

CIAIAC

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

Informe técnico 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 técnico

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: 161-16-199-1

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

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

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

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

Índice

Abreviaturas	vii
Sinopsis	ix
1. Información factual	1
1.1. Antecedentes del vuelo	1
1.2. Lesiones personales	2
1.3. Daños a la aeronave	2
1.4. Otros daños	2
1.5. Información sobre el personal	2
1.5.1. Comandante	3
1.5.2. Copiloto	3
1.6. Información sobre la aeronave	4
1.6.1. Célula	4
1.6.2. Certificado de aeronavegabilidad	5
1.6.3. Motores	5
1.6.4. Registros de mantenimiento	5
1.6.5. Limitaciones de la aeronave	5
1.6.6. Información sobre las listas de chequeo de la aeronave	6
1.6.7. Actuaciones de la aeronave	7
1.6.8. Información de controles de vuelo	7
1.6.9. Transmisión principal	11
1.7. Información meteorológica	16
1.8. Ayudas para la navegación	16
1.9. Comunicaciones	16
1.10. Información de aeródromo	16
1.11. Registradores de vuelo	16
1.11.1. Información general	16
1.11.2. Información sobre los trabajos de recuperación de los datos	17
1.11.3. Información del FDR	19
1.11.4. Información sobre el CVR	20
1.11.5. Sincronización	22
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	22
1.13. Información médica y patológica	25
1.14. Incendio	25
1.15. Aspectos relativos a la supervivencia	26
1.16. Ensayos e investigaciones	26
1.16.1. Trayectoria seguida por la aeronave	26
1.16.2. Examen de restos del sistema de control del colectivo	29
1.16.3. Examen de los motores	29
1.16.4. Estudio del espectro de los sonidos grabados por el CVR	29
1.16.5. Inspección de la caja de transmisión principal	30
1.16.6. Test de verificación	31

1.16.7. Antecedentes	32
1.16.8. Información del tripulante de la aeronave previo al suceso	33
1.17. Información sobre organización y gestión	33
1.18. Información adicional	33
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces	34
2. Análisis	35
2.1. General	35
2.2. Reconstrucción de la trayectoria seguida durante el segundo tramo del vuelo	35
2.3. Investigación	37
2.3.1. Interpretación de los 24 segundos últimos registrados por el FDR	38
2.3.2. Consideraciones realizadas	39
2.3.3. Análisis del impacto sobre el terreno	40
2.4. Fallo de la caja de transmisión principal	40
2.5. Aspectos sobre la falta de indicación y/o aviso	41
2.6. Análisis de la actuación de la aeronave sin par en el rotor principal	42
3. Conclusiones	45
3.1. Constataciones	45
3.2. Causas/factores contribuyentes	45
4. Recomendaciones de seguridad operacional	47
Apéndices	49
Apéndice 1	51
Apéndice 2	55
Apéndice 3	59
Apéndice 4	63
Apéndice 5	67

Abreviaturas

00°	Grado(s) sexagesimal(es)
00 °C	Grado(s) centígrado(s)
ADC	Computador de datos de aire
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
ANSV	Agencia Nazionale per la Sicurezza del Volo (Italia)
BEA	Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile (Francia)
CH	Canal radio («Channel»)
cm	Centímetro(s)
CPL(H)	Licencia de piloto comercial de helicóptero («Commercial Pilot License (Helicopter)»)
CSMU	«Crash Survivable Memory Unit»
CVR	Registrador de voces en cabina («Cockpit Voice Recorder»)
EASA	Agencia Europea de Seguridad Aérea
EUROCAE	European Organization for Civil Aviation Equipment
FDAU	Unidad de adquisición de datos de vuelo («Flight Data Acquisition Unit»)
FDR	Registrador de datos de vuelo («Flight Data Recorder»)
FL	Nivel de vuelo («Flight Level»)
ft	Pie(s)
ft/min	Pies por minuto
GPS	Sistema de posicionamiento global («Global Positioning System»)
GSM	Sistema global de comunicaciones móviles («Global System for Mobile Communications»)
h	Hora(s)
IFR	Reglas de vuelo instrumental
IR(H)	Habilitación de vuelo instrumental de helicóptero
JAR-FCL	Requisitos conjuntos de aviación para las licencias de la tripulación de vuelo
KIAS	Velocidad indicada en nudos («Indicated airspeed knots»)
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
kt	Nudo(s)
lb	Libra(s)
m	Metro(s)
m ²	Metro(s) cuadrados(s)
MGB	Caja de transmisión principal («Main Gear Box»)
MTOW	Peso máximo autorizado al despegue («Maximum Take off Weight»)
min	Minuto(s)
mm:ss	Minutos:segundos
N	Norte
N1	Revoluciones de la generadora de gases (en tanto por ciento)
N2	Revoluciones de la turbina de potencia (en tanto por ciento)
Nr o NR	Revoluciones del rotor principal (en tanto por ciento)
O	Oeste
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
P/N	Número de parte («Part Number»)
psi	Libras por pulgada cuadrada («Pounds per square inch»)
rpm	Revoluciones por minuto
S	Segundo(s)
S/N	Número de serie («Serial Number»)
TBO	Tiempo entre revisiones generales («Time Between Overhaul»)
TRI(H)	Instructor de habilitación de tipo de helicópteros
TSO	Orden de especificación técnica («Technical Standard Orders»)
TWR	Torre de control de aeródromo (Aerodrome Control Tower)
UTC	Tiempo Universal Coordinado («Coordinated Universal Time»)
V	Voltio(s)
VOR	Radiofaro omnidireccional VHF («VHF Omnidirectional Radio Range»)

Sinopsis

Propietario y operador:	FAASA Aviación, S. A.
Aeronave:	Agusta AB-412
Fecha y hora del accidente:	Lunes, 19 de septiembre de 2011; a las 09:25 h ¹
Lugar del accidente:	Término municipal de La Peza (Granada)
Personas a bordo:	3; 2 tripulantes, fallecidos y 1 pasajero, fallecido
Tipo de vuelo:	Aviación general – Otros – Vuelo de posicionamiento
Fase de vuelo:	En ruta
Fecha de aprobación:	28 de septiembre de 2015

Resumen del accidente

El día 19 de septiembre de 2011 la aeronave Agusta AB-412, matrícula EC-JRY, despegó a las 08:18 horas 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). Las condiciones meteorológicas durante el vuelo no eran limitativas para el vuelo.

El vuelo se realizó en dos tramos consecutivos. El primer plan de vuelo (indicativo FMA01) se desarrolló desde el aeródromo de origen hasta el aeropuerto de Granada-Jaén. Seguidamente, se activó un segundo plan de vuelo (indicativo FMA02) hasta el destino en Alhama de Almería. La tripulación mantuvo contacto con el servicio de control aéreo en cada uno de los tramos, no registrándose ninguna llamada de emergencia.

Durante el recorrido del segundo plan de vuelo la aeronave se precipitó contra el terreno, originándose el incendio de los restos y del área de vegetación circundante a los mismos. Los tres ocupantes de la aeronave fallecieron a consecuencia del impacto.

El análisis del espectro de sonido del registrador de voces de cabina mostró la alteración de la frecuencia referida al planetario inferior de la transmisión principal. El examen de los restos de la caja de transmisión principal (MGB) ha permitido determinar que se produjo un fallo en los engranajes del planetario inferior de la transmisión, que ocasionó

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.

la incapacidad de transmitir par hasta el rotor de transmisión principal, y que la aeronave se precipitara contra el terreno.

El fallo del planetario inferior fue provocado por la falta de lubricación en la caja, cuyo origen no ha podido determinarse debido a la afectación de la aeronave por el fuego.

Debido a la afectación del fuego sobre los restos de la aeronave, fue necesaria la apertura de distintas líneas de investigación de distintos sistemas de la aeronave que, en su progresión, quedaron inconclusas o fallidas y que prolongaron en el tiempo la investigación.

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 08:18 horas 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 localizado en éste municipio.

El vuelo se realizó en dos tramos consecutivos. 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, sin interrumpir el vuelo 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 FMA01. 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. Transcurridos 3 minutos la aeronave inició el ascenso hasta nivel FL090 y con rumbo 120° se mantuvo 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 no limitativas 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 rumbo de 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 en cuyas proximidades, 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 («Global System for Mobile Communications»), la cual servía de soporte para la transmisión.

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 cota 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. Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos	2	1	3	
Lesionados graves				
Lesionados leves				No se aplica
Ilesos				No se aplica
TOTAL	2	1	3	

1.3. Daños a la aeronave

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

1.4. Otros daños

Varios árboles y pasto se vieron afectados por el fuego. La superficie afectada ha sido estimada en unos 1.000 m².

1.5. 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 la habilitación de instructor de tipo (TRI(H)) del tipo Bell 212/412, llevando a cabo esta función dentro de la organización del operador entre las habituales de vuelo. 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 tripulantes 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.

1.5.1. Comandante

- Edad: 48 años
- Nacionalidad: Española
- Licencia de piloto comercial de helicópteros CPL(H), emitida de acuerdo a los requisitos de OACI (Organización de Aviación Civil Internacional) y JAR/FCL por AESA (Agencia Estatal de Seguridad Aérea):
 - Fecha de emisión inicial: 06/09/1989
 - Fecha de caducidad: 31/06/2013
- Certificado médico: Válido hasta el 09/10/2011
- Habilitaciones en vigor y fecha de validez:
 - Bell 212/412: Hasta 30/04/2012
 - Bell 222/230/430: Hasta 30/04/2012
 - IR(H): Hasta 31/03/2012
 - Agroforestal (sólo lucha contra incendios): 20/05/2013
 - TRI(H), Bell 212/412: Hasta 14/06/2014
- Horas de vuelo:
 - Totales: 5.427 h
 - En el tipo: 2.352 h
 - Últimos 30 días: 6:55 (5:25 h en el tipo)
 - Últimos 7 días: 2:55 h
 - Últimas 24 h: 0:00 h
- Descanso: > 12 h

1.5.2. Copiloto

- Edad: 41 años
- Nacionalidad: Española
- Licencia de piloto comercial de helicópteros CPL(H), emitida de acuerdo a los requisitos de OACI (Organización de Aviación Civil Internacional) y JAR/FCL Instituto Nacional de Aviação Civil – Portuguese:
 - Fecha de emisión inicial: 24/04/1997
 - Fecha de caducidad: 15/04/2015
- Certificado médico: Válido hasta el 27/10/2011
- Habilitaciones en vigor y fecha de validez:
 - Bell 212/412: Hasta 31/03/2012

- IR(H): Hasta 30/09/2011
- Agroforestal (sólo lucha contra incendios): 14/06/2012
- Horas de vuelo:
 - Totales: 3.056 h
 - En el tipo: 557 h
 - Últimos 30 días: 25:35 (todas en el tipo)
 - Últimos 7 días: 14:00 h
 - Últimas 24 h: 0:00 h
- Descanso: > 12 h

1.6. Información sobre la aeronave

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».

En el apartado de Limitaciones de la sección 1 del manual de vuelo de la aeronave, se indica que la tripulación mínima de vuelo es de un piloto que operará el helicóptero desde el asiento derecho de la tripulación. El asiento de la izquierda puede ser utilizado para un piloto adicional cuando los controles de doble mando y el equipo de instrumentos del copiloto estén instalados. Asimismo, en la sección 1, se indica que la aeronave estaba configurada y certificada para realizar operaciones de vuelo instrumental IFR («Instrument Flight Rules») Categoría I.

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

1.6.1. Célula

Fabricante:	Agusta Bell
Tipo:	AB-412
Núm. de fabricación:	25803
Matrícula:	EC-JRY
Año de fabricación:	1994
MTOW:	5.400 kg
Horas totales hasta 19/09/2011:	4.878 h
Propietario:	Fortis Lease Ibérica, S. A.
Explotador:	FAASA Aviación, S. A.

1.6.2. *Certificado de aeronavegabilidad*

Número: 6074
 Fecha de renovación: 30/12/2010
 Fecha de caducidad: 14/01/2012

Emitido con autorización de AESA.

1.6.3. *Motores*

	Motor n.º 1	Motor n.º 2
Marca:	Pratt & Whitney	Pratt & Whitney
Modelo:	PT6T-3B	PT6T-3B
Número de serie:	CP-PS63379	CP-PS63140
Tiempo total de funcionamiento:	4.766 h	5.014 h
Tiempo de funcionamiento desde su instalación en la aeronave:	789 h	565 h
Ciclos:	4.861	3.682

1.6.4. *Registros de mantenimiento*

Los registros de mantenimiento muestran que la aeronave tenía un programa de mantenimiento aprobado de referencia FAA-AB-412-PMA, edición 2, revisión 2, de 15 de marzo de 2011, aprobado por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea. 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 h respectivamente.

En relación con los registros de mantenimiento de los dos motores, éstos 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.

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

1.6.5. *Limitaciones de la aeronave*

Las limitaciones de la aeronave que figuran en la sección 1 del manual de vuelo indican que los datos referidos a los valores de par (torque), revoluciones del rotor principal (Nr) y motor (N2) son los que presenta la figura 1.

