

CIAIAC

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

Informe técnico A-046/2013

Accidente ocurrido
el 20 de diciembre de 2013,
a la aeronave Bell 212,
matrícula EC-IFA,
operada por INAER,
en Chera (Valencia)



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

A-046/2013

**Accidente ocurrido el 20 de diciembre de 2013,
a la aeronave Bell 212, matrícula EC-IFA, operada
por INAER, en Chera (Valencia)**



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

SUBSECRETARÍA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-16-169-6

Diseño y maquetación: Phoenix comunicación gráfica, S. L.

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

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

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

Índice

Abreviaturas	vi
Sinopsis	vii
1. Información factual	1
1.1. Antecedentes del vuelo	1
1.2. Lesiones personales	1
1.3. Daños a la aeronave	1
1.4. Otros daños	2
1.5. Información sobre el personal	2
1.6. Información sobre la aeronave	3
1.6.1. Información general	3
1.6.2. Sistema de detección y extinción de fuego en los motores	4
1.6.3. Sistema de combustible	4
1.6.4. <i>Performance</i> de vuelo	6
1.7. Información meteorológica	6
1.8. Ayudas para la navegación	6
1.9. Comunicaciones	6
1.10. Información de aeródromo	6
1.11. Registradores de vuelo	6
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	7
1.13. Información médica y patológica	8
1.14. Incendio	8
1.15. Aspectos relativos a la supervivencia	8
1.16. Ensayos e investigaciones	9
1.16.1. Declaraciones del piloto	9
1.16.2. Inspección de motores	9
1.17. Información sobre organización y gestión	10
1.18. Información adicional	10
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces	11
2. Análisis	13
3. Conclusiones	15
3.1. Constataciones	15
3.2. Causas/factores contribuyentes	15
4. Recomendaciones de seguridad operacional	17

Abreviaturas

00°00'00"	Grado(s), minuto(s) y segundo(s) sexagesimal
00 °C	Grado(s) centígrado(s)
AESA	Agencia Estatal de Seguridad aérea
CAMO	Organización de gestión de aeronavegabilidad continuada
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil.
ft	Pie(s)
ft/min	Pies por minuto
GPS	Sistema de posicionamiento global
h	Hora(s)
HP	Caballo(s) de potencia
KIAS	Velocidad indicada en nudos
kt	Nudo(s)
lb	Libra(s)
m	Metro(s)
N1	Revoluciones de compresor en tantos por ciento
N2	Revoluciones rueda etapa de potencia en tantos por ciento
NR	Revoluciones de rotor en tantos por ciento
N	Norte
TMA	Área de control terminal
TSB	Departamento de seguridad del Canadá

Sinopsis

Propietario y operador:	INAER
Aeronave:	Bell 212, matrícula EC-IFA
Fecha y hora del accidente:	Viernes, 20 de diciembre de 2013, 13:42 h ¹
Lugar del accidente:	Chera (Valencia)
Personas a bordo:	1; tripulante, ileso
Tipo de vuelo:	Aviación general – Otros
Fase de vuelo:	En ruta – Crucero
Fecha de aprobación:	26 de octubre de 2015

Resumen del accidente

El viernes 20 de diciembre de 2013 la aeronave modelo Bell 212, con matrícula EC-IFA, operada por Inaer se dispuso a realizar un vuelo de posicionamiento desde el helipuerto de INAER en Albacete hacia el aeródromo de Castellón con el piloto como único ocupante a bordo.

En el transcurso del vuelo se encendió la luz de aviso de fuego de la empuñadura del motor 2. Tras tirar de la empuñadura de este motor, el piloto decidió realizar una toma de emergencia. En la maniobra de aproximación a la zona que había elegido para la toma, no pudo mantener la trayectoria y se vio obligado a aterrizar en un lugar diferente al seleccionado.

En la toma, la aeronave impactó con el fuselaje y las palas del rotor principal contra los árboles existentes en la zona. Finalmente quedó volcado sobre el lado derecho.

