

CIAIAC

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

Informe de progreso A-034/2011

Accidente ocurrido el 19
de septiembre de 2011, a la
aeronave Agusta AB-412,
matrícula EC-JRY, operada
por FAASA Aviación, S. A.,
en el término municipal
de La Peza (Granada)



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe de progreso

A-034/2011

**Accidente ocurrido el 19 de septiembre de 2011,
a la aeronave Agusta AB-412, matrícula EC-JRY,
operada por FAASA Aviación, S. A., en el término
municipal de La Peza (Granada)**



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

SUBSECRETARÍA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-15-003-X

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

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

De conformidad con lo señalado en la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea, y en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional, la investigación tiene carácter exclusivamente técnico, sin que se haya dirigido a la determinación ni establecimiento de culpa o responsabilidad alguna. La conducción de la investigación ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba y sin otro objeto fundamental que la prevención de los futuros accidentes.

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

Índice

Abreviaturas	vi
Resumen de datos	vii
1. Información factual	1
1.1. Antecedentes del vuelo	1
1.2. Daños a la aeronave	2
1.3. Información sobre el personal	2
1.4. Información sobre la aeronave	2
1.4.1. General	2
1.4.2. Registros de mantenimiento	3
2. Investigación	5
2.1. Información de los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	5
2.2. Información sobre los registradores de vuelo	7
2.3. Trayectoria seguida por la aeronave	10
2.4. Inspección de los motores de la aeronave	10
2.5. Examen del sistema de control del colectivo de la aeronave	11
2.6. Estudio de las actuaciones de la aeronave bajo distintos modos de fallo de los sistemas de la aeronave	12
2.7. Antecedentes de accidentes similares	12
2.8. Estudio del espectro de sonido del CVR	12
2.9. Inspección de la los restos de la caja de transmisión principal (MGB)	12
3. Próximas acciones	15
Anexo 1. Cronograma de la investigación	17

Abreviaturas

%	Tanto por ciento
00°	Grado(s) sexagesimal(es)
ANSV	Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo (Italia)
BEA	Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation civile (France)
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
cm	Centímetro(s)
CPL(H)	Licencia de piloto comercial de helicóptero
CVR	Registrador de voz en cabina («Cockpit Voice Recorder»)
FDAU	Unidad de adquisición de datos de vuelo («Flight Data Acquisition Unit»)
FDR	Registrador de datos de vuelo («Flight Data Recorder»)
GSM	Sistema global de comunicaciones móviles
km	Kilómetro(s)
kt	Nudo(s)
h	Hora(s)
IR(H)	Habilitación de vuelo instrumental de helicóptero
m	Metro(s)
m ²	Metro(s) cuadrado(s)
MGB	Caja de transmisión principal
P/N	Número de parte
S/N	Número de serie
TRI(H)	Habilitación de instructor de vuelo de helicóptero
TWR	Torre de control
UTC	Tiempo universal coordinado

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 19 de septiembre de 2011; 11:25 h local
Lugar	Término municipal de La Peza (Granada)

AERONAVE

Matrícula	EC-JRY
Tipo y modelo	AGUSTA AB-412
Explotador	FAASA Aviación, S. A.

Motores

Tipo y modelo	P & W, PT6T-3B
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	48 años	41 años
Licencia	CPL(H)	CPL(H)
Total horas de vuelo	5.427 h	3.056 h
Horas de vuelo en el tipo	2.352 h	557 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación	2		
Pasajeros	1		
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruida
Otros daños	1.000 m ² de pasto y arbolado

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Otros – Vuelo de posicionamiento
Fase del vuelo	En ruta

INFORME

Fecha de aprobación	25 de marzo de 2015
---------------------	---------------------

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El día 19 de septiembre de 2011 la aeronave Agusta AB-412, matrícula EC-JRY, despegó a las 08:18¹ h de su base en el aeródromo Sebastián Almagro, en la localidad de Palma del Río (Córdoba), para dirigirse a la de Alhama de Almería (Almería), donde se incorporaría al dispositivo de extinción de incendios localizados en éste municipio.

El vuelo se realizó en dos tramos. Para el primero de ellos se presentó un plan de vuelo (indicativo FMA01) que se desarrolló desde el aeródromo de origen hasta el aeropuerto de Federico García Lorca Granada-Jaén (en adelante aeropuerto de Granada). A continuación, para el segundo tramo, se activó otro plan de vuelo (indicativo FMA02) que debía transcurrir hasta el destino en Alhama de Almería.

