
- La mayoría de las Comunidades Autónomas, ni tampoco el MAPAMA tienen implementadas medidas similares para realizar un seguimiento efectivo de las aeronaves en todo momento.

3.2. Causas/Factores contribuyentes

La causa del accidente fue una deficiente ejecución de la maniobra de autorrotación, después de que se hubiera parado el motor del helicóptero por falta de combustible.

Se considera que fue un factor contribuyente la gestión inadecuada del combustible a bordo por parte del piloto.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

La radiobaliza de localización no se llegó a activar a pesar de que estaba armada, pero en el caso de que sí lo hubiera hecho no podría haber transmitido por medio de la antena porque el cable que la unía a esta se cortó tras el impacto porque interfirió con algún elemento cortante al no estar instalado el cable entre la baliza y la antena de acuerdo a las especificaciones del fabricante.

REC. 09/17. Se recomienda a FAASA AVIACIÓN que tome las medidas necesarias que garanticen que las radiobalizas se encuentran correctamente montadas y aseguradas.

Como ya se ha indicado a lo largo del informe, si no se toman medidas concretas por parte de los operadores de las distintas Administraciones públicas con competencias en la extinción de incendios forestales se podría volver a repetir un caso similar en el que una aeronave sufre un accidente y su ausencia no es detectada ni por el operador ni por la entidad para la que estaba prestando el servicio en el momento en el que abandona la zona del incendio y deja de actuar en el mismo.

Las respuestas a las recomendaciones preliminares por parte de la JCCLM y por parte del operador en cuanto a establecer un sistema de seguimiento efectivo de las aeronaves que operan en un incendio se han calificado como satisfactorias y se han dado por cerradas por considerar que son suficientes para prevenir que un caso similar pueda volver a ocurrir. Por ello sería conveniente que fuera adoptado un método que consiguiera un resultado similar, por las citadas Administraciones que todavía no cuentan con ningún protocolo que pueda resultar efectivo.

REC. 10/17. Se recomienda a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) que tome la iniciativa normativa para incluir la obligación a los operadores para que adopten medidas de seguimiento efectivas encaminadas a asegurar que las aeronaves que participan en trabajos aéreos estén localizadas en todo momento.

REC. 11/17. Se recomienda a la Dirección General de Aviación Civil (DGAC) que adopte los cambios oportunos respecto a la normativa, propuestos por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) para incluir la obligación a los operadores para que adopten medidas de seguimiento efectivas encaminadas a asegurar que las aeronaves que participan en trabajos aéreos estén localizadas en todo momento.

ANEXO 1. CÁLCULOS PARA LA ESTIMACIÓN DE LAS VARIABLES DE VUELO EN LOS ÚLTIMOS INSTANTES

Teniendo en cuenta los registros del sistema de seguimiento de flotas y los del GPS portátil del piloto, se ha tratado de reconstruir los últimos instantes del vuelo y se consideró que los del GPS portátil eran más exactos.

Los datos registrados indican que la última fase del vuelo, es decir, desde que despegó para dirigirse a la base de Carcelén hasta que hay datos grabados duró 309 s (5 min 9 s).

Hay un último registro a los 311 s que se ha descartado porque los datos de altitud y velocidad no son congruentes con el movimiento final que tuvo que realizar el helicóptero para llegar hasta el lugar donde impactó.

Durante ese tiempo se pueden distinguir seis fases distintas de vuelo:

FASE	TIEMPO [S]	DURACIÓN [S]	DESCRIPCIÓN
1	0 ÷ 52	52	Despegue y ascenso hasta alcanzar una velocidad y altitud de crucero (130 kt y 3.200 ft respectivamente)
2	52 ÷ 179	127	Mantuvo una velocidad de crucero constante de 130 kt y una altitud entre 3.200 ft y 3.400 ft
3	179 ÷ 292	113	Ascenso hasta 4.000 ft para salvar una elevación del terreno que estaba a 3.500 ft. Decreció la velocidad de 130 kt a 125 kt.
4	292 ÷ 299	7	Ligero descenso manteniendo la velocidad en 125 kt.
5	299 ÷ 309	10	Sobreviene parada de motor y hay una importante pérdida de altitud y un descenso moderado de la velocidad.
6	>309	-	No hay más indicación

Las coordenadas del último punto válido registrado que se obtuvieron del GPS estaban aproximadamente a 80 m de distancia (medida sobre el terreno) del lugar del impacto y a 400 ft (121,92 m) de altura. Partiendo de la posible trayectoria que siguió desde el último punto conocido registrado en el sistema de seguimiento de flotas y estimando que una velocidad de impacto contra el terreno de 20 m/s se ha tratado de obtener la altura desde la que se precipitó en caída vertical teniendo en cuenta la resistencia ofrecida tanto por el fuselaje como por el rotor, así como las cargas de cada una de las partes del helicóptero hasta alcanzar la citada velocidad.