La aeronave resultó destruida.

El piloto resultó ileso, abandonando la aeronave por sus propios medios.

¹ La referencia horaria utilizada en este informe es la hora local.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

Con antelación al vuelo del accidente el piloto había realizado un vuelo de prueba en el mismo helicóptero accidentado. La prueba incluía una comprobación de potencia de los motores y el resultado de la prueba resultó ser satisfactorio.

La aeronave despegó a las 13:10 h con 1.145 lb de combustible desde el helipuerto que el operador tiene en Albacete para trasladarse a Castellón en vuelo de posicionamiento.

Transcurridos 35 minutos de vuelo, en la cabina se iluminó la luz de fuego del motor número 2. El piloto inició el procedimiento de fuego en un motor, disminuyó la velocidad de vuelo, y con el fin de comprobar que realmente había fuego en el motor número 2, inició un viraje a la derecha para observar si veía humo, con resultado negativo. Durante este tiempo seleccionó una zona para la toma.

La luz de indicación de fuego en el motor permaneció encendida (FIRE PULL 2) aún después de estar parado el motor afectado.

Durante la maniobra de aproximación a la zona elegida, no pudo mantener la trayectoria y el piloto se vio obligado a aterrizar en un punto diferente del seleccionado, donde impactó con el terreno.

1.2. Lesiones personales

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

1.3. Daños a la aeronave

El helicóptero resultó destruido. El morro se encontraba muy dañado, al igual que las palas del rotor principal. Parte del cono de cola, junto con el rotor de cola, estaba desprendido.



Figura 1. Helicóptero accidentado

1.4. Otros daños

Varios almendros con ramas rotas por el rotor principal.

1.5. Información sobre el personal

El piloto estaba en posesión de una licencia de piloto comercial de helicópteros emitida por AESA, en vigor y válida hasta el 09 de abril de 2017. En la licencia, figuraba anotada la habilitación de tipo del helicóptero accidentado Bell 212/412, en vigor y válida hasta el 28 de febrero de 2014. Asimismo contaba con un certificado médico clase 1 válido y en vigor hasta el 22 de octubre de 2014.

Su experiencia acumulada era de 5.010 h de vuelo totales en helicóptero, de las que 1.182 h eran en el tipo del helicóptero accidentado.

Desde el 01 de enero de 2013 hasta el día del accidente había realizado 16:26 h de vuelo en el modelo del helicóptero siniestrado, de las cuales 3:16 h fueron en el último mes.

El piloto había realizado con el resultado de apto, un entrenamiento en un dispositivo de entrenamiento de simulación de vuelo del tipo de helicóptero siniestrado, el día 22 de febrero de 2013. En este entrenamiento se contemplaba la realización de aterrizajes con un solo motor y los procedimientos de actuación en el caso de fuego en un motor, obteniendo en concreto y para este último procedimiento la calificación de 4 sobre 6.

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1. Información general

El helicóptero modelo Bell 212, con número de serie 30689, fue construido por Bell Helicopter Textron, INC. en el año 1975. Disponía de un certificado de aeronavegabilidad expedido por la Dirección General de Aviación Civil el 12 de septiembre de 2005. Así mismo disponía de un certificado de revisión de la aeronavegabilidad expedido por AESA que era válido hasta el 20 de mayo de 2014.

Dos motores Pratt and Whitney suministraban la potencia. Estos motores eran del modelo PT6T-3, con números de serie CP-PS 62790 situado en la posición 1, izquierda y CP-PS TB0259 situado en la 2, derecha. Los dos motores disponían de un sistema de detección y extinción de fuego. Llevaba instalados dos rotores con disposición convencional, uno principal de giro antihorario visto en planta que le proporcionaba la sustentación y otro de cola con función antipar que le proporciona el control direccional.

El tren de aterrizaje está compuesto de dos patines longitudinales y dos travesaños que los unen, en ellos se apoya el fuselaje.