En su recorrido hasta el aeropuerto de Granada, a las 08:24 h, la tripulación contactó con el centro de control de Sevilla y confirmó el plan de vuelo instrumental FMA001. A las 08:28 h, control aéreo autorizó a la aeronave hacia el punto MARTIN de la carta de llegadas por instrumentos del aeropuerto de Granada. A las 08:31 h la aeronave inició el ascenso a nivel FL090, el cual mantuvo con rumbo 120° hasta iniciar el descenso para alinearse con el radial VOR (Radiofaro omnidireccional de muy alta frecuencia) de la pista 09 del aeropuerto.

A las 09:01 h, la aeronave es autorizada por TWR a aterrizar por la pista 09 del aeropuerto, si bien la tripulación solicita autorización para hacer una baja aproximación y continuar hacia Alhama de Almería. A las 09:04 h la tripulación realizó la siguiente locución con TWR: «despegando hacia Alhama de Almería».

El segundo plan de vuelo, indicativo FMA02, fue activado en vuelo a las 09:05:01 y se llevó a cabo bajo las reglas de vuelo visual siendo las condiciones meteorológicas óptimas para el vuelo.

Los datos del sistema de seguimiento de flota del operador mostraron que, después de sobrevolar la pista del aeropuerto de Granada, la aeronave continuó su vuelo con un rumbo entorno a 84° para sobrevolar las poblaciones de Santa Fe y Granada. A continuación y por este orden, se dirigió hacia las localidades de Beas de Granada y de Tocón (Granada) en cuyas proximidades, y cuando el rumbo de la aeronave era 51° y su velocidad 125 kt (respecto al terreno), se interrumpió la transmisión de datos, debido a la falta de cobertura en la zona de la red GSM (Sistema global de comunicaciones móviles), la cual servía de soporte para la transmisión.

¹ Todas las horas indicadas están referidas a la hora UTC, salvo que se especifique lo contrario. Para obtener la hora local es necesario sumar dos horas a la hora indicada.

Los restos de la aeronave se localizaron 2,3 km más adelante, después de transcurridos poco más de 11 minutos desde que el plan de vuelo FMA02 fuera activado. El relieve del terreno era abrupto y los restos estaban distribuidos sobre la ladera de una colina cubierta de árboles, a una altura de 1.250 m.

A consecuencia del impacto los tres ocupantes de la aeronave sufrieron lesiones fatales y los restos de la aeronave se incendiaron. El humo del fuego alertó al dispositivo de prevención y extinción de incendios forestales que acudieron a la zona junto a los servicios de emergencia, para extinguir y controlar el área circundante a los restos.

1.2. Daños a la aeronave

La aeronave resultó destruida por el impacto contra el terreno y el posterior incendio.

1.3. Información sobre el personal

La tripulación de vuelo de la aeronave estaba formada por un comandante y un copiloto. El comandante disponía, además de la habilitación de tipo necesaria, de las habilitaciones de vuelo instrumental IR(H) y de instructor habilitación de tipo (TRI(H)) Bell 212/412, llevando a cabo esta función dentro de la organización del operador entre las habituales de vuelo. Por otra parte, el copiloto disponía de la habilitación de tipo correspondiente y de la habilitación de vuelo instrumental IR(H).

En cuanto a la relación entre ambos tripulantes, estos habían volado juntos en varias ocasiones y conocían el terreno que sobrevolaban. La información examinada indica que ambos tripulante mantenían relación laboral con el operador desde al menos el año 2009.

Se ha identificado la posición de cada tripulante en la cabina de vuelo, con la siguiente distribución: en la posición derecha el copiloto y en la posición izquierda el comandante.

Por otra parte, el estudio médico y patológico realizado no ha encontrado limitación cognitiva dependiente de la utilización de fármacos o drogas en la tripulación.

1.4. Información sobre la aeronave

1.4.1. General

La aeronave Agusta Bell AB-412 es un helicóptero de transporte bimotor, con un rotor principal de cuatro palas y un rotor de cola de dos palas para el control direccional. El tren de aterrizaje es fijo del tipo «skid».