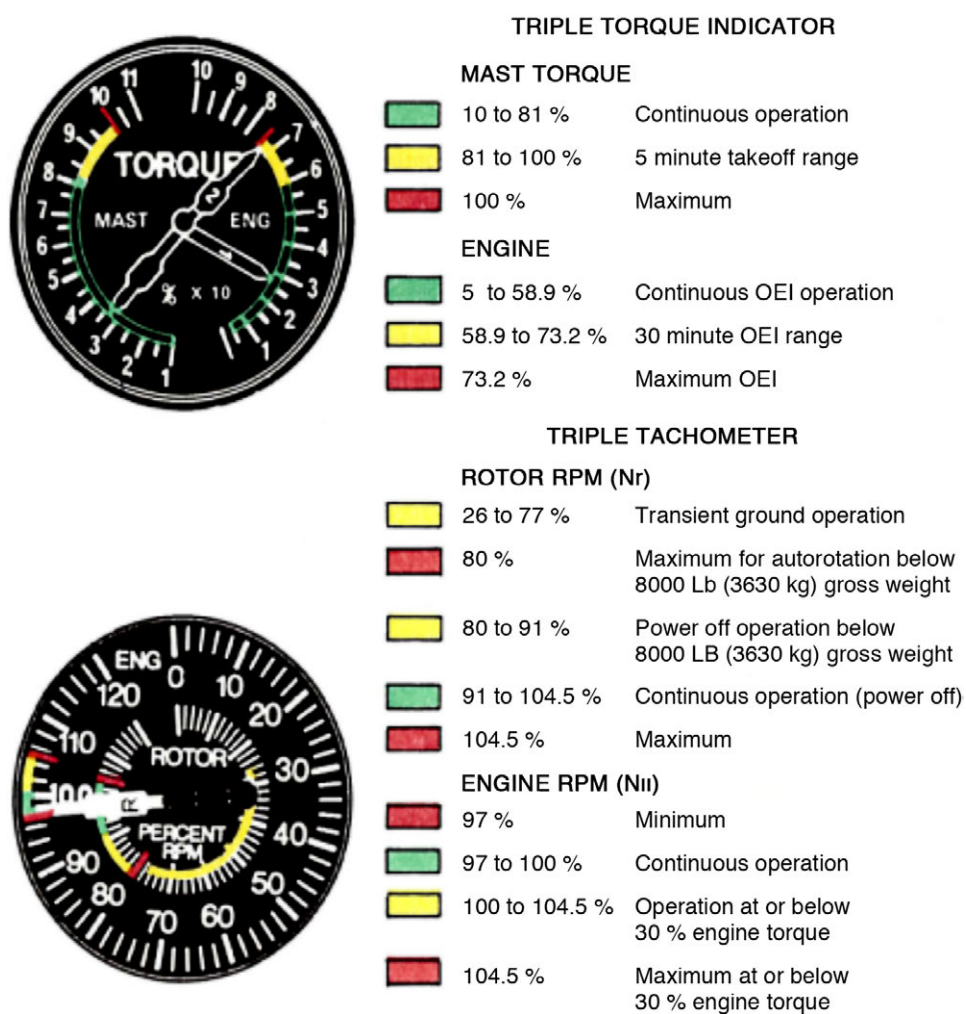


Figura 1. Limitaciones

1.6.6. Información sobre las listas de chequeo de la aeronave

La sección 2 del manual de vuelo de la aeronave incluye las listas de chequeo referidas a: inspección externa, prearranque, arranque, antes de despegar y operaciones en vuelo. En estas se recogen las siguientes referencias a la transmisión:

- Verificar con la vista el nivel de aceite a través del visor de ventanilla (inspección externa).
- Asegurar la tapa de relleno del aceite (inspección externa).
- Chequear y resetear, si se requiere, los indicadores de los detectores de partículas (prearranque).
- Chequear y resetear, si se requiere, las luces del panel de luces «MASTER CAUTION» (prearranque).

- No incrementar la potencia por encima del ralentí de vuelo hasta que la temperatura del aceite no esté por encima de 15 °C (arranque del primer motor).
- Chequear la presión de lubricación (arranque del primer motor).
- Chequear si la presión y temperatura de aceite están dentro límites (arranque segundo motor).
- Chequear si la presión y temperatura de aceite están dentro límites (antes de despegar).
- Luces de aviso y advertencia apagadas (antes de despegar).
- Chequear si el instrumentos de la transmisión dentro de rango (operaciones en vuelo).

1.6.7. Actuaciones de la aeronave

Conforme al manual de vuelo se ha calculado que, para el peso aproximado de 8.614 lb, el régimen de ascenso de la aeronave a una velocidad de 70 KIAS es de aproximadamente 2.600 ft/min, en las condiciones de temperatura y altitud del área que sobrevolaba la aeronave antes de precipitarse contra el terreno.

1.6.8. Información de controles de vuelo

1.6.8.1. Sistema de control del mando colectivo

La capacidad de controlar la sustentación generada por el giro de las palas del rotor principal, y de este modo permitir el cambio de altitud del helicóptero en vuelo, se realiza mediante un sistema denominado control de paso del colectivo, véase figura 2. Este sistema se actúa mediante un mando de control o stick (detalle 12, figura 2) situado a la izquierda del asiento de cada uno de los pilotos, ambos mandos se unen a un eje común, el cual actúa sobre un servoactuador (detalle 3, figura 2) a través de una serie de tubos y levas. El servoactuador conecta con la palanca del colectivo (detalle 1, figura 2), montada en la parte superior de la caja de transmisión principal.

La palanca del colectivo (detalle 1, figura 3) pivota en el punto medio y, como muestra la figura 3, conecta con la manga del colectivo (detalle 2, figura 3) en su parte interna que, en su movimiento de ascenso y descenso, traslada el movimiento a una maza rotatoria (detalle 3, figura 3) que acciona las barras de cambio de paso en cada pala del rotor principal (detalle 9, figura 3).

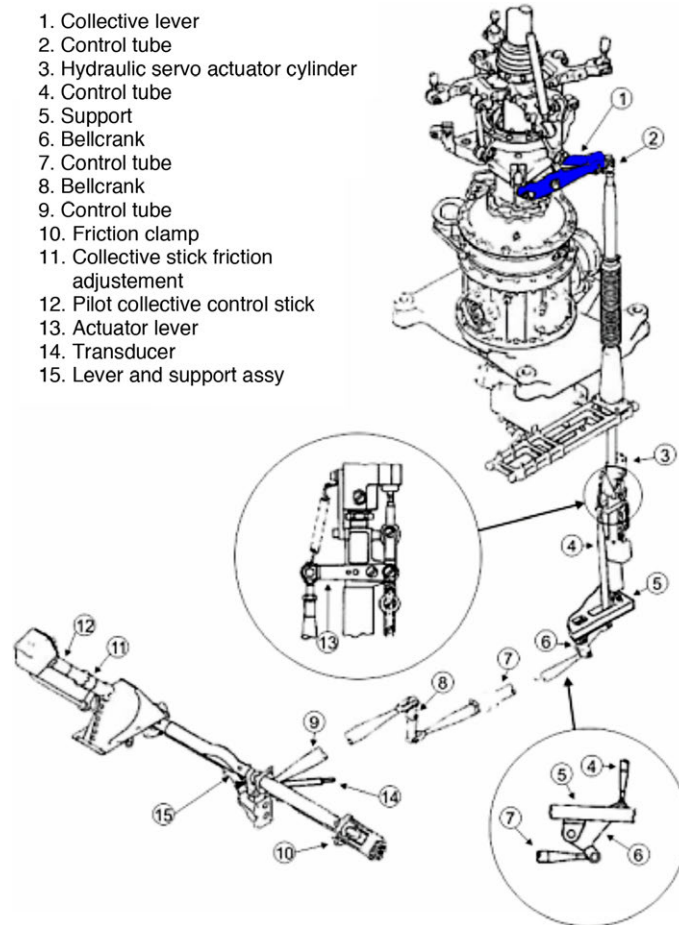


Figura 2. Sistema de control de paso del colectivo

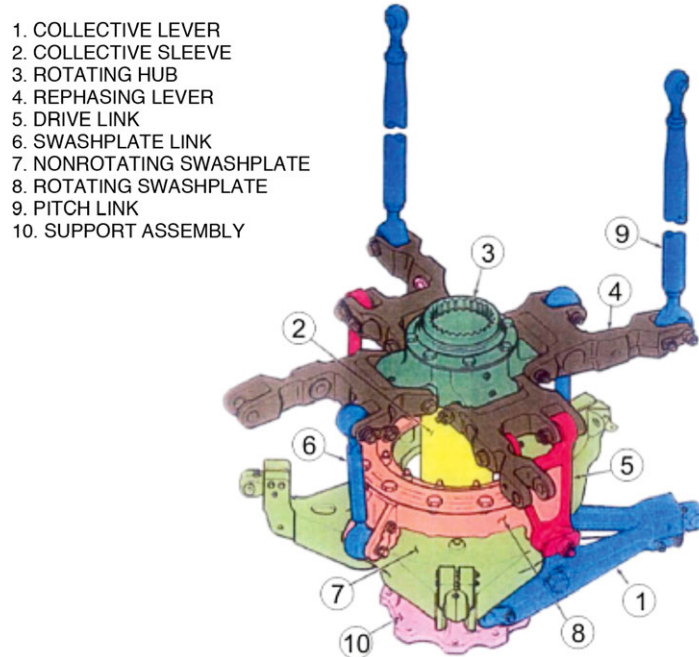


Figura 3. Situación de la palanca del colectivo (detalle 1)

1.6.8.2. Sistema de control anti-par

El helicóptero AB-412 dispone de un rotor principal que gira hacia la izquierda, en sentido antihorario visto desde arriba. Esto origina que la célula del helicóptero guiñe hacia la derecha alrededor del mástil.

Para compensar las variaciones de par que se produzcan en el rotor principal, cuando se eleva o desciende el mando colectivo, cada puesto de pilotaje dispone de unos pedales que posibilitan el control de la dirección en vuelo y contrarrestar el giro del fuselaje durante el vuelo estacionario.

El sistema de control anti-par transmite el movimiento de los pedales hasta un rotor de dos palas montado en la parte superior del lado derecho de la cola. Estas palas posibilitan la regulación de la fuerza horizontal requerida en cada momento. Esto se realiza mediante un sistema que permite variar el paso de las palas desde valores positivos hasta negativos, pasando por un punto neutro. Un ángulo de paso positivo tiende a mover la cola hacia la derecha y un ángulo de paso negativo hacia la izquierda. Mientras que si el ángulo de paso es cero no se produce empuje.

En cuanto al movimiento de los pedales, desde su posición neutra, al aplicar pedal derecho el morro gira a la derecha y la cola hacia la izquierda. Al aplicar pedal izquierdo los giros y desplazamientos se invierten.

Esta función se complementa con el estabilizador vertical de cola, el cual está diseñado para ayudar al control del rumbo cuando la velocidad de traslación es superior a 55 kt. No obstante por debajo de esta velocidad el control del rumbo presenta más dificultad, en particular en estacionario.

1.6.8.3. Control del motor

Con objeto de mantener un régimen de revoluciones constantes en el rotor principal del helicóptero, es necesario disponer de un sistema que proporcione un control sobre la potencia del motor y que ésta sea proporcional a la variación de resistencia producida por el cambio de paso en las palas del rotor.

Esta función se realiza básicamente, al igual que el control del cambio de paso de las palas del rotor, desde el mando de control o stick del piloto, que también transmite su movimiento mediante un conjunto de tubos y levas articulado sobre la unidad de control de combustible y sobre el governor de cada motor que dependiendo de la posición del mando de control permite gestionar la potencia requerida por el piloto durante el vuelo. La figura 4 muestra esquemáticamente el control sobre los motores a través del mando de control.

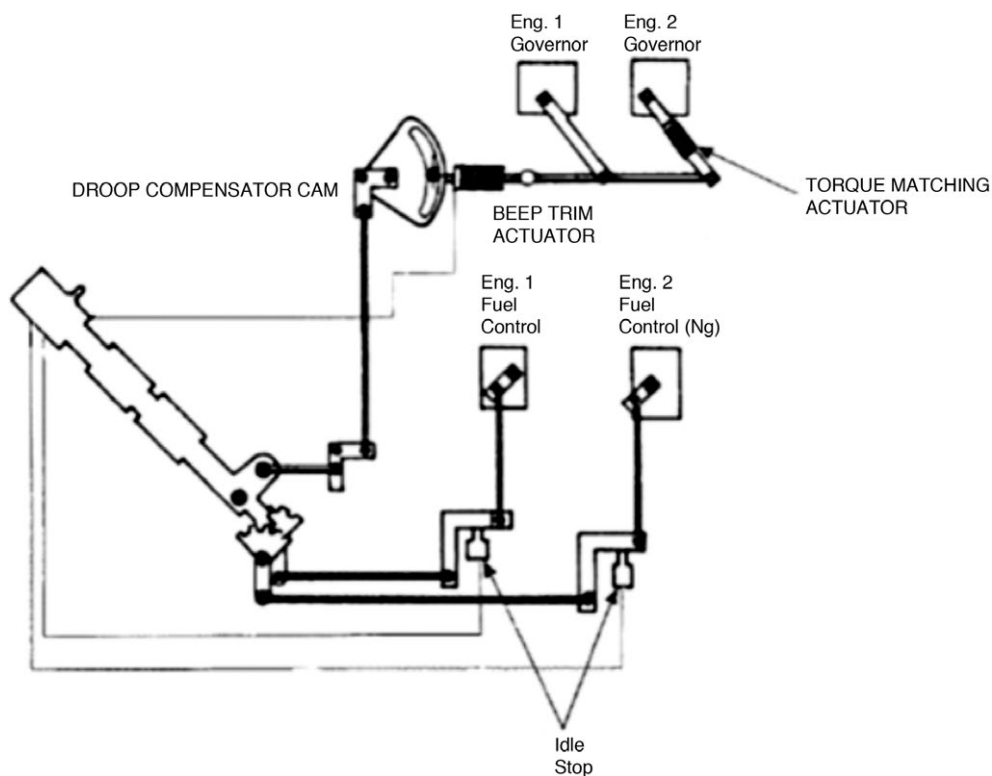


Figura 4. Esquema del control del motor

Las distintas solicitudes de potencia se realizan a través del mando de control del colectivo (en operación con control automático de combustible) y son reguladas de modo que, independientemente del régimen de funcionamiento de los motores, las vueltas del rotor principal (N_r) se mantengan a un régimen del 100% y para ello los sistemas de gestión de cada motor mantendrán las vueltas de N_2 constantes al 100%.