El mantenimiento del helicóptero se llevaba de acuerdo con el Programa de Mantenimiento aprobado a la CAMO de la compañía INAER, de referencia INAER-PM-B212.Ed.3, de fecha 9 de marzo de 2012. Rev. 00k de 22 de noviembre de 2013.

Las revisiones descritas a continuación, contempladas en el citado programa de mantenimiento, son las últimas realizadas y su resultado fue satisfactorio.

Horas de vuelo totales e inspecciones realizadas:

	Tipo inspección	Fecha	Horas totales
Célula	25 h/30 días	20/12/2013	10.909:05
Motor			
N.º 1 (n.º serie CP-PS-62790)	25 h	20/12/2013	10.124:05
	100 h/6 meses	20/12/2013	10.124:05
N.º 2 (n.º serie CP-PS-TB0259)	25 h	20/12/2013	11.088:35
	100 h/6 meses	20/12/2013	11.088:35

En la revisión de los motores se incluían una inspección y una prueba de potencia de los motores, para la cual era necesario la realización de un vuelo.

De acuerdo con el programa de mantenimiento, justo antes del vuelo del accidente, el piloto que posteriormente tuvo el accidente realizó un vuelo de prueba en el helicóptero siniestrado.

En la prueba se incluía una inspección y comprobación de potencia de ambos motores. El resultado de la inspección y prueba resultaron ser satisfactorios.

1.6.2. Sistema de detección y extinción de fuego en los motores

Sistema de detección. El helicóptero en el compartimento de los motores, lleva instalado un sistema de detección de fuego. Este sistema está compuesto de un conjunto de elementos de detección de calor montados en la cubierta y en el mamparo cortafuegos de cada compartimento de motor. Un incendio o una condición de sobrecalentamiento en el compartimento de motores causará que la empuñadura de detección de fuego correspondiente (FIRE PULL 1 o 2) se ilumine. Tirando de la empuñadura del motor afectado se cierran las válvulas de combustible de dicho motor, quedando listas para ser activadas las dos botellas extintoras.

Sistema de extinción. A ambos lados de la parte trasera del fuselaje van montadas dos botellas de extinción de incendios, una en cada uno de los compartimentos de motor. Estas botellas están conectadas de tal manera que ambas puedan ser descargadas en cualquiera de los motores a demanda del piloto.

Sistema de descarga. Existe un selector de extintor para la descarga de la botella principal o de reserva individual. Para la extinción del fuego en los compartimentos de motor son necesarias dos acciones:

En primer lugar, sacar la empuñadura de FIRE PULL para que las botellas queden listas para ser activadas y el agente extintor pueda ser dirigido a cualquiera de los dos compartimentos de motor. En segundo lugar, el interruptor EXT FUEGO debe seleccionarse en cualquiera de las posiciones PRINCIPAL o RESERVE, de esta manera se descarga la botella correspondiente. Aproximadamente son necesarios diez segundos para que el agente extinga el fuego y se apague la luz de advertencia. En el caso de que una de las botellas no extinga por completo el fuego, la luz de aviso permanecerá iluminada, si esto ocurriera, a los diez segundos de la activación de la botella se deberá descargar la otra botella.

1.6.3. Sistema de combustible

En el sistema de combustible del helicóptero, entre otros, se incluyen los interruptores de las válvulas de combustible y de las bombas de combustible de los dos motores.

Interruptor válvula de combustible. De dos posiciones, cuando se selecciona la posición ON se suministra energía a la válvula de combustible para permitir el suministro de combustible al motor correspondiente, quedando interrumpido cuando se selecciona la posición OFF.

Interruptor bomba de combustible. Seleccionada la posición ON se abastece de combustible el motor correspondiente, quedando interrumpido el abastecimiento cuando se selecciona la posición OFF.

Además, tal como se describe en el punto anterior, al tirar de la empuñadura de detección de fuego se cierra la válvula de combustible, lo que hace que se pare el motor.