La aeronave mantenía su certificado de aeronavegabilidad en vigor y totalizaba 4.878 h de vuelo. Asimismo, los dos motores registraban 4.766 y 5.014 h de vuelo respectivamente.

El último vuelo de la aeronave previo al accidente se realizó cinco días antes (14/09/2011) y fue pilotado por el mismo comandante.

1.4.2. Registros de mantenimiento

Los registros de mantenimiento muestran que la aeronave era mantenida según el programa de mantenimiento aprobado. Las últimas inspecciones de 300 y 100 h fueron efectuadas el 10 de junio de 2011 y, posteriormente, una inspección de 25 h se realizó el día 7 de septiembre del mismo año. El número de horas transcurridas desde estas inspecciones fueron 76 y 16 horas respectivamente.

En relación con los registros de mantenimiento de los dos motores, estos siguen las inspecciones programadas. En ambos, la última revisión de 300 h se efectuó el 24 de noviembre de 2010, la de 100 h el 19 de agosto de 2011 y la de 25 y 50 h el 7 de septiembre del mismo año.

Un análisis de la documentación de mantenimiento y partes de vuelo indican que la aeronave no tenía averías repetitivas o que se hubieran diferido tareas de mantenimiento.

2. INVESTIGACIÓN

2.1. Información de los restos de la aeronave siniestrada y el impacto

La aeronave procedía con rumbo 060°. Sus restos se hallaron diseminados sobre la ladera Norte de una estribación de 1.250 m de elevación y de una pendiente del 21% aproximadamente. La dispersión general indicaba que antes de caer sobre el terreno la aeronave había sobrevolado el área donde se encontraban.

Los primeros restos se localizaron en la parte más alta de la ladera Sur. En ella se encontraban fragmentos de capa de pintura de color azul y blanco, restos de plástico de color rojo con acanaladura, vidrio plano transparente y remache de recubrimiento exterior. Todos ellos se identificaron provenientes de la parte inferior de la célula, de la luz anticolisión y del foco de aterrizaje.

Situados en el punto anterior, parte del carenado superior de los motores aparecía suspendido sobre la copa de un árbol y, en la misma dirección, un fragmento de pala del rotor de cola había sido lanzado a unos 50 m de distancia.

Igualmente y tras describir un giro de unos 270° a izquierdas desde el primer punto indicado se localizó el impacto de la aeronave sobre una gran roca, en la que se apoyaba el conjunto del tren de aterrizaje con los travesaños deformados por aplastamiento. La roca presentaba un fuerte impacto en su base que le produjo el desprendimiento de parte de ella.

La siguiente figura describe la posición de los restos principales:

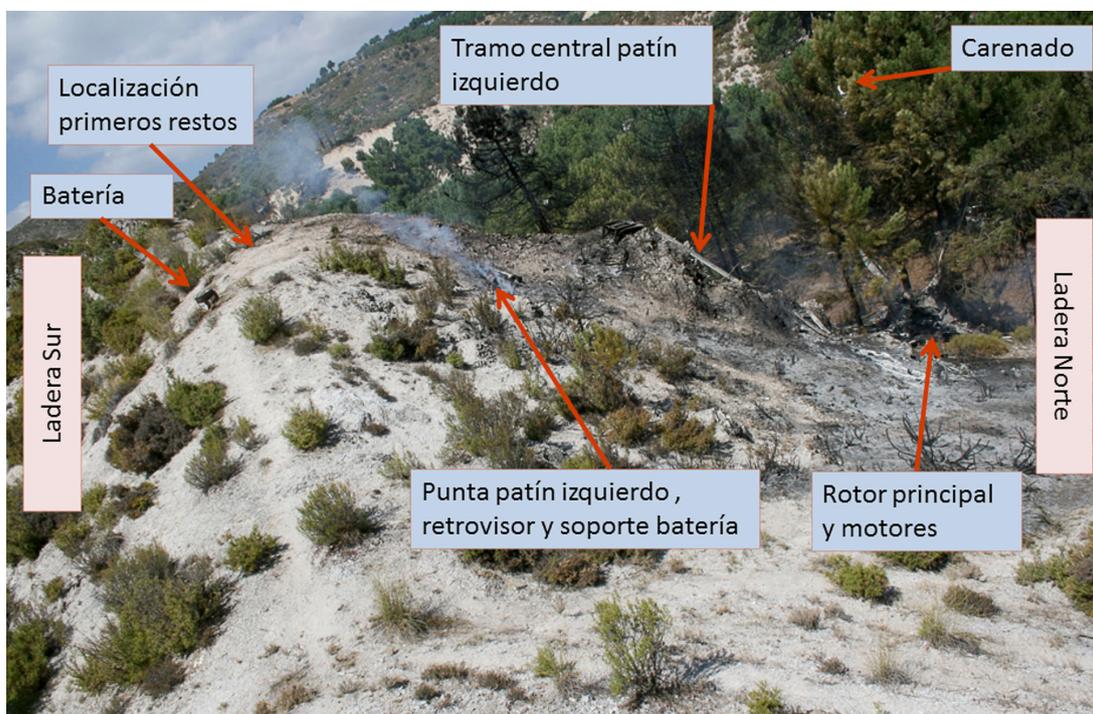


Figura 1. Vista general de los restos 1

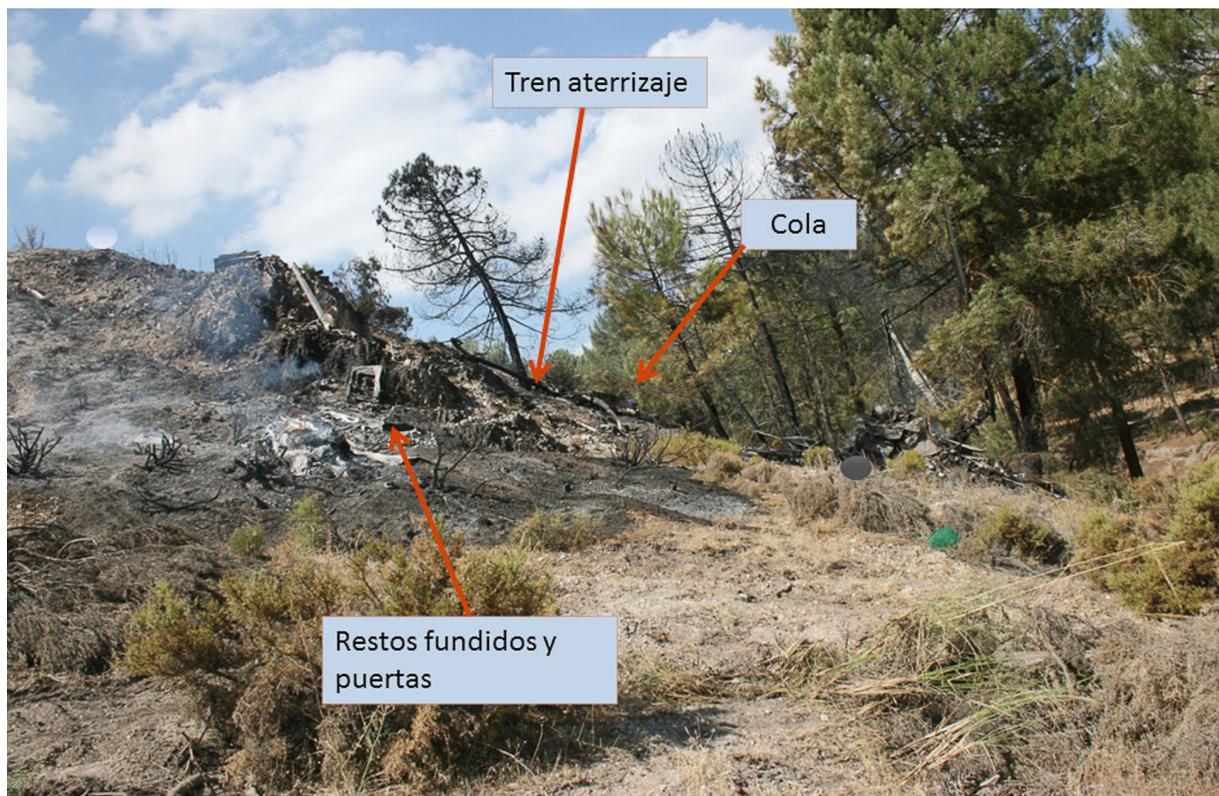


Figura 2. Distribución de restos en la ladera

En su caída por la ladera fueron quedando las puertas del lado izquierdo y material de aluminio fundido. Cuando se detuvo, los motores, rotor principal y habitáculo fueron sometidos a un fuego muy intenso.