1.6.8.4. Información sobre la palanca del colectivo

La palanca de colectivo de la aeronave está referenciada con el número de parte P/N 412-010-408-101 en las aeronaves modelo 412/412EP de los fabricantes Bell Helicopter y AgustaWestland.

Con fechas 27/09/2011 y 12/12/2011, Bell Helicopter² publicó sendos boletines de servicio con el No.: 412-11-148 motivado al detectarse la fractura por fatiga que sufrió esta pieza a causa de un esfuerzo residual producido durante el proceso de su fabricación. El boletín afecta a aeronaves incluidas en tres grupos de números de serie y contempla la inspección cada 100 horas de la palanca y su sustitución en caso de la presencia de grietas.

² Se tiene constancia que hubo al menos dos sucesos, en abril de 2006 y julio de 2010, en el que se produjo el fallo de la palanca del colectivo.

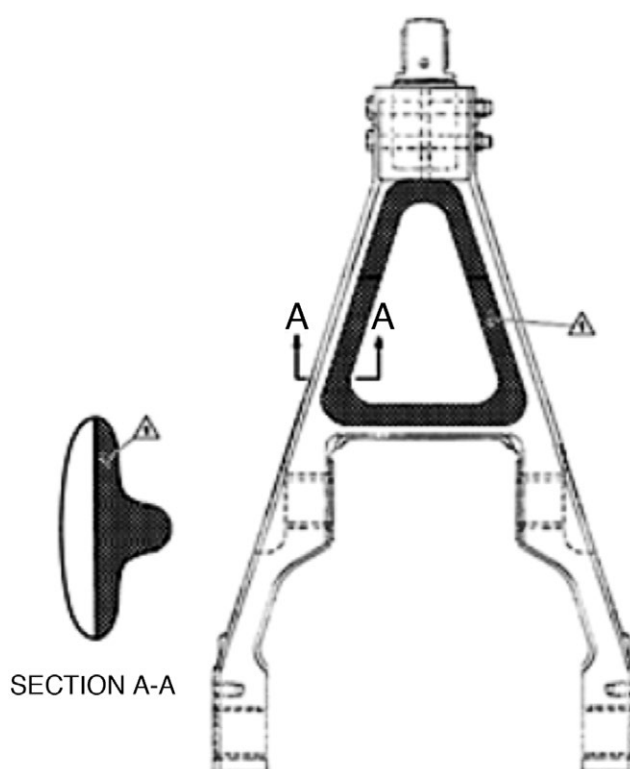


Figura 5. Esquema palanca del colectivo

Por su parte, AgustaWestland publicó igualmente un boletín técnico BT 412-131 con idénticas instrucciones, el 21/11/2011.

Finalmente, con fecha 22/12/2011, la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) recogió la información de los fabricantes y emitió una directiva de aeronavegabilidad, AD No.: 2011-0247, que incluye a todos los números de serie de las aeronaves modelo AB412 y AB412EP del fabricante AgustaWestland. Véase Apéndice 1.

En la figura 5 se representa un esquema de la palanca del colectivo donde se indica el área posible de grietas.

1.6.9. Transmisión principal

La transmisión principal está montada en la zona central de la estructura del helicóptero, permite transferir, cambiar y reducir el número de revoluciones que produce la unidad de potencia para alimentar el mástil del rotor principal. También suministra potencia al sistema de accionamiento del rotor de cola, a su propio sistema de lubricación y a los sistemas hidráulicos. La figura 6 muestra un esquema general de la MGB.

Como puede observarse en el esquema en el recorrido de la cadena de transmisión, el giro del rotor principal y el de cola están mecánicamente correlacionados de modo que,

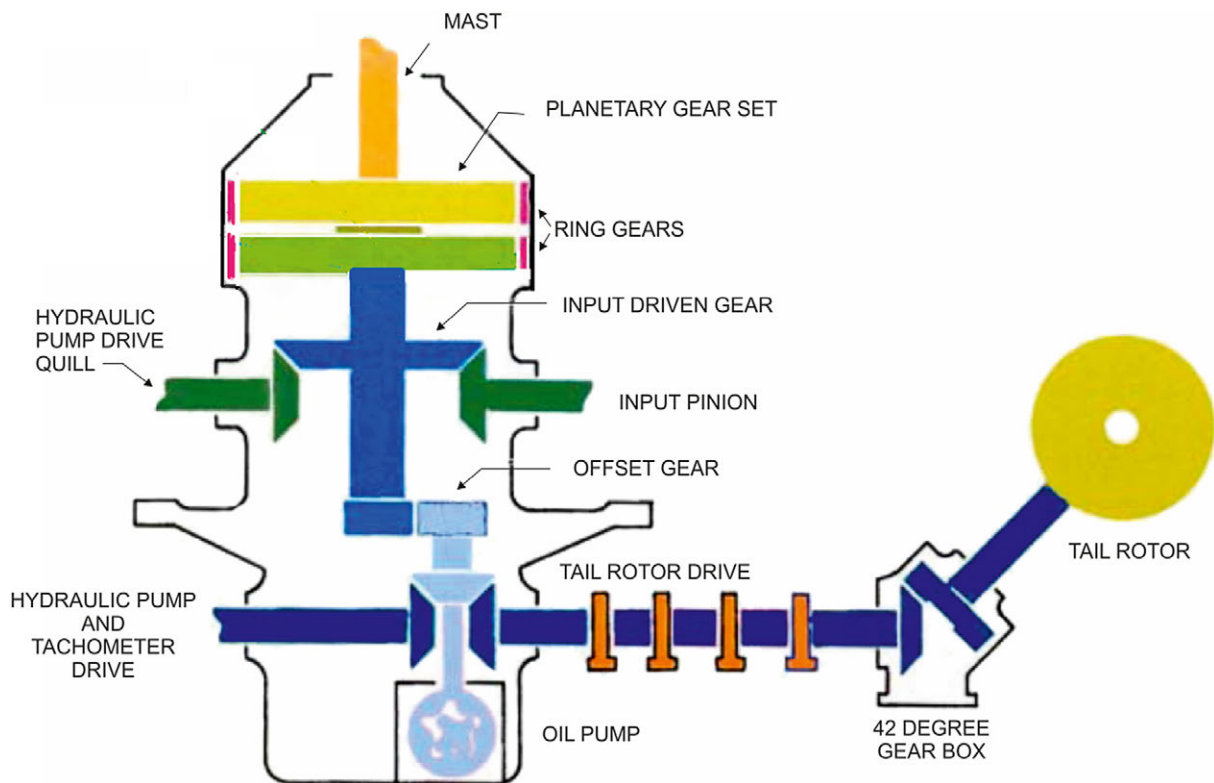


Figura 6. Esquema de la transmisión principal

con un valor régimen de vueltas máximas de 6.600 rpm en el piñón de entrada a la caja de transmisión, las revoluciones máximas del mástil del rotor principal son 324 rpm y 1.660 rpm en el de cola, es decir, el rotor de cola gira unas cinco veces más rápido que el principal. Por tanto, cualquier aumento (disminución) porcentual del vueltas del rotor principal implica el mismo aumento (disminución) porcentual de las vueltas del rotor de cola.

1.6.9.1. Trazabilidad y mantenimiento de la transmisión principal

La caja de transmisión principal que montaba el helicóptero fue fabricada por Bell Helicopter Textron, con el número de parte 412-040-004-109 y con número de serie A108.

Fue instalada en la aeronave por primera vez en mayo de 1994 y posteriormente se le realizó una inspección especial programada de 2.500 h en las instalaciones de AgustaWestland, cuando tenía 2.437 h de funcionamiento, para volver a ser instalada en el mismo helicóptero en agosto del año 2000.

En la fecha del accidente registraba 4.878 h y tenía un remanente de 122 h para la revisión general —Overhaul— a las 5.000 h.

De acuerdo con el programa de mantenimiento de la MGB, comprende revisiones periódicas de 25 h y 300 h/180 días, cuyas tareas incluyen comprobaciones de nivel de aceite, corrosión, daños, fugas, estado general, filtros, tuberías, detectores de partículas, etc.

Del mismo modo, el programa incluye una tarea a realizar a la mitad del TBO/Anual que comprende el cambio de aceite lubricante (con la especificación DOD-PRF-85734) y filtro externo de aceite.

La documentación de mantenimiento de la aeronave mostraba que estos trabajos se habían realizado.

1.6.9.2. Sistema de lubricación de la transmisión

La transmisión principal incorpora su propio sistema autónomo de lubricación (ver **Figura 7**), el cual funciona en cualquier momento que la transmisión gire. El sistema incluye los siguientes componentes: un cárter húmedo con un visor incorporado, una bomba de presión, un refrigerador de aceite regulado por un termostato, filtros internos y externos, un colector de presión a los inyectores, un sensor de temperatura y presión de aceite y una instalación de tuberías que conectan los componentes.

El aceite se almacena en un cárter situado en la parte inferior, es lanzado a través de un filtro y presurizado por una bomba cuando el rotor comienza a girar. Un visor en forma de dos ventanillas circulares situado en la cabina de pasajeros permite visualizar el nivel de aceite durante la inspección exterior.

El aceite presurizado es dirigido a un filtro interno y después sale por una tubería al circuito exterior. Una parte pequeña de aceite es utilizado para lubricar el cojinete del árbol del rotor de cola. El aceite restante pasa a la válvula de alivio y de derivación térmica. Si el aceite está frío, la válvula de derivación térmica dirige directamente el aceite al filtro de aceite externo, sin pasar por el radiador de aceite. Si el aceite está caliente, se dirige al enfriador de aceite, donde una válvula termostática regula el enfriamiento del aceite. Después de enfriar, el aceite se manda al filtro externo.

El filtro externo limpia el aceite presurizado y lo dirige a un colector del sistema de lubricación externa. El sistema de lubricación externa incorpora un indicador rojo «pop-up», que se activa si el filtro externo está obstruido y se desvía del filtro. El indicador de derivación del filtro debe ser revisado diariamente durante la inspección exterior.

En cuanto el aceite a presión entra en el colector, una parte de él va directamente a lubricar el cojinete principal eje de entrada. Una válvula de alivio de presión, situada a la entrada al colector, mantiene el ajuste para proporcionar la presión de aceite correcta en el sistema de lubricación.

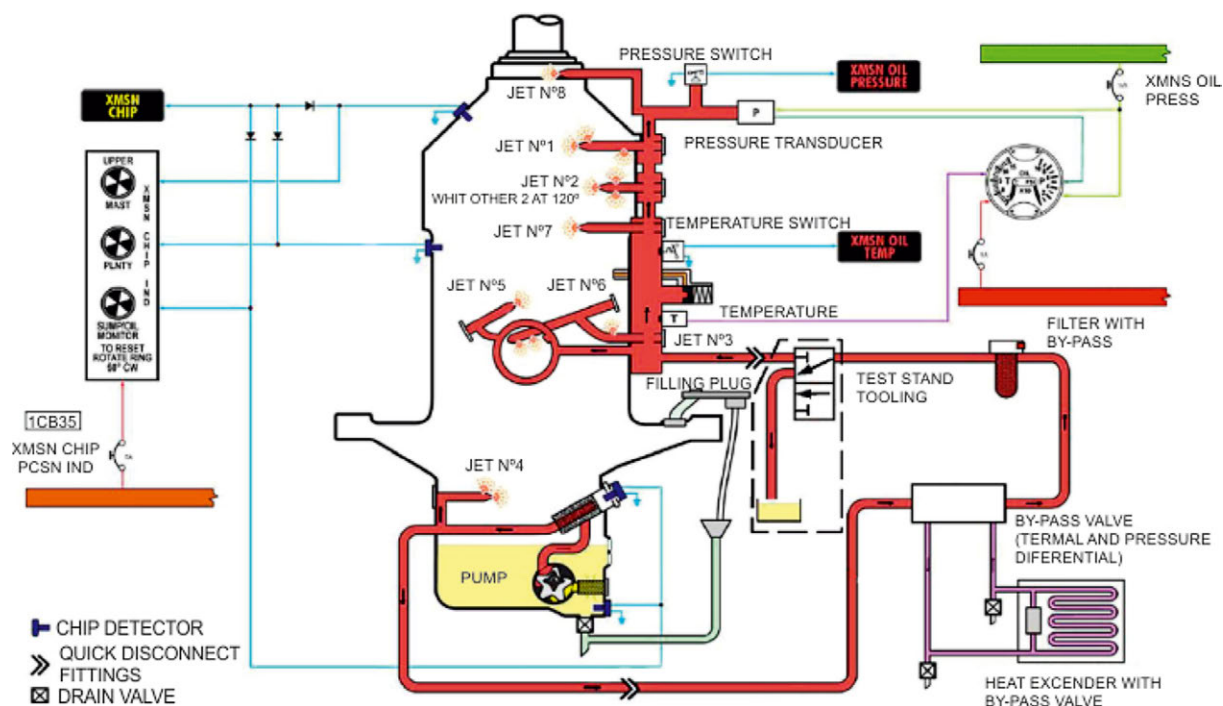


Figura 7. Esquema del sistema de lubricación

Varios inyectores de aceite colocados a distintos niveles de la caja de transmisión toman aceite a presión desde el colector y suministran aceite a rodamientos y engranajes dentro de la transmisión. El aceite pulverizado en todo el tren de engranajes interno es drenado hacia el sumidero para su reutilización.