Puños aceleradores de gases (*twist-grip throttle*)

En la palanca del mando colectivo se encuentran dos puños aceleradores de gases; cada uno de ellos controla el flujo de combustible a cada uno de los motores.

Los dos puños, para evitar su giro involuntario disponen de una fricción independiente para cada uno de ellos. Según el rango de la fricción así será la facilidad para girar el puño. Los dos puños de gases se encuentran en el mismo eje uno a continuación del otro y pueden ser movidos con una sola mano al mismo tiempo.

Con el motor en funcionamiento, si se gira el puño de gases correspondiente desde la posición máxima a otra inferior cualquiera, el límite de revoluciones de compresor (N1) de este motor disminuye aproximadamente un 10%. Si eso sucede, al tener ahora N1

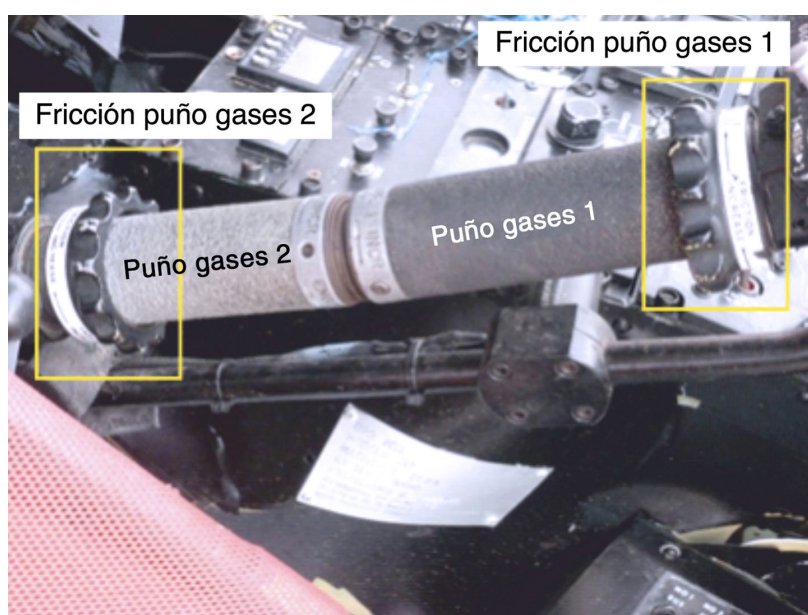


Figura 2. Palanca de mando colectivo y puños de gases

un límite del orden del 90% del nominal, si se solicitara más potencia tirando del mando colectivo, se va a llegar antes a ese límite de N1 sin poder ser sobrepasado con lo que disminuirán las revoluciones de potencia de motor (N2), las revoluciones de rotor (NR) y la sustentación producida por el rotor principal.

1.6.4. Performance de vuelo

El helicóptero en el momento previo al siniestro volaba a una altitud de 2.353 ft y a una temperatura probable de 11 °C. Teniendo en cuenta la gráfica del Manual de Vuelo: «Régimen de ascenso con un solo motor PT6-3, a máxima potencia continua, con una velocidad de 58 KIAS y un peso de 8.000 lb», en el caso de que se hubiera de volar con un solo motor, se podría haber mantenido un régimen de ascenso de aproximadamente 800 ft/min. Para este cálculo se ha tenido en cuenta que el peso del helicóptero en la situación de vuelo presente durante el evento era de aproximadamente 7.600 lb.

1.7. Información meteorológica

De acuerdo con la información proporcionada por la Agencia Estatal de Meteorología. La situación meteorológica en las cercanías de Chera (Valencia) en el día y hora aproximada del accidente eran: viento de 290° con una velocidad de alrededor 19 kt y una temperatura alrededor de 11 °C. Las condiciones de visibilidad no eran limitativas para el vuelo que se estaba realizando.

1.8. Ayudas para la navegación

No aplicable.

1.9. Comunicaciones

No aplicable.

1.10. Información de aeródromo

No aplicable.