Se planteó el problema genérico de caída libre de un cuerpo en atmósfera real sometido a su propio peso y a fuerzas de rozamiento, tomando como origen de

coordenadas el punto en el que iniciaba el descenso libre y se consideró como segunda condición inicial que la velocidad inicial era nula. El problema se particularizó para las condiciones que había en la atmósfera el día del accidente, la geometría del helicóptero y su carga.

Se realizaron las simplificaciones oportunas en la ecuación dinámica en el eje vertical.

	Posición r (t)	Velocidad dr/dt				Aceleración d ² r/dt ²	
t (s)	m	m/s	Vz/Vio	ft/min	% sobre V _{lim}	m/s ²	% sobre g
0,00	0,0	0,0	0,00	0	0,0%	9,8	100,0%
0,50	1,2	4,9	-0,49	960	12,8%	9,7	98,7%
1,00	4,9	9,6	-0,96	1896	25,3%	9,3	95,0%
1,50	10,8	14,2	-1,41	2786	37,2%	8,7	89,2%
2,00	19,0	18,3	-1,83	3612	48,2%	8,0	81,8%
2,10	20,83	19,14	-1,91	3768	50,3%	7,86	80,2%
2,20	22,79	19,92	-1,99	3922	52,3%	7,70	78,6%
2,22	23,19	20,08	-2,00	3952	52,7%	7,67	78,3%
2,30	24,81	20,50	-2,04	4035	53,8%	5,45	55,6%
2,50	29,02	21,57	-2,15	4245	56,6%	5,21	53,2%
3,00	40,4	24,0	-2,40	4729	63,1%	4,6	47,1%
3,50	53,0	26,2	-2,61	5156	68,8%	4,0	41,3%
4,00	66,6	28,1	-2,80	5527	73,7%	3,5	35,8%
4,50	81,0	29,7	-2,96	5847	78,0%	3,0	30,7%
5,00	96,2	31,1	-3,10	6121	81,6%	2,6	26,1%
5,50	112,1	32,3	-3,22	6353	84,7%	2,2	22,1%
6,00	128,5	33,3	-3,32	6549	87,3%	1,8	18,6%
6,50	145,3	34,1	-3,40	6713	89,5%	1,5	15,6%
7,00	162,6	34,8	-3,47	6850	91,3%	1,3	13,0%
7,50	180,1	35,4	-3,53	6964	92,9%	1,1	10,8%
8,00	197,9	35,9	-3,58	7059	94,1%	0,9	8,9%
8,50	215,9	36,3	-3,61	7137	95,2%	0,7	7,4%
9,00	234,2	36,6	-3,65	7202	96,0%	0,6	6,1%
9,50	252,5	36,9	-3,67	7255	96,8%	0,5	5,0%
10,00	271,0	37,1	-3,70	7299	97,3%	0,4	4,1%

A continuación se realizó un estudio aparte del descenso vertical del rotor principal del helicóptero que permitió calcular una velocidad de descenso a partir de la cual el rotor de este helicóptero en las condiciones atmosféricas del día del accidente entra en régimen de molinete frenante y también la contribución de dicho régimen al balance vertical de fuerzas. Finalmente se integraron ambos resultados para dar respuesta al problema completo. Una vez desarrollados todos los cálculos se obtuvo la tabla, en la que se puede ver que para llegar al suelo con una velocidad próxima a los 20 m/s la altura desde la que pudo haber caído está en el entorno de los 23 m.

La experiencia demuestra que antes de hacer el último movimiento el helicóptero tenía que tener una determinada velocidad vertical, por lo que los cálculos anteriores se rehicieron para partir de una velocidad inicial de caída distinta de cero. De acuerdo con lo anterior se consideraron distintas hipótesis considerando una velocidad inicial desde 1 m/s (197 ft/min) hasta 10 m/s (1.979 ft/min), cuyos resultados se reflejan en una tabla.