En el interior de estos restos fueron localizados los dos registradores de vuelo. Las cuatro palas permanecían unidas a la cabeza del rotor y dobladas hacia la mitad de su longitud. Los mecanismos de accionamiento del colectivo y cíclicos estaban fracturados y afectados por el fuego. Asimismo, la caja de accesorios del motor y la caja combinada estaban destruidas. Sobre la copa de un árbol junto a estos restos se encontró la parte de carenado citado anteriormente.

La cola del helicóptero estaba separada de la célula. La sección de rotura estaba fundida y el eje de potencia fraccionado en varias partes. En la parte trasera, sobre la zona del patín de cola, se mostraba un fuerte impacto con restos de madera incrustados. El patín de cola se localizó separado, junto al rotor de cola, y presentaba una sección de rotura próxima a su encastre con la estructura.

Desde la caja de transmisión de 42°, el estabilizador vertical había basculado y curvado hacia atrás, con pliegues en la longitud del borde de salida. Las dos palas del rotor de cola también tenían varios pliegues por impacto contra el terreno, y una de ellas perdió un tramo de unos 20 cm de la punta que, como se citó anteriormente, fue localizada apartada del conjunto de restos.



Figura 3. Impacto en la cola

Finalmente, la batería permanecía sobre la cumbre de la estribación, alineada con el tren de aterrizaje y cola, junto a la localización de los primeros restos.

2.2. Información sobre los registradores de vuelo

La aeronave estaba equipada con dos registradores, uno de datos de vuelo (FDR) y otro de voces de cabina (CVR), localizados en la zona frontal de la célula, si bien no eran preceptivos para el vuelo de posicionamiento que realizaba.

La identificación de los registradores es la siguiente:

- Ambos registradores fueron fabricados por L3 Communications Aviation Recorders.
- El registrador de datos era del modelo F1000, P/N S800-2000-00 y S/N 00808, con soporte de memoria de estado sólido.
- El registrador de voz era del modelo A100A, P/N 93A100-83 y S/N 61600, con soporte de cinta para la grabación.

Los registradores fueron localizados uno junto a otro en el interior los restos calcinados de la célula, habían perdido su color naranja y mostraban diversas deformaciones en la carcasa externa. El efecto del fuego produjo la destrucción de las balizas de localización y el deterioro de los conectores de datos al soporte de grabación.

Los registradores fueron trasladados a la Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo (ANSV) de Italia para la recuperación de los datos.

El registrador de datos de vuelo y el de voces de cabina presentaban el aspecto exterior e interior que se muestra en las siguientes figuras.