Un sensor de temperatura proporciona una indicación de la temperatura de aceite de la transmisión a un reloj del panel de instrumentos (figura 8) y un interruptor produce una luz de aviso (XMSN OIL TEMP) si la temperatura excede de un límite. Ambos dispositivos están colocados a la entrada del colector.

Un sensor de presión de aceite proporciona indicación de presión de aceite de la transmisión a un reloj del panel de instrumentos (figura 8). Un interruptor de presión de aceite produce una luz de aviso (XMSN OIL PRESS) para indicar si la presión cae por debajo de los límites (30 psi). Ambos dispositivos están situados en un extremo del colector.

Asimismo, la transmisión principal está protegida por un sistema detector de partículas que avisa al piloto de la presencia de partículas metálicas en la transmisión o en el aceite de lubricación. El sistema incluye tres detectores de partículas (uno colocado en la parte más baja del cárter, uno debajo de los planetarios de engranajes y uno debajo del cojinete del mástil del rotor principal), una luz de advertencia (CHIP XMSN) en el panel de avisos y un indicador remoto de partículas (figuras 7 y 8). El sistema requiere la alimentación de 28 V de corriente continua.

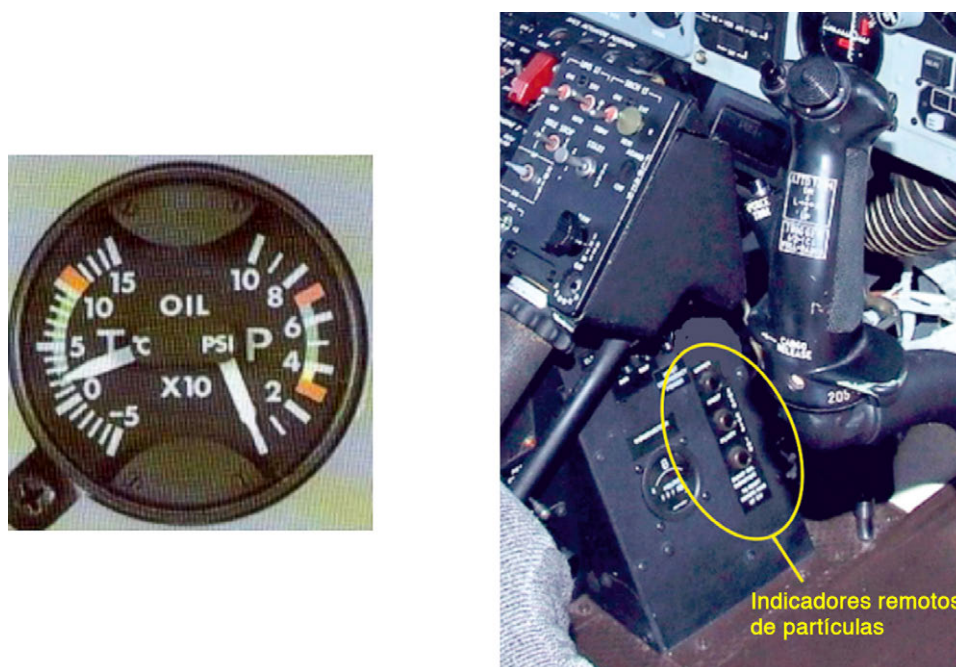


Figura 8. Indicador panel instrumentos y panel remoto indicador de partículas en cabina

En el momento que una partícula metálica contacta con un detector, el circuito es derivado a masa y una luz de aviso (CHIP XMSN) se ilumina. El piloto comprobará el panel remoto para determinar qué detector se activó. El panel remoto está etiquetado con: «UPPER MAST», «PLNTY» y «SUMP».

En la figura 9 se representa la situación del panel de avisos. En color rojo se presentan los avisos de XMSN OIL PRESS y XMSN OIL TEMP, en color amarillo el aviso de CHIP XMSN.

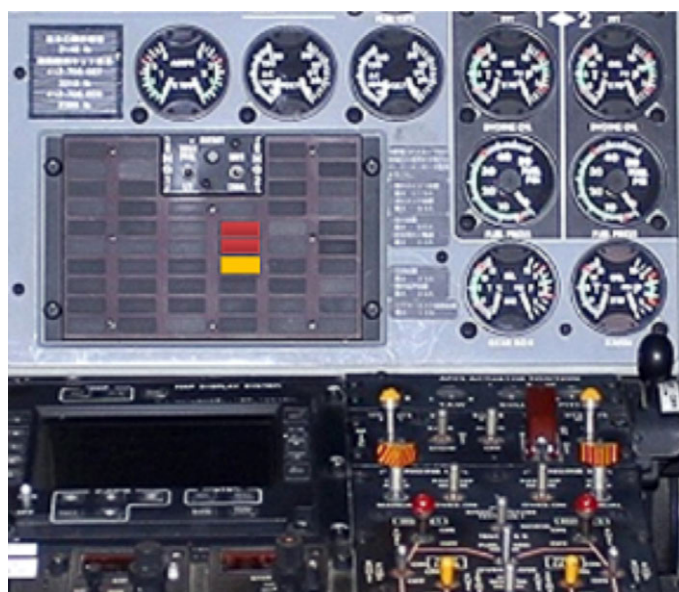


Figura 9. Situación del panel de avisos

1.7. Información meteorológica

La información meteorológica a la hora del suceso y en la zona del accidente era la siguiente:

- Viento en superficie: flojo de dirección variable.
- Viento en altura: flojo.
- Buena visibilidad en superficie.
- Nubosidad: despejado o poco nuboso.
- Temperatura: entre 21 y 22 °C.
- Humedad relativa: alrededor del 54%.
- Sin precipitación ni otros fenómenos significativos.

1.8. Ayudas para la navegación

No es aplicable. El vuelo se realizaba bajo las reglas del vuelo visual en el momento del suceso.

1.9. Comunicaciones

La aeronave estuvo permanentemente en contacto con los servicios de control aéreo por donde transcurrió el vuelo. La primera comunicación se produjo a las 08:22:09, para informar que habían despegado, y la última a las 09:13:39, cuando se despidió tras comunicar que cerraría el plan de vuelo a través de la oficina ARO del aeropuerto de Granada cuando llegase a destino.

No se registró ninguna llamada de emergencia.

1.10. Información de aeródromo

No aplicable.

1.11. Registradores de vuelo

1.11.1. Información general

La aeronave estaba equipada con dos registradores, uno de datos de vuelo y otro de voces de cabina, 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 las siguientes:

- El fabricante de ambos registradores fue 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 equipo cumplía con las especificaciones recogidas en las regulaciones TSO-C124 y EUROCAE³ ED55.
- El registrador de voz era del modelo A100A, P/N 93A100-83 y S/N 61600, con soporte de cinta para la grabación. El equipo cumplía con las especificaciones recogidas en la regulación TSO-C84⁴.

Los registradores fueron localizados uno junto a otro en el interior de los restos calcinados de la célula, habían perdido su color naranja y mostraban 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.

Se ha calculado que entre el momento del suceso y la intervención de los servicios de extinción transcurrieron 27 minutos aproximadamente y que la temperatura alcanzada estuvo entorno a los 700 °C⁵ valorando el estado de fusión de los metales de las partes que componen la aeronave.

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

1.11.2. *Información sobre los trabajos de recuperación de los datos*

El registrador de datos de vuelo (FDR) y el de voces de cabina (CVR) presentaban el aspecto exterior e interior que muestran la figura 10.

Asimismo, los soportes de grabación presentaban el aspecto de la figura 11.

Para la recuperación de las CSMU («Crash Survivable Memory Unit») fue necesario cortar la carcasa externa de ambos registradores.

³ European Organization for Civil Aviation Equipment.

⁴ La Technical Standard Order TSO-C84 recoge las especificaciones mínimas que deben cumplir los registradores de voces de cabina para asegurar su protección en caso de accidente.

El National Transportation Safety Board (NTSB) publicó una Recomendación de Seguridad, con la referencia A-92-45, instando a la cancelación de esta TSO, tras observar la insuficiente protección de los datos grabados por los registradores basados en los requerimientos de esta TSO. Esta TSO fue cancelada el 18 de mayo de 1996.

⁵ El punto de fusión del aluminio es de 657 °C.

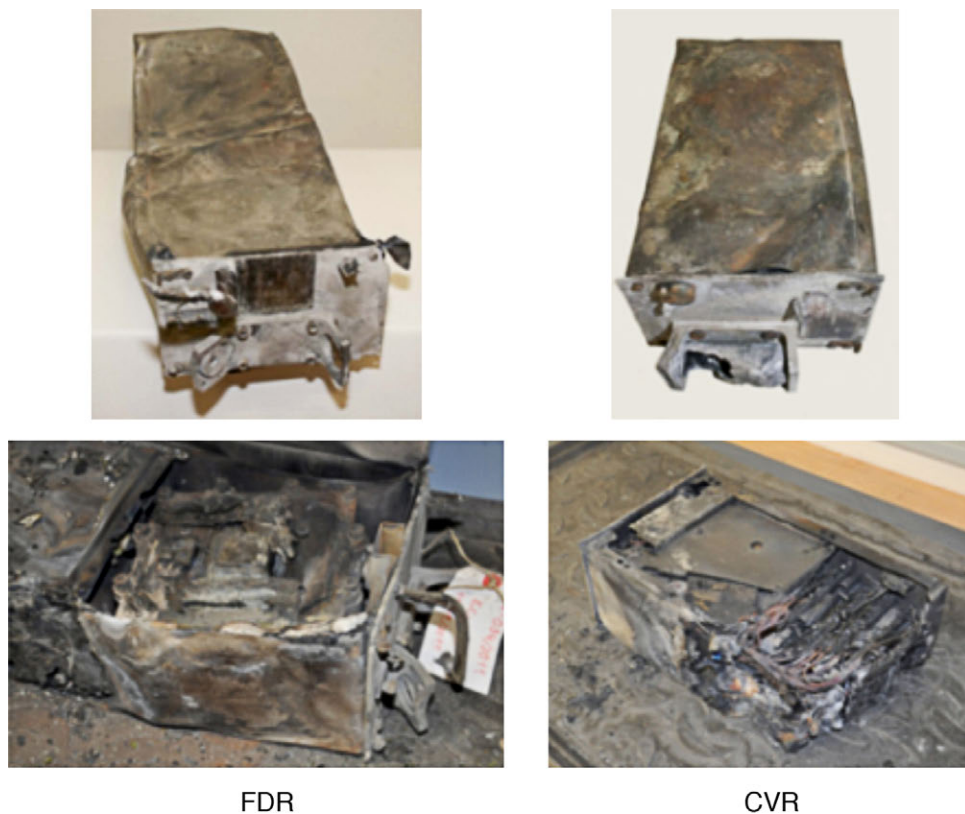


Figura 10. Estado de los registradores de vuelo tras su recuperación



Figura 11. Estado de los soportes de grabación

En el caso del FDR se observó que los doce tornillos que cierran la CSMU se encontraban sueltos. Este hecho pone de manifiesto las altas temperaturas a los que estuvo sometido el equipo debido al fuego.

La recuperación de los datos del registrador de datos de vuelo requirió la participación del fabricante L3 Communications, para reparar dos pines del conector incrustado en la espuma aislante de la memoria al que se conecta la faja de datos, debido a la transmisión de calor generado en el incendio.

En el caso del CVR, una vez abierta la CSMU, el aislante del soporte de grabación estaba consumido por el calor. La cinta magnética que registra la grabación tuvo que ser reconstruida (reparación, montaje y limpieza) debido a las temperaturas alcanzadas en el interior del registrador (alterando la longitud de la cinta) y al calor transmitido a través de las partes metálicas del dispositivo de grabación (que dañó radialmente en tres sectores de la bobina). En esta operación no se pudo recuperar una longitud equivalente a 2 segundos de grabación, que correspondían al final de la grabación (véase figura 12).



Figura 12. Estado de la cinta magnética

Finalmente, se obtuvo una grabación con 42 horas, 26 minutos y 12 segundos con datos del FDR y 24 minutos y 38 segundos del CVR (incluyendo 7 segundos de silencio al final).

1.11.3. Información del FDR

Durante la validación de los datos se comprobó que los parámetros: *AIR SPEED*, *ALTITUDE RATE*, *OUTSIDE AIR TEMPERATURE*, *PRESSURE ALTITUDE* y *XMSN LOW OIL PRESSURE*, no se habían registrado⁶.

El seguimiento de los dos registradores de datos que habían sido instalados en la aeronave y del contenido de los registros se identificó que existía un problema en la unión entre el computador de datos de aire (ADC) y la unidad de adquisición de datos de vuelo (FDAU) en la aeronave EC-JRY. Este malfuncionamiento no pudo comprobarse con anterioridad porque el operador no realizaba verificaciones y evaluaciones operativas de los datos registrados, al no ser requerido por la normativa.

En cuanto a la información obtenida se verificó que la duración total del vuelo fue de 57 minutos y 47 segundos. Entre los parámetros registrados se ha comprobado que la última comunicación radio se produjo con la torre de control de Granada, 2 minutos y 43 segundos antes de finalizar la grabación.