VELOCIDAD INICIAL – V_0		TIEMPO (s)	ALTURA (m)
(m/s)	(ft/min)		
1	197	2,12	23,2
2	394	2,01	22,9
3	591	1,91	22,7
4	787	1,81	22,4
5	984	1,7	21,8
6	1.181	1,6	21,3
7	1.378	1,5	20,7
8	1.575	1,39	19,8
9	1.772	1,28	18,8
10	1.969	1,18	17,9

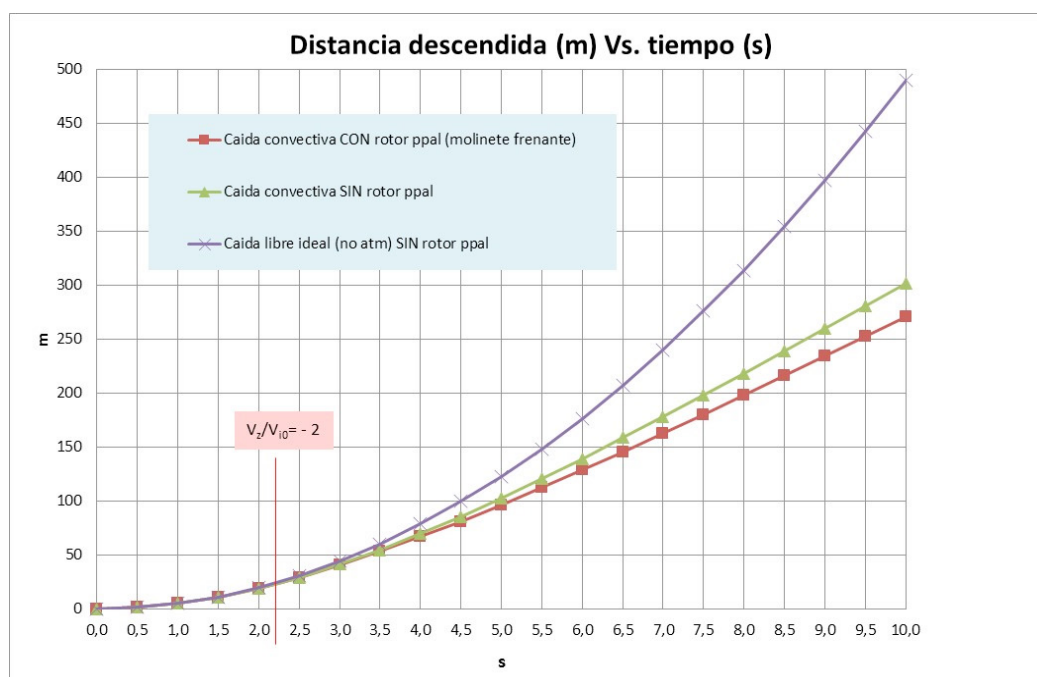


Figura 17. Gráfica de distancia descendida frente al tiempo

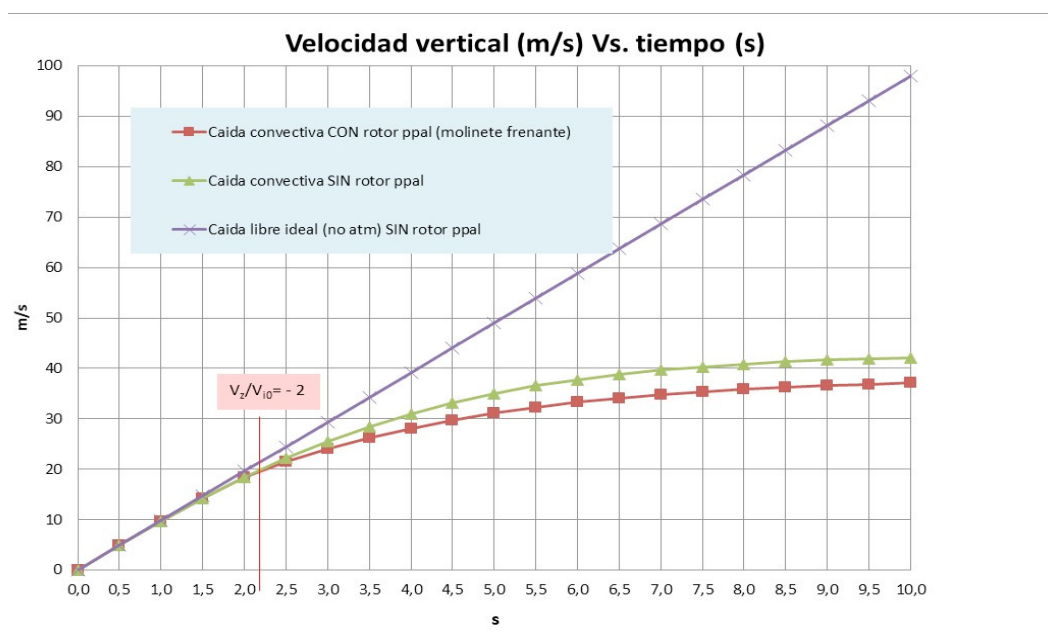


Figura 18. Gráfica de velocidad vertical frente al tiempo