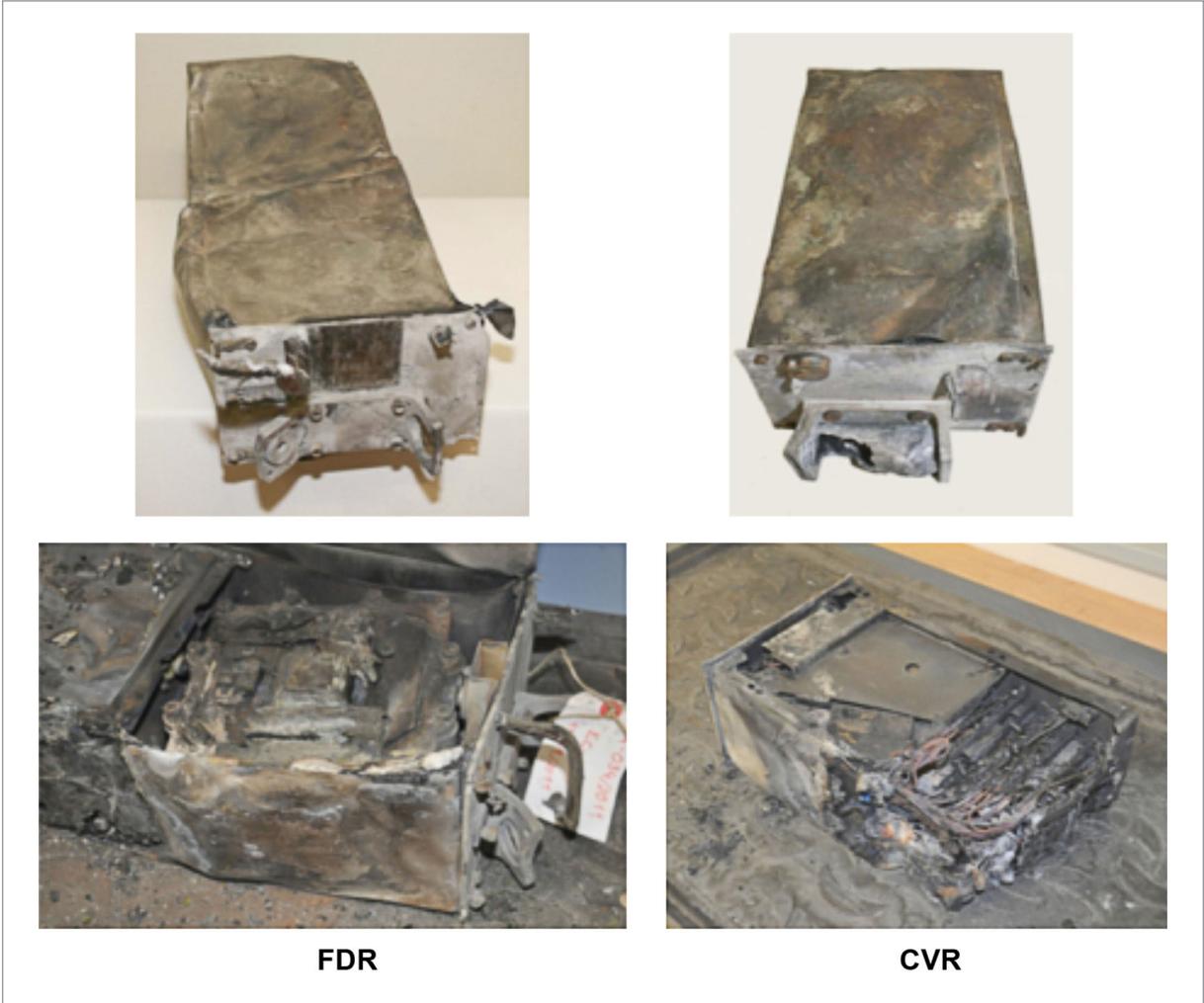


Figura 4. Estado de los registradores de vuelo tras su recuperación



Figura 5. Estado de los soportes de grabación del FDR y CVR

Para la recuperación de los datos del registrador de vuelo fue necesaria la participación del fabricante L3 Communications, ya que se debió reparar el conector de la memoria de estado sólido. La cinta magnética, soporte del registrador de voces de cabina, tuvo que ser reconstruida (reparación, montaje y limpieza) debido al efecto del calor al que estuvo sometida.

Finalmente, se obtuvo una grabación con 42 horas, 26 minutos y 12 segundos con datos del FDR y 24 minutos y 31 segundos del CVR.

Examen e información del FDR

Durante la validación de los datos de vuelo se comprobó que los parámetros: *AIR SPEED*, *ALTITUDE RATE*, *OUTSIDE AIR TEMPERATURE* y *PRESSURE ALTITUDE*, no disponían de información.

Para comprobar el origen de la falta de información de estos parámetros se examinaron las grabaciones realizadas por otros registradores de datos de vuelo que fueron instalados con anterioridad en la aeronave. La última descarga, de fecha junio de 2011, procedía de un registrador de la misma marca y número de parte, identificado con el S/N 00808. Se verificó que los parámetros citados tampoco se habían registrado. No obstante, pudo comprobarse que sí se habían grabado esos mismos parámetros pero referidos a otra aeronave que lo había montado.

Otro registrador similar a los anteriores, identificado con el S/N 00687, estuvo igualmente instalado en la aeronave accidentada, en él tampoco se habían registrado esos parámetros.

La investigación realizada concluyó que, de acuerdo con el esquema del sistema de grabación de datos de vuelo, existía un problema en el cableado entre el computador de datos de aire y la unidad de adquisición de datos de vuelo (FDAU) en la aeronave EC-JRY.

Examen e información del CVR

En el CVR aparecen dos tramos diferenciados. El primer tramo corresponde a los primeros catorce minutos y medio registrados. Esta grabación corresponde a la parte final del vuelo instrumental realizado con el indicativo FMA01. El contexto de las interlocuciones grabadas muestra que se trataba de un vuelo en el que comandante de la aeronave asesoraba la maniobra instrumental que ejecutaba el copiloto. Este tramo finaliza después de que la aeronave fuera autorizada a realizar una 'baja aproximación' a la pista 09.