⁶ La pérdida de estos datos no implica la pérdida de las indicaciones de los instrumentos de datos de aire en la cabina y de presión del lubricante de la caja de transmisión.

En el Apéndice 2 se recoge gráficamente la evolución de los parámetros de vuelo más relevantes desde la citada comunicación hasta el final de la grabación y, con más detalle, los valores de los últimos 65 segundos en el Apéndice 3.

1.11.4. Información sobre el CVR

Se obtuvo del canal 2 (CH 2), de los cuatro disponibles, una audición de 24 minutos y 31 segundos de duración total, con la nitidez suficiente para conocer las interlocuciones mantenidas en la cabina de vuelo. A continuación se expone, en dos tramos diferenciados, la información en las citadas interlocuciones.

El primer tramo, con una duración de 14 minutos y 30 segundos, corresponde a la parte final del vuelo instrumental realizado con el indicativo FMA01. El contexto de las interlocuciones muestra que se trataba de un vuelo en el que comandante de la aeronave asesoraba la maniobra instrumental que ejecutaba el copiloto. El tramo finaliza después que la aeronave fuera autorizada a realizar una «baja aproximación» a la pista 09 al aeropuerto de Granada. Asimismo, se identifica que las comunicaciones con el servicio de control aéreo del aeropuerto fueron realizadas por el piloto a los mandos (copiloto).

El segundo tramo se inicia tras sobrevolar la pista 09 del aeropuerto 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 y se realizan comentarios identificando las localidades y puntos del terreno que sobrevolaban.

A continuación se recoge únicamente la transcripción de los diálogos más significativos para la investigación, tras activar el plan de vuelo visual. En la grabación recuperada no se advierte situación alguna de emergencia o peligro en la cabina.

CVR CH 2 (mm:ss)	Piloto a los mandos	Comandante
15:25	Vale. Este dijo que estaría a 5.000 ⁷ ft. Yo no lo veo.	Hala pues vamos con este rumbo, vale. A 120 kt, por ejemplo, venga. No vamos a subir más.
15:40	¿Por aquí está ya Puerto Lobo, no? Vale.	Sí un poquito más para allá, vamos a seguir, ¿vale? Seguimos en el rumbo que llevamos, ¿vale?
16:05		A por 120 kt.
16:16	Hay que ahorrar para que haga las dos horas de vuelo.	

⁷ Este valor es referido a la información TWR Granada de un tráfico en las inmediaciones de la zona.

CVR CH 2 (mm:ss)	Piloto a los mandos	Comandante
16:35	Granada pueblo.	Vamos a pasar por Granada. Por la derecha se va a quedar la Alhambra.
16:53	Aquí venía yo mucho con el sanitario de baja, al hospital	
17:07	Voy subiendo a 500 ft.	No, vamos a mantener esta altura, por ahí justo, por ahí delante vamos a pasar
17:18	No tengo más torque para ir a 120. Vale.	Pues así estamos bien.
17:28	Por aquel huequito que se ve al fondo, ¿no?	Si por allí, por allí vamos bien.
18:19		¡No ves!, hemos pasado ya de vuelo instrumental a vuelo visual, aquí ya vamos más bajitos. No sé si vamos... (ininteligible) ... allá abajo ya nos vamos fijando en el terreno y ya no nos fijamos en los instrumentos de dentro.
18:36	Allí estuve yo en la Base.	Puerto Lobo está allí a la izquierda, en aquella caída que hay allí.
18:47	Por aquí había una balsita que cogía yo agua en un fuego que hubo aquí, pero no la veo.	
20:03	Y aquí veníamos a comer pescadito frito.	¿En el Pilas?
21:31	Se colaciona con TWR Granada que cerrará por teléfono el Plan de Vuelo cuando llegue a Almería.	
21:50	Cuando llegue a... (ininteligible)	
21:56		... (ininteligible) anticipáte no te va... (ininteligible) vale.
22:01	<i>Se produce una conversación entre la tripulación de vuelo en relación con el cierre del Plan de Vuelo⁸ FMA02.</i>	
22:48	Muy bien.	
22:56	¿Me cuelo por aquel hueco?, ¿no?	
22:59		Por ahí sí, por ahí... (ininteligible)
23:01	Ah, por aquí a la izquierda o ¿por dónde?	... ininteligible... A mí me... (ininteligible)

⁸ Por su falta de contenido para la investigación, sólo se indica el momento en que se produjo.

CVR CH 2 (mm:ss)	Piloto a los mandos	Comandante
23:11	Ya tengo alergia otra vez. Yo creo que más que alergia ahora será ya catarro.	Bueno visto, ¿no? Importante.
23:14		Sobre todo vuelo instrumental. Vale Sobre todo lo que piden y lo... (ininteligible) hacerlo todo bien, ¿te queda claro?... (ininteligible).
24:10	(Ininteligible)... Otro avión... (ininteligible).	
24:20	(Ininteligible)... vale.	
24:28	RUIDO	IRRECONOCIBLE LA VOZ (... Vamos... (ininteligible).
24:31	RUIDO FINAL GRABACIÓN	

1.11.5. Sincronización

La sincronización se ha realizado teniendo en cuenta las comunicaciones del servicio de control aéreo, la grabación del CVR y las pulsaciones de radio registradas en el FDR. El momento de la sincronización se ha establecido en la penúltima interlocución entre la TWR de Granada y la tripulación. Este punto se fija a las 11:13:36 h, que corresponde a los 21 minutos y 50 segundos del CVR⁹.

En el punto de sincronización referido, el FDR muestra un tiempo de 2 minutos y 46 segundos hasta el final de la grabación, mientras que el del CVR de 5 segundos menor que éste, hasta el momento en que se interrumpió la grabación.

De la misma forma, se ha observado una desviación de alrededor de 30 segundos cuando se han comparado los tiempos entre el punto de sincronización y otro cercano al inicio de la grabación del CVR.

1.12. Información sobre 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 una pendiente del 21% aproximadamente. La dispersión general indicaba que antes de caer sobre el terreno la aeronave había sobrevolado el área donde se encontraba.

Los primeros restos se localizaron en la cima de la estribación. En ella se encontraron fragmentos de capa de pintura de color azul y blanco, restos de plástico de color rojo

⁹ El texto completo de la locución que se produce es: «Cuando llegue a la base ¿vale?», obtenida de la grabación de voz registrada por el servicio de control aéreo.

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 anticollisión y del foco de aterrizaje (véase figura 13).

Situados en este punto y en el rumbo de procedencia anterior y en dirección perpendicular a la izquierda, 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.

En la misma posición que antes, pero sobre el terreno, se localizó el impacto de la zona frontal de la aeronave. Un retrovisor, la punta delantera del patín izquierdo del tren y la base o soporte donde se posicionaba la batería. Un asiento de la tripulación apareció sobre la roca donde se apoyaba el conjunto del tren de aterrizaje con los travesaños



Figura 13. Primeros restos localizados

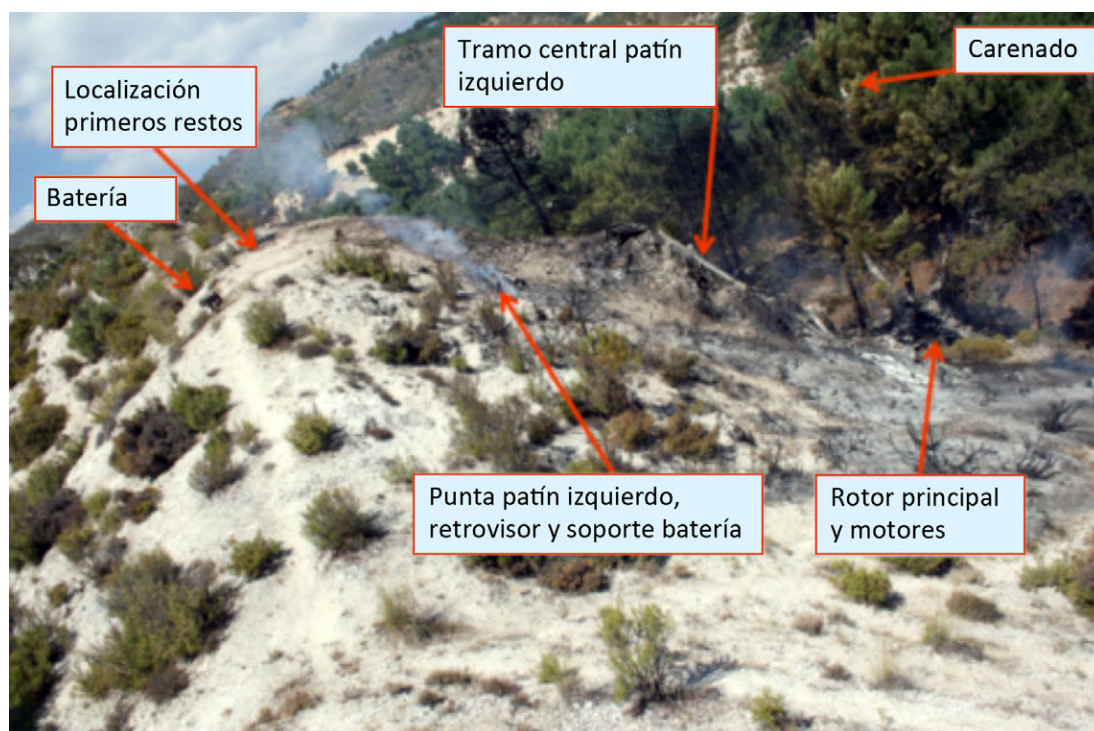


Figura 14. Vista general de los restos

deformados por aplastamiento. La roca presentaba un fuerte impacto en su base que le produjo el desprendimiento de parte de ella.

Desde la roca y ladera abajo se extendían a lo largo de 15 m las puertas del lado izquierdo de la célula, material de aluminio fundido y finalmente los motores, rotor principal y habitáculo, sometidos a un fuego muy intenso. En el interior de estos restos se localizaron los dos registradores de vuelo.

Por otra parte, las cuatro palas del rotor principal mantenían su longitud y permanecían unidas a la cabeza del rotor, dobladas en la mitad de su longitud, sin ningún daño aparente en el borde de ataque. Los mecanismos de accionamiento del colectivo y cíclico estaban fracturados. La caja de accesorios del motor y la caja combinada estaban destruidas. En 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, en línea con el tren de aterrizaje, la batería y la roca. La sección de rotura estaba fundida y el eje de potencia fraccionado en varias partes. En la parte trasera, sobre la zona inferior a la caja de 42°, se mostraba un fuerte impacto con restos de madera incrustados. El patín de cola estaba desprendido junto al rotor de cola y presentaba una sección de rotura próxima a su encastre con la estructura.

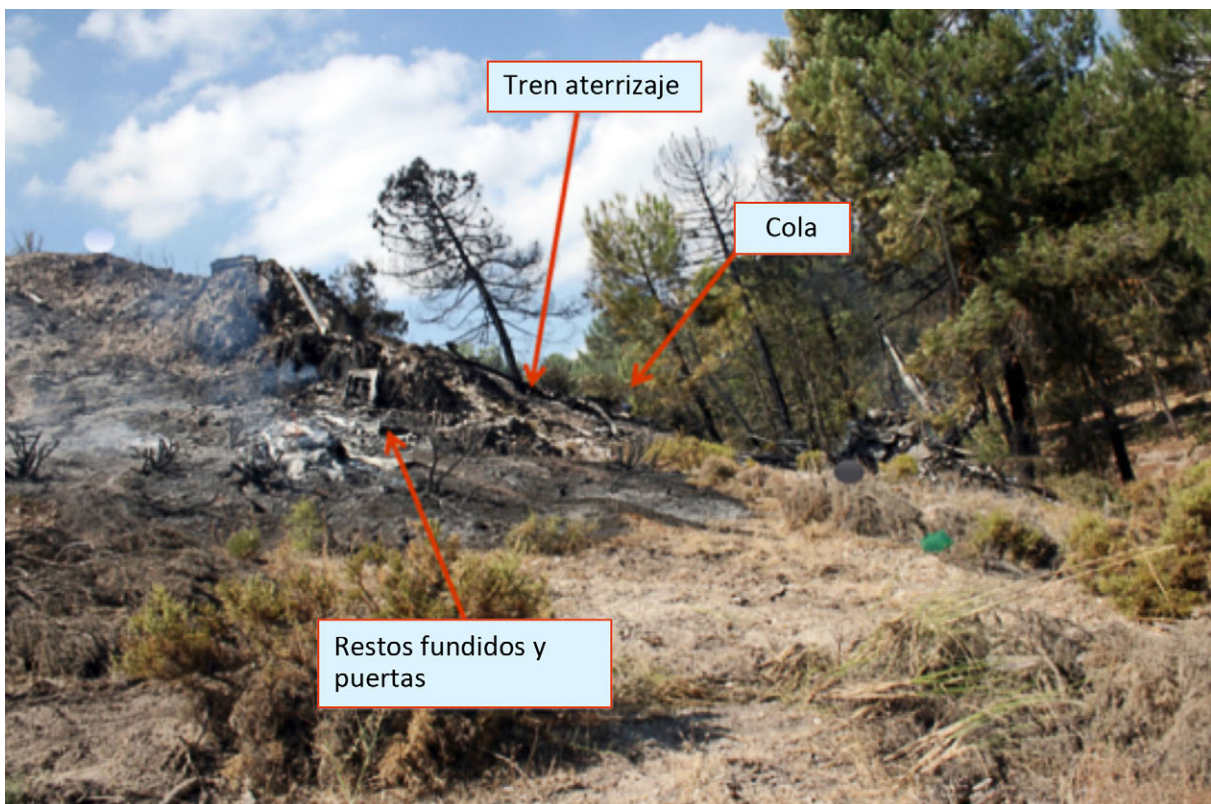


Figura 15. Distribución de restos en ladera



Figura 16. Impacto en la cola

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.