1.11. Registradores de vuelo

El helicóptero llevaba instalados un equipo para el seguimiento de flota por GPS y además disponía de un GPS portátil. Los datos obtenidos de los dos registradores eran congruentes.

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

La zona era montañosa con grandes pendientes y apenas había zonas apropiadas para tomar tierra. Las zonas llanas estaban pobladas principalmente con almendros.

Los restos de la aeronave se encontraban bastante concentrados en un área de aproximadamente 150 metros cuadrados.

El helicóptero estaba apoyado sobre el costado derecho con daños importantes en la parte delantera de la cabina. Del cono de cola, la parte delantera se encontró parcialmente desprendida, justo en la zona del encastre con la cabina; la parte trasera, junto con el rotor de cola, estaba desprendida a partir del estabilizador horizontal.

En las palas del rotor principal se podía apreciar que habían golpeado con los almendros que se encontraban en la zona del impacto.

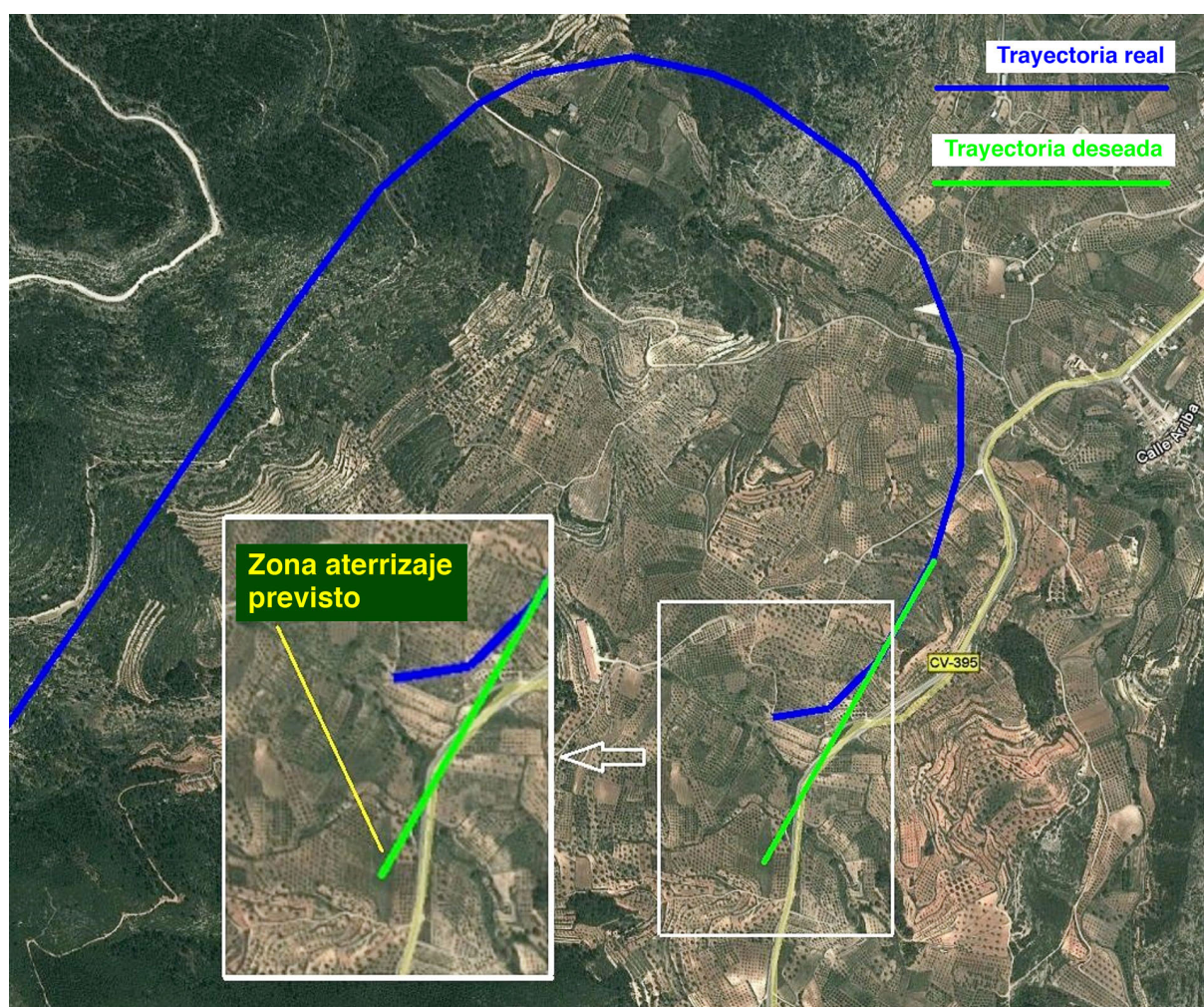


Figura 3. Detalle tramo final trayectoria

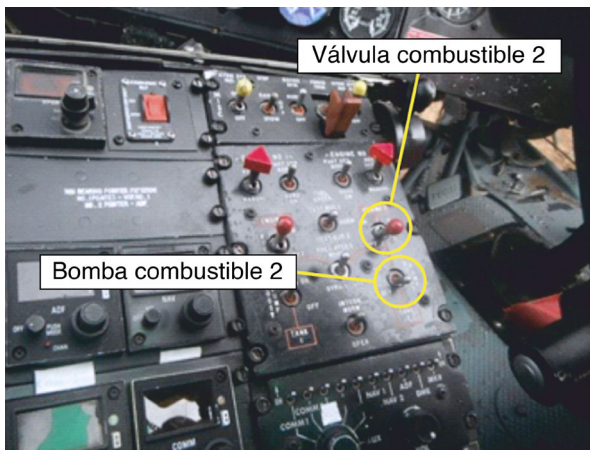


Figura 4. Panel de combustible

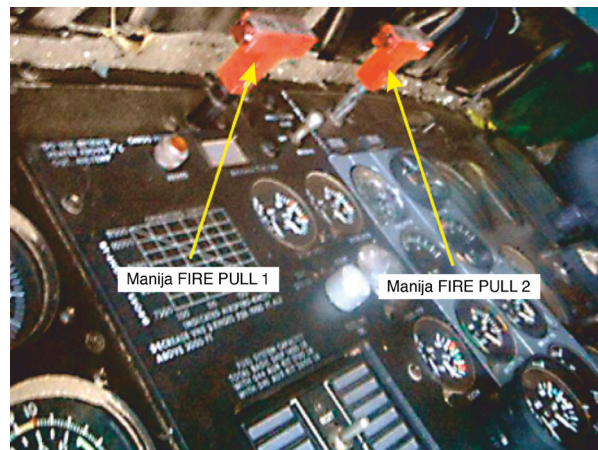


Figura 5. Empuñaduras detección de fuego

En la inspección del compartimento del motor no había evidencia de fuego y los motores presentaban un aspecto exterior normal. Tampoco se habían descargado las botellas extintoras.

Durante la inspección de la cabina del piloto se observó que se había tirado de la empuñadura de detección de fuego del motor 2, que los interruptores de válvula de combustible y bomba estaban en OFF y que las indicaciones de los instrumentos de motor estaban a cero. Se pudo comprobar que también se había tirado de la empuñadura de detección de fuego del motor 1, y que las indicaciones de los instrumentos del motor 1 estaban en valores superiores a cero.

La indicación de cantidad de combustible remanente en la aeronave era algo superior a 1.000 lb tras el impacto.

1.13. Información médica y patológica

No aplicable.

1.14. Incendio

No aplicable.

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

El piloto abandonó el helicóptero por sus propios medios.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1. *Declaraciones del piloto*

En su declaración comentó que, después de hacer una prueba de potencia de motor, salió de Albacete hacia las 13:00 h con destino a Castellón y que al llegar al TMA de Valencia lo rodeó.