El segundo tramo se inicia después que la aeronave sobrevolara la pista del aeropuerto de Granada y se activara el plan de vuelo visual con indicativo FMA02. Igualmente a como ocurrió con el primer plan, el comandante asesoraba al copiloto en la navegación.

En la audición de la grabación no se advierte signo alguno de situación anómala o emergencia.

2.3. Trayectoria seguida por la aeronave

Se ha reconstruido el recorrido de la aeronave con los datos de geoposición del seguimiento de flota dando como resultado el siguiente gráfico:

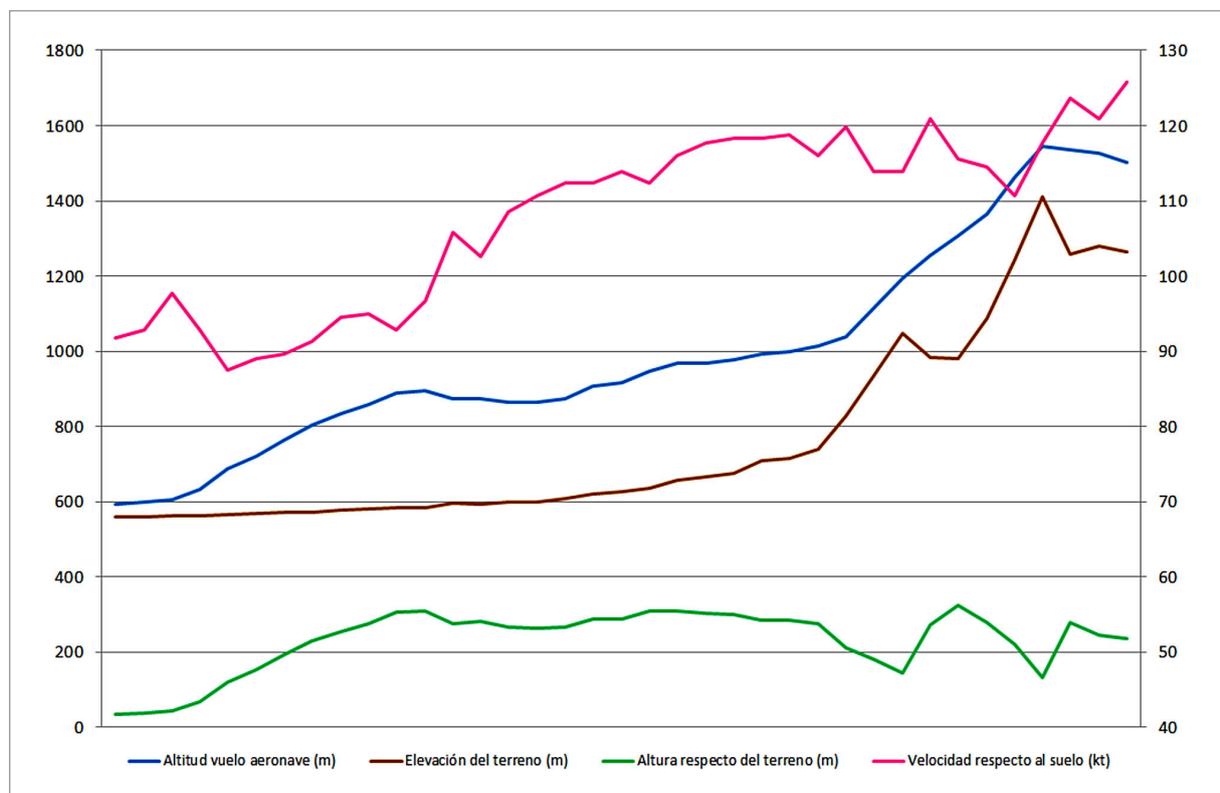


Figura 6. Perfil de vuelo

Con la sincronización correspondiente con los parámetros del FDR puede ser evaluado el margen de altura respecto del terreno que siguió la aeronave.

2.4. Inspección de los motores de la aeronave

Los motores presentaban severos daños producidos por el fuego e impacto contra el terreno. La caja de accesorios y la caja combinada se encontraban desintegradas.