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

1.13. Información médica y patológica

Las lesiones sufridas por la tripulación de vuelo y descritas en las autopsias muestran que las lesiones son acordes a un impacto con un fuerte componente vertical y horizontal. Igualmente, el alcance de las lesiones por la exposición al fuego fue distinto en cada ocupante.

No se ha encontrado limitación cognitiva dependiente de la utilización de fármacos o drogas en la tripulación.

1.14. Incendio

El incendio en la aeronave fue posterior al impacto sobre el terreno. Según la distribución de restos y el material fundido, el incendio se inició al impactar la aeronave contra el terreno, en concreto contra la roca citada en otros apartados.

El humo alertó a los servicios de extinción de incendios de la Comunidad Autónoma, los cuales intervinieron con medios terrestres y aéreos. Su actuación debió prolongarse como medida de protección al área arbolada que cubría la zona.

Los efectos del fuego afectaron a toda la aeronave excepto a la batería. El incendio forestal iniciado tras el impacto se extendió entorno a los restos.

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

Las lesiones producidas por las fuerzas de impacto fueron incompatibles con la supervivencia de los ocupantes de la aeronave.

El fuerte impacto de la aeronave contra la roca dañó seriamente la célula. Se produjo el desprendimiento del respaldo de uno de los asientos de la tripulación. Las circunstancias anteriores junto al desplazamiento por la ladera produjo la proyección de los tripulantes de vuelo fuera de la célula.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1. Trayectoria seguida por la aeronave

La trayectoria del primer tramo volado por la aeronave y finalizado en el aeropuerto de Granada, fue recogida por el servicio de control de tránsito aéreo. En ella se dibuja una trayectoria lineal entre los puntos de paso establecidos por control, a las altitudes requeridas.

El segundo tramo ha sido reconstruido a partir de los registros del sistema de seguimiento de flota y que finaliza en la cercanía al lugar del accidente, siendo la última posición registrada por el sistema de 37°14'43,01" N 003°22'45,21" O, al ser la posición de los restos del accidente de 37°15'40,16" N 003°21'39,23" O, ha quedado una discontinuidad entre ambas posiciones de 2.370 m aproximadamente, medidos en línea recta.

La causa de esta discontinuidad fue motivada por la pérdida de cobertura GSM para la transmisión de datos ya que, en el área que sobrevolaba, de las tres antenas de telefonía más cercanas a la zona, una se encontraba fuera de su radio de alcance y otras dos con la señal bloqueada por las montañas de alrededor.

La figura 17 representa la trayectoria de la aeronave según los datos captados por el GPS del sistema de seguimiento de flota en el tramo de vuelo visual hasta la proximidad de la localidad de Tocón de Quéntar.

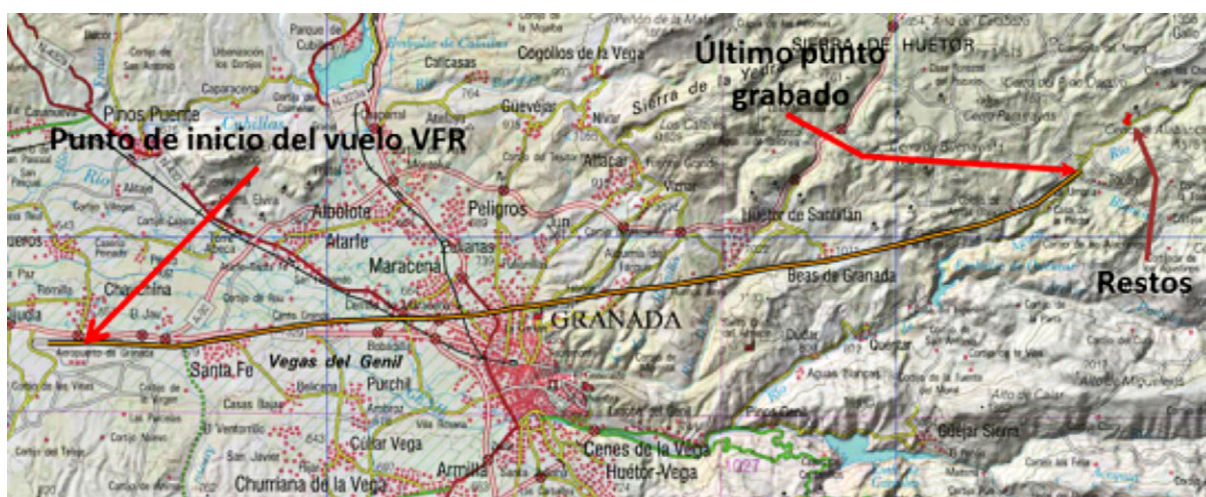


Figura 17. Trayectoria seguida tras sobrevolar el aeropuerto de Granada

Asimismo, en la siguiente tabla se indican los últimos datos registrados por el GPS.

GPS (Hora local)	Longitud (grados)	Latitud (grados)	Altitud (m)	Velocidad (km/h)	Rumbo (grados)
11:12	-3,47936	37,21648	1.410	212	81
11:12	-3,45993	37,22002	1.506	205	71
11:13	-3,43943	37,22419	1.589	218	77
11:13	-3,4173	37,22826	1.580	229	77
11:14	-3,39695	37,23456	1.570	224	55
11:14	-3,37916	37,24532	1.545	233	51

En la figura 18 se representa el perfil de vuelo de la trayectoria y los márgenes sobre el terreno.

El tramo de 2.370 m que continuaría a las figuras anteriores se desarrolló sobre el terreno representado en la figura 14 donde se incluye la posición de los restos.

La reconstrucción de los últimos segundos de vuelo, según los datos obtenidos del FDR, sería tal que la aeronave procedía con rumbo de 60° y, en un momento dado descendió sobre el terreno hasta contactar con él, tomó una actitud de ángulo de cabeceo positivo y de alabeo hacia la izquierda, para describir un viraje hacia ese lado de 106° , en los dos últimos segundos trazó un viraje de 187° prácticamente instantáneo. La duración total desde que se produjo el descenso brusco de par fue de 24 segundos.

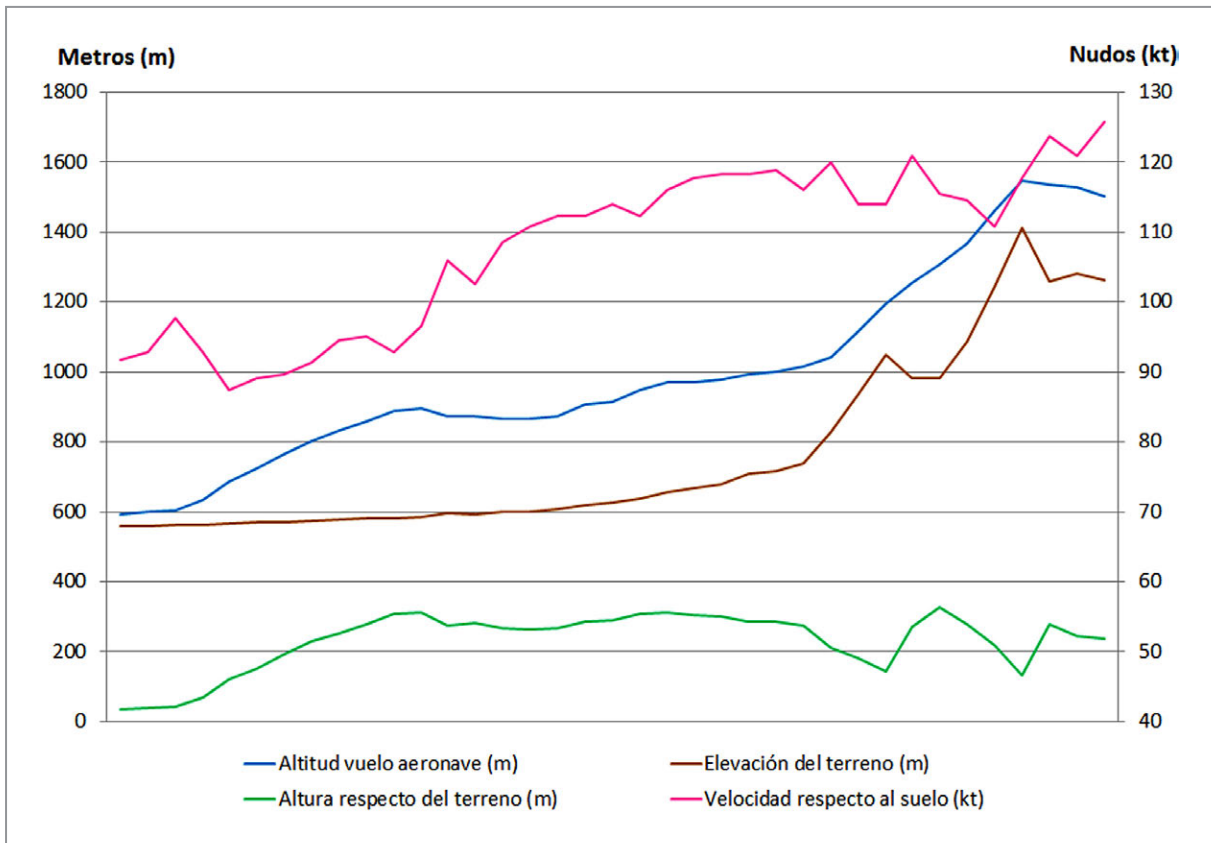


Figura 18. Perfil de vuelo

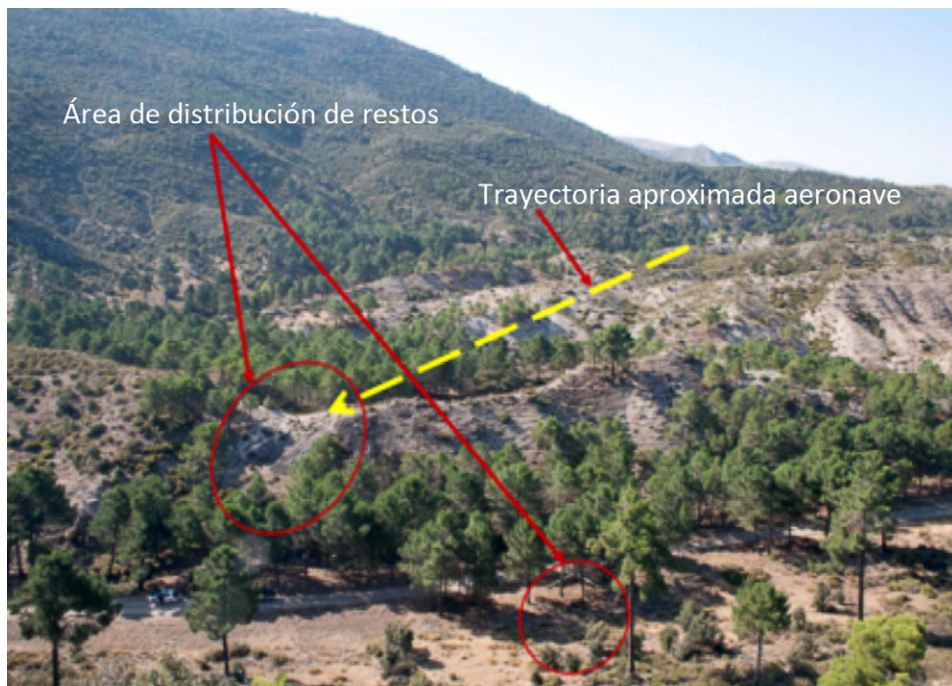


Figura 19. Panorámica del área sobrevolada y posición de los restos

1.16.2. Examen de restos del sistema de control del colectivo

Se recuperaron parcialmente de entre los restos la cadena de transmisión y mando que forman el sistema colectivo de la aeronave, representado en la figura 5. Los elementos de la cadena estaban destruidos por el impacto y fuego. Únicamente fueron identificables los dos mandos del colectivo («collective stick»), los tubos de interconexión entre ambos mandos y la palanca del colectivo («collective lever»). En la figura 20 se muestra el estado de dicha palanca, identificada en con el número «1» en la figura 2.

El estudio metalográfico de las dos secciones de rotura que presenta la palanca, mostró que en ambas se produjo la fusión parcial de la aleación por el calor, con lo que el micro-relieve de la superficie no ha permitido identificar ningún proceso de rotura.



Figura 20. Palanca del colectivo

1.16.3. Examen de los motores

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.

Pratt & Whitney Canadá llevó a cabo una revisión de los parámetros de motor registrados en el FDR y una inspección de los motores. En ambas verificaciones se constata que no hubo indicios de anomalía antes del impacto contra el terreno y, por tanto, es posible concluir que el funcionamiento de los motores era correcto.

1.16.4. Estudio del espectro de los sonidos grabados por el CVR

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

Los diferentes análisis realizados en los que intervenía la actuación del piloto sobre los mandos de la aeronave mostraban falta de coherencia con la respuesta de ésta, en los segundos antes del impacto. Para profundizar en esta circunstancia se solicitó al laboratorio de sonido del Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile (BEA) de Francia su colaboración para analizar el espectro de sonido del CVR, y en particular de los últimos segundos de la grabación.

El estudio no posibilitó la monitorización exacta de las condiciones de funcionamiento de los motores, debido a la alteración del sonido a consecuencia del calor al que estuvo sometida la cinta del CVR. En cuanto al resto de espectros analizados se indica que no hubo daños progresivos o súbitos en el rotor de cola y palas del rotor principal.