Asimismo, añadió que momentos antes de la emergencia volaba a una velocidad de 110/120 kt con un poco viento en cola, y con un rumbo aproximado de 40°.

Amplió su declaración indicando que en un momento dado, se iluminó la luz de fuego en el motor 2 por lo que tiró de la empuñadura de detección de fuego, pero la luz siguió encendida; acto seguido deceleró a 65/70 kt, e inició un viraje a la derecha para comprobar si había humo procedente del motor de ese lado (motor 2), comprobando que no había humo. Consideró que la iluminación de la luz era debido a un fallo del sistema de detección de fuego y no descargó el sistema de extinción.

Seleccionó un punto de toma e inicio la aproximación, estaba bajo y el helicóptero se le hundía, pensando que no podría alcanzar la zona de aterrizaje elegida, viró más a la derecha hacia una zona lo más plana posible. En este tramo del vuelo cortó la válvula de combustible y desconectó la bomba del motor 2. Según su propio testimonio estuvo más pendiente del exterior que de lo que ocurría en la cabina, y no vio luces ni escuchó sistemas de alarma. Si bien cuando estaba amortiguando la toma, al tirar del mando colectivo se encendió la luz de aviso de RPM y sonó la bocina de aviso de vueltas bajas.

Añadió en su declaración que creía recordar haber cortado los gases de motor 2 actuando sobre el puño de gases y que quitó las fricciones de los dos motores.

Tras la toma el motor 1 seguía en marcha y decidió tirar de la empuñadura de detección de fuego para parar el motor 1.

1.16.2. *Inspección de motores*

En las instalaciones del fabricante de los motores en Canadá, bajo la supervisión de personal del Departamento de Seguridad del Canadá (TSB) delegado por la CIAIAC, se realizó una inspección detallada de los dos motores y una prueba funcional de los mismos en un banco de ensayos.

De la prueba funcional se dedujo que ambos motores mostraron buen rendimiento en las condiciones tanto normal (645 HP), como de emergencia en potencia máxima (910 HP). No se encontró ningún fallo o anomalía en ninguno de los dos motores.

1.17. Información sobre organización y gestión

No aplicable.

1.18. Información adicional

Manual de vuelo

En la sección 3 del manual de vuelo, entre los procedimientos de emergencia se describe el procedimiento «Fuego de motor en vuelo» apartado 3-4-A-3., en él se detallan los procedimientos a realizar en el caso de presencia de fuego en un motor. En este procedimiento se describe:

INDICACIONES

Empuñaduras FIRE PULL (fuego tire)1 y/o FIRE PULL 2 – iluminada/s.

PROCEDIMIENTOS

Si es posible, iniciar inmediatamente un descenso en emergencia.
Parar el motor afectado (1 o 2) como sigue:

Empuñadura FIRE PULL	tirar
Interruptor FIRE EXT	seleccionar MAIN
Puño de gases	cerrar
Interruptor fuel Crossfeed	seleccionar Override Close
Interruptor Fuel Interconnect	seleccionar OPEN
Engine BOOST PUMP	seleccionar OFF

Verificar que la luz de la empuñadura FIRE, luz de aviso FUEL BOOST y el interruptor FUEL del motor afectado están todos apagados.

Si la luz de aviso FIRE continúa encendida más de 10 segundos:

Interruptor FIRE EXT	seleccionar RESERVE
ENG RPM N2 del motor operativo	ajustar al 100%

Aterrizar tan pronto como sea posible.

Si no se dispone de un área adecuada para el aterrizaje, proceder como sigue:

Empuñadura FIRE PULL	dentro
Interruptor GEN (1 o 2)	seleccionar OFF

Si el motor 2 ha sido parado:

Interruptor INV 3	si está instalado seleccionar DC BUS 1
Interruptor BATTERY BUS 2	seleccionar OFF
Interruptor BATTERY BUS 1	seleccionar ON

Si bien no se describe en el Manual de Vuelo, es norma no escrita que se realice un viraje hacia el lado del motor en el que se ha encendido la luz de fuego con la finalidad de comprobar la presencia de humo.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

Para ver si este suceso era algo aislado o no, se iniciaron dos investigaciones al respecto: una dentro de la propia compañía operadora para analizar su histórico y otra en la base de datos del Sistema de Notificación de Sucesos de AESA.