En contacto con el fabricante, Pratt & Whitney Canadá, se coordinó llevar a cabo la revisión de los parámetros de motor registrados en el FDR y la inspección de los motores.

El departamento de ingeniería señaló que a la vista de los datos registrados no se aprecian indicios de anomalía antes del impacto contra el terreno y, por tanto, se puede concluir que el funcionamiento de los motores era correcto. Asimismo, un técnico del fabricante desplazado a España valoró el estado de los restos concluyendo que no existían evidencias que indicaran el malfuncionamiento de los motores.

2.5. Examen del sistema de control del colectivo de la aeronave

A la vista de los datos obtenidos y en particular de los parámetros validados del FDR se estudiaron diferentes hipótesis que explicaran la maniobra realizada por la aeronave y las actuaciones de control de los pilotos.

Con este fin se recuperaron parcialmente de entre los restos la cadena de transmisión y mando que forman el sistema colectivo de la aeronave. Los elementos recuperados mostraban signos severos del impacto y el fuego a que estuvieron sometidas. Únicamente fueron identificables los dos mandos del colectivo (collective stick), los tubos de interconexión entre ambos mandos y la palanca del colectivo (collective lever), como muestra la figura 7.



Figura 7. Palanca del colectivo

El estudio metalográfico en laboratorio de las dos secciones de fractura que presenta la palanca del colectivo no pudo concluir el tipo de rotura que sufrieron ya que el micro-relieve de su superficie se había fusionado por el calor.

2.6. Estudio de las actuaciones de la aeronave bajo distintos modos de fallo de los sistemas de la aeronave

Con el fin de identificar los registros del FDR con un posible mal funcionamiento de alguno de los sistemas de la aeronave se analizaron el comportamiento de ésta dependiendo del fallo del sistema cíclico, sistema colectivo, eje de potencia, regulador de combustible, etc.

Los resultados de este estudio fueron trasladados a un simulador de vuelo localizado en Sevilla, en las instalaciones de la compañía que operaba la aeronave. Asimismo, se realizó una inspección visual de los sistemas en un helicóptero igual al siniestrado en las instalaciones del mismo operador en Palma del Río (Córdoba).

2.7. Antecedentes de accidentes similares

Detectados sucesos similares al presente en México y Qatar, se requirió información a las comisiones de investigación de ambos países. El análisis de la información recibida descartó similitud con el investigado.

2.8. Estudio del espectro de sonido del CVR

Al mismo tiempo que se realizó el estudio de las actuaciones de la aeronave indicado anteriormente, se iniciaron los trabajos para analizar el espectro de sonido del CVR en el laboratorio del Bureau d'Enquêtes et d'Analyses (BEA) pour la Sécurité de l'Aviation civile en Francia.

El análisis mostró como dato más significativo que hubo una señal acústica anómala proveniente de la caja de transmisión principal (MGB), en concreto relacionada con los dos engranajes epicicloidales que modifica el régimen de vueltas al rotor.

2.9. Inspección de la los restos de la caja de transmisión principal (MGB)

Se procedió a la inspección de la MGB cuyo estado presentaba el siguiente aspecto:



Figura 8. Restos caja de transmisión principal

El interior de la misma reveló que los cuatro piñones del planetario inferior estaban deformados, incluidos sus rodamientos, y los dientes del piñón central deformados, como muestran las siguientes figuras:



Figura 9. Planetario inferior



Figura 10. Piñón central

Los daños observados impidieron la continuidad de la cadena de accionamiento, lo que explica el peculiar comportamiento de los datos grabados por el FDR.

La información obtenida fue puesta en conocimiento de los miembros acreditados en la investigación y el fabricante de la aeronave se trasladó a las instalaciones de la CIAIAC para realizar una primera evaluación de los daños.

3. PRÓXIMAS ACCIONES

En colaboración con el fabricante se está gestionando la realización de varias pruebas para reproducir el fallo detectado, al objeto de contrastar los resultados con los que presenta la caja de transmisión del suceso.

Asimismo, se va a proceder al desmontaje y estudio espectrográfico en laboratorio de los elementos afectados, para analizar el mecanismo de esfuerzo y rotura al que estuvo sometido.

A la finalización de los ensayos previstos y tras el análisis de los resultados, se publicará un informe final.

ANEXO 1

Cronograma de la investigación