Sin embargo, en el análisis se detectó una señal acústica inusual proveniente de la caja de transmisión principal y que podría estar unida al funcionamiento de los engranajes epicicloides. En el Apéndice 4 se recoge una gráfica donde se identifica una modulación de la frecuencia del planetario inferior y, a continuación, otro gráfico con un detalle del último minuto grabado donde se observa un reforzamiento de la frecuencia del planetario inferior y que tiene su correspondencia con el incremento de vueltas del rotor principal.

1.16.5. *Inspección de la caja de transmisión principal*

Al objeto de comprobar las conclusiones del análisis de sonido se llevó a cabo el desmontaje e inspección de la MGB (P/N 412-040-004-109 y S/N A108) de la aeronave.

El aspecto externo era muy deteriorado por los impactos recibidos, el fuego al que estuvo sometida y la corrosión. De su forma original únicamente conservaba la parte superior que se sitúa a partir del piñón cónico del eje de potencia, el cual quedaba a la vista junto al engranaje del eje conductor, véase figura 5.1 del Apéndice 5. Las tuberías de lubricación externas y el cableado eléctrico fueron consumidos por el fuego.

El estado general del interior de la MGB mostraba signos de haber estado sometido a altas temperaturas y corrosión. El planetario inferior mostraba los cuatro engranajes deformados, sus dientes desgastados e inclinados en el sentido de giro del planetario, las jaulas de los rodamientos y sus rodillos de acero estaban desprendidos y deformados y/o triturados en el interior de la MGB. La corona sobre la que ruedan los engranajes estaba prácticamente intacta.

El engranaje solar presentaba daños similares a los del planetario sus dientes deformados plásticamente en todo su perímetro.

El detector de partículas situado por debajo del planetario inferior estaba agarrotado a su alojamiento y presentaba restos de metal en su extremo.

El planetario superior, compuesto por ocho engranajes, únicamente había sufrido daños en algunos de sus rodamientos.

Todos los daños observados son congruentes con el funcionamiento de la caja de transmisión sin aceite lubricante.

En el Apéndice 5 se muestra el estado externo e interno de la caja de transmisión principal.

1.16.6. *Test de verificación*

1.16.6.1. Desarrollo

Al objeto de contrastar las evidencias encontradas durante la inspección de la MGB, se programó con AgustaWestland la realización en banco de varios test sobre una caja de transmisión en perfecto estado para determinar:

- Respuesta al fallo en un engranaje del planetario inferior.
- Simulación del modo de fallo por falta de aceite.
- Comprobar el funcionamiento del detector de partículas y respuesta de la señal de aviso a la tripulación en estas condiciones.

El primer supuesto mostró que tras 50 horas de funcionamiento, con un defecto en el rodamiento de un engranaje del planetario inferior, no hubo signos de degradación y la transmisión continuó funcionando adecuadamente. Es decir, el funcionamiento continuado con un fallo en un rodamiento no produce un efecto inmediato en la caja de transmisión.

En el segundo test, después de estabilizar los parámetros, se drenó el aceite («run dry test») y, en condiciones equivalentes a las del suceso, estuvo en funcionamiento durante 16 minutos hasta que, alcanzado el límite de seguridad del equipo, fue detenido el ensayo.

En el desarrollo de la prueba se constató que inmediatamente la indicación de presión de aceite descendió por debajo de los valores de alerta (30 psi) y se activó de la luz de aviso en el panel de control. Paralelamente la indicación de temperatura de aceite inició un continuo descenso, mientras que la temperatura externa de la caja se incrementaba. Las vibraciones se mantenían en valores normales.

Transcurridos 8 minutos la luz de aviso de detección de partículas en los planetarios se mostró y señaló el inicio de la degradación de estos. Al tiempo continuaba el incremento de la temperatura en el anillo externo de la caja a nivel de los planetarios.

Dos minutos antes de detener el ensayo se produjo un aumento del nivel de ruido, presencia de humo y señales de sobretemperatura en el exterior del anillo donde se

sitúan los planetarios. La indicación de energía absorbida por la caja, para mantener el régimen, fue incrementándose conforme aumentaba la resistencia al giro en la transmisión.

Una vez retirada la carga sobre la caja, la temperatura externa de la caja alcanzó valores en torno a 310 °C.

1.16.6.2. Resultado y conclusiones

Al final del ensayo el exterior de la caja mostraba señales de sobrecalentamiento, en particular en la zona donde se sitúan los planetarios.

En el interior se confirmaron restos adheridos al detector de partículas situado en la zona de los planetarios que motivaron el aviso de partículas.

Los engranajes del planetario inferior mostraban distintos tonos de decoloración debido a la temperatura. Uno de los engranajes presentaba especialmente daños en los rodillos del cojinete con restos de arrastre de material e inclinados respecto a su eje.

Es aceptable pensar que, la prolongación del ensayo sin aceite en la caja, hubiera generado mucho calor y deformaciones en todos los elementos, en especial sobre el planetario inferior.

Las conclusiones obtenidas se resumen a continuación:

- Un fallo en la jaula del rodamiento de uno de los engranajes no produce un daño que produzca un inmediato deterioro en las características de la transmisión.
- El primer elemento dañado por el funcionamiento sin aceite es el planetario inferior y que por sus condiciones de funcionamiento, es el elemento que opera en condiciones de carga y velocidad más desfavorables.
- La velocidad con que se propaga el daño está estrechamente relacionada con la velocidad y la carga aplicada a los componentes individuales.
- La duración de la MGB de la aeronave AB-412 funcionando sin aceite lubricante hasta alcanzar la pérdida de conducción está en el rango de 10 a 20 minutos, dependiendo del estado previo de la caja, el régimen de operación y configuración de la caja.
- El proceso generado en el interior de la MGB con la pérdida de aceite, genera y mueve una cantidad de partículas suficiente para activar el detector de partículas, localizado por debajo del planetario inferior y activar el aviso a la tripulación.

1.16.7. Antecedentes

La información remitida por Bell Helicopter respecto a resultados con similares características procede de dos eventos, un rodaje sin aceite de una aeronave en tierra y otro de un test en una caja similar y sin aceite.

El resultado de ambos eventos es similar y se asemeja a los indicios localizados en el accidente de la aeronave EC-JRY. En las figuras 21 y 22 se muestran los efectos originados en el planetario inferior de ambos casos.



Figura 21. Estado del planetario inferior en el primer caso



Figura 22. Estado del planetario inferior en el segundo caso

1.16.8. Información del tripulante de la aeronave previo al suceso

Recabada información del último piloto que voló la aeronave, éste afirmó que durante la inspección prevuelo se encontró que el nivel de lubricante era correcto en las dos mirillas que tiene el sistema cerca del pílón de la cabina.

Asimismo, los detectores de partículas estaban armados.

1.17. Información sobre la organización y gestión

No aplicable.

1.18. Información adicional

Como se ha mencionado anteriormente el registrador de voces de cabina se encontraba en mal estado debido a las circunstancias al que fue sometido durante el accidente y por tanto la recuperación de la información fue muy compleja y en parte infructuosa.

Este registrador del modelo A100A de L3 Communications, con soporte de cinta para la grabación, fue certificado con las especificaciones recogidas en la regulación TSO-C84,

la cual recoge los requisitos mínimos que debían cumplir los registradores de voces de cabina.

El 18 de mayo de 1995 se canceló esta TSO y se sustituyó por la TSO-C124a. La cancelación también afectó a la TSO-51a, que se refería a registradores de datos de vuelo y que se sustituyó por la TSO-C123a.

Esta cancelación se produjo debido a que el NTSB informó que no se pudo recuperar la información contenida en siete registradores debido al fuego posterior al impacto en un total de seis accidentes. Estos hechos pusieron de manifiesto la preocupación de que los estándares que existían hasta ese momento fueran adecuados.

Como resultado se publicaron las nuevas TSO, que exigen una temperatura y duración del fuego igual a las anteriores, aunque incluyen una serie de pruebas y comprobaciones mejor definidas y que garantizan que los registradores se someten a la temperatura de 1.100 °C durante 30 minutos, como se especifica en los requisitos.

El registrador de voces de cabina de este accidente se había certificado con la TSO-C84 y mostraba daños severos debidos al fuego lo que provocó que parte de la información no pudiera ser recuperada. Por su parte, el registrador de datos de vuelo, que estuvo sometido a las mismas condiciones de temperatura y duración del fuego, presentaba daños pero la CSMU («Crash Survivable Memory Unit») se había mantenido en un estado que permitió la recuperación de los datos de vuelo.

Este accidente pone de manifiesto la idoneidad de la cancelación de las TSO-51a y de la TSO-C84 y su sustitución por las la TSO-C123a y la TSO-C124a, ya que en las mismas condiciones de fuego después de un impacto el estado de un registrador y otro evidencian la necesidad de modificar los requisitos que se debían cumplir para poder superar un test de exposición al fuego.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

No aplicable.

2. ANÁLISIS

2.1. General

El operador de la aeronave Agusta AB-412, matrícula EC-JRY, había previsto realizar un vuelo de posicionamiento desde su base en Palma del Río (Córdoba) hasta Alhama de Almería (Almería), allí la aeronave se incorporaría al dispositivo de extinción de incendios situado en esta localidad.

El vuelo fue planificado por la tripulación en dos tramos, para lo que se dispuso dos planes de vuelo. El primer plan (indicativo FMA01) se regularía bajo las reglas del vuelo instrumental y fue activado tras despegar del aeródromo de origen, para finalizar tras sobrevolar la pista 09 del aeropuerto de Granada. El segundo plan (indicativo FMA02) fue activado a continuación y debía finalizar en Alhama de Almería, en este caso el vuelo se ajustaría a las reglas del vuelo visual.

La operación se llevó a cabo con una tripulación compuesta por dos pilotos, ambos habilitados para operar con este tipo de aeronave. El comandante del vuelo además disponía de la habilitación TRI(H) de esta misma aeronave y, entre sus funciones en la compañía, era encargado de la instrucción de tipo. Ambos tripulantes mantenían una relación profesional continua, al menos desde el año 2009, lo que les había conducido a volar juntos en distintas ocasiones.

La investigación ha determinado la posición en la cabina de vuelo de cada piloto, identificando que la posición izquierda fue ocupada por el comandante y la posición derecha por el copiloto. Esta disposición se entiende que obedeció a que el copiloto realizó la función de piloto a los mandos durante el vuelo, posiblemente porque se encontraba próximo a realizar la verificación de su habilitación instrumental IR(H) y el vuelo era una condición óptima para la adaptación a la prueba de verificación, mientras que el comandante asesoraba al copiloto sobre el vuelo.

Del mismo modo, se reconoce del contenido del CVR que, durante el segundo tramo del vuelo, el comandante continuó asesorando al piloto; que la ruta sobrevolada era conocida por la tripulación y que no se identifica situación de emergencia o alerta en la grabación obtenida.

Las evidencias no muestran cual fue el piloto a los mandos tras desencadenarse la emergencia.

Al vuelo se unió circunstancialmente un pasajero para acompañar a la tripulación.

2.2. Reconstrucción de la trayectoria seguida durante el segundo tramo del vuelo

Con objeto de analizar la trayectoria y perfil de vuelo seguidos por la aeronave en el segundo tramo del vuelo, se ha recurrido a la información aportada por el sistema de seguimiento de flota y a la grabación del CVR.

La figura 18 del apartado 1.16.1 muestra la diferencia de altura entre el perfil de la altura de vuelo de la aeronave y el perfil de la altura del terreno sobrevolado y permite establecer que el margen de altura sobre el terreno, por término medio, fue de unos 200 m (656 ft), el cual se estima razonable para el vuelo visual que realizaba.

Además, se identifican dos circunstancias, la primera que, durante el sobrevuelo de las estribaciones de mayor cota, la aeronave se ajustaba al terreno y mantenía un margen de seguridad suficiente; y la segunda que, en el momento de perder la señal GPS del seguimiento de flota, la altitud de vuelo es de 1.545 m (cota del terreno, 1.266 m), mientras que la cota del lugar del accidente, era de 1.250 m. Por tanto, existe un margen de altura de unos 300 m hasta el punto de impacto contra el terreno. Teniendo en cuenta que no existe accidente orográfico que requiriera una maniobra de ascenso, se considera que la aeronave guardaba una distancia de seguridad respecto del terreno para realizar una maniobra segura.

En cuanto al trazado de la ruta seguida, el CVR registra como la tripulación fue identificando distintos lugares de paso en su recorrido, por tanto es razonable pensar que conocía el área que sobrevolaba y en consecuencia la orografía del terreno.