Según información del operador, desde finales de 2007 en la flota de Bell 212 y su variante Bell 412, solo ha habido un reporte de fallo en el sistema de detección de fuego consistente en una falsa indicación de fuego en motor en vuelo, que a los 10 minutos desapareció.

Por otra parte, consultada la base de datos del Sistema de Notificación de Sucesos de AESA, no ha habido notificaciones de fallos en el sistema de detección de fuego en el modelo del helicóptero siniestrado.

2. ANÁLISIS

El piloto estaba adecuadamente cualificado y la aeronave disponía de un certificado de revisión de la aeronavegabilidad válido y en vigor.

Las condiciones meteorológicas no eran limitativas para el vuelo que se estaba realizando.

Si bien durante el vuelo se iluminó la luz de la empuñadura de detección de fuego en el motor 2, en la posterior inspección del compartimiento del motor se pudo evidenciar la inexistencia de fuego en ninguno de los dos motores.

Según el programa de mantenimiento, se había realizado una inspección a los motores previa a la realización del vuelo. Se determinó que éstos se encontraban aptos y en buenas condiciones para el vuelo.

Por otra parte, y teniendo en cuenta los resultados de la inspección de campo y prueba funcional realizada con posterioridad en Canadá, se puede determinar que los dos motores estaban en buenas condiciones para el vuelo.

Según los cálculos realizados con el manual de vuelo de la aeronave, particularizados para las condiciones existentes en el momento del suceso, la aeronave tenía capacidad para realizar vuelo ascensional a un régimen de 800 ft/min con un solo motor operativo. Sin embargo, según el testimonio del piloto el helicóptero no podía mantenerse en vuelo nivelado.

Una explicación a esa merma en la potencia que el motor operativo debía ser capaz de suministrar está en la posible actuación involuntaria del piloto sobre el puño de gases de dicho motor. El piloto declaró haber quitado la fricción de los dos puños, por lo que posteriormente al cerrar el del motor 2 pudo ser arrastrado el del motor 1.

El hecho de que se pudiera haber girado involuntariamente el puño de gases del motor operativo mientras que se cerraba el puño de gases del motor 2, supone que se hubieran rebajado los límites de funcionamiento del motor 1. Por lo tanto, cualquier movimiento subsiguiente del mando colectivo demandando más potencia, no consigue su objetivo al estar ahora limitadas sus N1 al 90% del nominal.

Eso explicaría la incapacidad para alcanzar el punto de la toma seleccionado inicialmente y tener que tomar en emergencia antes.

3. CONCLUSIONES

3.1. Constataciones

- El piloto estaba adecuadamente cualificado y la aeronave disponía de un Certificado de revisión de la aeronavegabilidad válido y en vigor.
- Las condiciones meteorológicas no eran limitativas para el vuelo que se estaba realizando.
- La luz de alarma de fuego en el motor 2 se iluminó en vuelo sin que hubiera evidencia de fuego en el compartimiento del motor correspondiente.
- Los dos motores se encontraban en condiciones adecuadas para el vuelo.
- La aeronave disponía de capacidad de vuelo ascendente con un solo motor a potencia máxima continua.
- No se pudo mantener la trayectoria de vuelo debido a la disminución de los límites operativos del motor en funcionamiento.
- La ejecución de la emergencia por parte del piloto no fue la adecuada.

3.2. Causas/factores contribuyentes

La causa del accidente fue la inadecuada realización de un aterrizaje de emergencia en una zona de alta dificultad tras una falsa alarma de fuego en el motor 2 y la sensación de pérdida de potencia asociada.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

No se emiten recomendaciones de seguridad.