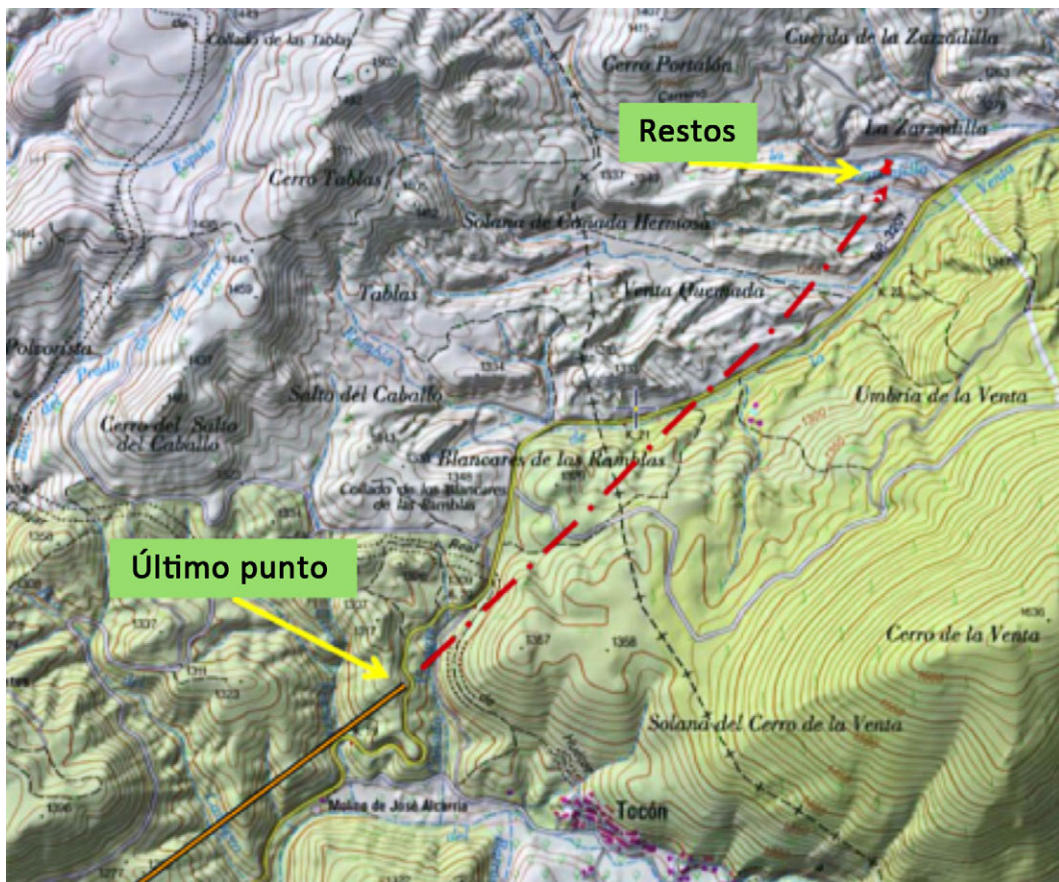


Figura 23. Reconstrucción de la ruta

La reconstrucción del tramo de ruta que transcurre entre la pérdida de datos del sistema de seguimiento de flota hasta el lugar donde se localizaron los restos, se ha realizado relacionado el rumbo de la aeronave, según los datos del FDR, y la orografía del tramo. Ello permite delimitar que, partiendo de la altitud del último punto conocido (1.545 m), la aeronave tuvo que sobrevolar el curso de la carretera GR-3201, dejando la ladera de la estribación que se observa en la figura 23 a su derecha, ya que ésta presenta una altura considerablemente superior de la que procedía. Una panorámica del terreno que debió sobrevolar se representa en la figura 19.

Respecto a la velocidad que pudo mantener en el tramo referido en el párrafo anterior de una longitud de 2.370 m, se considera que fue de unos 120 kt ya que es la referida en el registrador de voces de cabina¹⁰ y la que muestra el seguimiento de flota, además de que el terreno no presentaba ninguna cota que obligara a modificar las actuaciones que mantenía la aeronave, tal como muestra falta de acción sobre el mando colectivo y cíclico, durante los últimos 40 segundos, previos a que el piloto a los mandos reaccionara a la emergencia.

2.3. Investigación

Los restos de la aeronave estaban muy afectados por las fuerzas de impacto y el fuego inmediato que se inició a continuación. La investigación de la Comisión contempló distintas líneas de investigación cuyo origen hubiera sido el fallo mecánico y/o la actuación de la tripulación. Entre ellas se evaluó el fallo de la palanca de colectivo y que resultó infructuosa por el efecto del fuego.

Del mismo modo, el calor afectó a la cinta magnética que sirve de soporte de grabación al registrador voces de cabina y que produjo su deformación en longitud y en pérdida de calidad de grabación. No obstante, la información obtenida revela aspectos importantes respecto a la operación.

Respecto al FDR no se pudieron validar los parámetros relacionados con la velocidad, altura de la aeronave y aviso de presión de lubricante en la caja de transmisión principal, grabados por el FDR, debido a la deficiente conexión entre el ADC y la FDAU.

Finalmente, la investigación realizada valora que la grabación no alcanzó al menos los últimos 24 segundos, dado que en ningún momento en su contenido se muestra conversaciones relativas a la alerta que debió producirse entre los tripulantes de vuelo a consecuencia del fallo observado en la caja de transmisión principal.

¹⁰ No fue posible el cálculo de la velocidad a partir de los datos FDR.

2.3.1. Interpretación de los 24 segundos últimos registrados por el FDR

El tramo que se analiza en este punto está referido al último minuto de vuelo de la aeronave, al ser el más significativo del suceso. En el inicio de este tiempo el piloto a los mandos mantenía constante la posición del colectivo y cíclico longitudinal, realizando pequeñas modificaciones con el cíclico lateral y los pedales, lo que producía pequeñas variaciones en el rumbo.

A 24 segundos del final (Time 152728 de la tabla del Apéndice 3) del registro se produce un descenso súbito del par, desde el 43% hasta el 6%. En el segundo siguiente (Time 152729) se desencadenan las siguientes acciones:

- Bajada de colectivo y recogida del cíclico.
- Actitud de morro arriba («PITCH ATTITUDE») asciende desde 0° a 8°.
- Corrección de pedal derecho.
- Movimiento del cíclico hacia la derecha.
- Sobrevelocidad en el rotor principal.
- Activación del «MASTER CAUTION», al sobrepasar el límite establecido del 104,5% y alcanzar el valor de 130%.

Se interpreta que la aeronave debió iniciar un descenso y que la respuesta inmediata e intuitiva del piloto a los mandos fue bajar el mando de control del colectivo y recoger el mando de control del cíclico. Esta reacción debe entenderse como la reacción lógica al inicio de una maniobra de autorrotación. Al mismo tiempo debió observar que la indicación de par de los dos motores era la misma (sin separación de agujas) y que descendían bruscamente.

Inmediatamente seguiría la comprobación de lo que podría ser un fallo de los motores, pero debió observar que estos no estaban parados y que habría indicación de revoluciones de la generadora de gases¹¹ (N1). Mientras tanto las vueltas del rotor (Nr) ascendieron, activándose el «MASTER CAUTION», para después mantenerse por encima del 100%¹², al igual que N2.

En una primera valoración el piloto a los mandos debió sorprenderse de la incongruencia por la falta de respuesta a los movimientos del colectivo e intentaría localizar un terreno donde aterrizar.

Transcurrido el periodo de los 8 primeros segundos la aeronave continuó el descenso, con una variación del rumbo constante de 2 y 3 grados por segundo hacia la izquierda (hasta Time 152735), en actitud de 9° de morro arriba hasta que contactó con el

¹¹ El FDR no estaba preparado para proporcionar este dato.

¹² El registrador de datos de vuelo recogió que las vueltas Nr se mantuvieron hasta el final en valor en torno al 106% después del fallo. Esto se debe a que el dispositivo que las mide se encuentra en la cadena de transmisión y su arrastre no fue afectado por el fallo del planetario.

terreno por primera vez y en ese punto quedaron los restos de luz anticollisión, foco y pintura.

A continuación, desde Time 152736, la aeronave inició un giro pronunciado a la izquierda, a pesar que el piloto accionaba el control de cíclico lateral a la derecha acompañado de control de pedal al mismo lado, al objeto de corregir la guiñada y el alabeo a la izquierda que se estaba produciendo. Asimismo, para controlar la actitud de morro arriba se accionaba el control del cíclico longitudinal hacia abajo.

En el penúltimo segundo (Time 152750) el accionamiento del piloto sobre los mandos alcanzó valores extremos en su recorrido, mientras la aeronave realizaba un giro de 41° a la izquierda, con fuerte alabeo a ese lado, en los dos últimos segundos, para completar un giro total de 247 grados desde que impactó con el suelo por primera vez.

2.3.2. Consideraciones realizadas

En el escenario expuesto en el apartado anterior, se entiende que la pérdida repentina de par no se produjo por falta de potencia en los motores ya que no hubo un aviso de "ENG OUT", tampoco el estudio a posteriori realizado sobre de los mismos ha puesto en evidencia su malfuncionamiento.

Asimismo, los instrumentos de cabina debieron mostrar que no había separación entre las agujas del triple tacómetro y, aunque se desconoce el valor de N1, puede considerarse que los motores hubieran alcanzado un nivel de potencia bajo conducidos por los sistemas de gestión de potencia, pero por encima del 53±2%.

A la vista de los datos del vuelo registrados por el FDR se identifica que el "governor" que regula la potencia de turbina de ambos motores estaba en posición de funcionamiento automático.

En relación con la falta de respuesta del parámetro de par a las acciones del piloto sobre el mando del colectivo, se consideró la posibilidad de que hubiera ocurrido un fallo en alguno/s de los siguientes sistemas o partes: cadena de transmisión del movimiento del mando del colectivo, control del paso de las palas del rotor principal, pérdida de longitud de las palas del mismo o gestión de potencia a los motores, y que hubiera producido la sobrevelocidad del rotor principal, con la consiguiente activación del aviso en el "MASTER CAUTION". A este respecto y, a la vista de los valores de N2 de cada motor, se entiende poco probable el fallo simultáneo de ambos "governor", ya que son independiente uno del otro y a que a la vista de los datos, el automatismo de control de combustible debió seguir funcionando ya que las revoluciones de N2 se estabilizaron.

Sobre el fallo en la cadena de transmisión del cambio de paso, la investigación realizada sólo pudo recuperar de entre los restos la palanca de colectivo, pero de su estudio no

pudo concluirse cuál fue el proceso de rotura, al estar alterada su superficie de fractura a consecuencia de la temperatura a la que estuvo sometida.

2.3.3. Análisis del impacto sobre el terreno

El helicóptero se precipitó sobre una roca de la ladera que sobrevoló segundos antes. La distribución de restos muestra que el impacto se produjo con la zona frontal e inferior, lo cual produjo que la batería fuera lanzada en sentido del movimiento que llevaba, y que se fracturara la punta del «skid» izquierdo y retrovisor.

La energía por el movimiento de caída vertical fue lo suficiente para que el respaldo del asiento izquierdo se desprendiese y su ocupante resultara despedido al voltear la aeronave sobre su lado izquierdo.

El combustible a bordo debió salir al exterior e instantáneamente inflamarse, tal como muestra el recubrimiento de aluminio fundido a lo largo de la ladera.

Las características observadas en la deformación de la zona del patín de cola, se muestra que debió producirse durante el primer impacto sobre el terreno cuando la actitud de la aeronave era de morro arriba, afectando al mismo tiempo seriamente a una de las palas del rotor de cola la cual salió despedida. En la figura 24 se muestra el estado en que quedó el rotor de cola y la reconstrucción tras recuperar la parte de la pala desprendida.



Figura 24. Restos del rotor de cola

2.4. Fallo de la caja de transmisión principal

El análisis del espectro del sonido grabado por el CVR mostró la alteración de la frecuencia generada en su giro por el planetario inferior de la caja de transmisión. Con objeto de comprobar su estado se procedió a inspeccionar los restos de la MGB.

La inspección reveló que los cuatro engranajes del planetario inferior estaban deformados y sus dientes desgastados e inclinados en el sentido de giro. El engranaje solar presentaba similares deformaciones. Estas evidencias son similares al antecedente reportado por Bell Helicopter y a las pruebas de ensayo realizadas por ambos constructores (Bell y Agusta). Esta situación imposibilita la capacidad de transmitir par de giro al rotor principal.

Se considera que la causa de los daños encontrados corresponde al funcionamiento de la transmisión principal sin aceite lubricante, que desencadenó el incremento del rozamiento y, en consecuencia, de temperatura que, junto a la carga de fuerzas a las que está sometido el conjunto, originó la falla de los componentes. La subsiguiente investigación de aspectos como el mantenimiento realizado y observación del nivel de aceite en las últimas prevuelo realizadas no ha posibilitado determinar el proceso y circunstancias que condujeron a la pérdida de aceite y, por tanto, determinar el origen de su falta.

2.5. Aspectos sobre la falta de indicación y/o aviso

La investigación no ha podido confirmar los motivos por los que en el CVR no se identifican conversaciones referidas a la reacción de la tripulación, ante la variación que debió producirse en la indicación y por la activación de la luz en el panel avisos, a causa de la variación de presión y temperatura del lubricante de la MGB.

En este sentido, se entiende que la falta del registro del parámetro *XMSN OIL PRESS* no se corresponde ni implica fallo alguno en el sistema del panel de avisos o en el instrumento de indicación ya que, si se hubiera producido, habría sido observado con toda probabilidad durante el procedimiento de puesta en marcha de la aeronave o cuando se hubiera producido el fallo del transductor de presión de lubricante durante el vuelo, en cuyo caso únicamente podría ser advertido a través del instrumento de la indicación.

Las pruebas realizadas indican que la transmisión puede mantener su funcionamiento durante al menos 15 minutos sin lubricación. La pérdida de lubricante origina el descenso de la indicación de presión de aceite, al tiempo que se activa el aviso del panel de control al descender del límite mínimo. Consecutivamente, la indicación de temperatura desciende, y se produce el aviso del detector de partículas (CHIP XMSN) en el panel de avisos, cuando se inicia el desprendimiento de material. Por tanto, es razonable pensar que en la grabación de las voces de cabina hubiera podido quedar reflejado algún tipo de alerta en la tripulación, especialmente porque existe un lapso de tiempo suficiente para que fuera advertido.

Sí se ha constatado que la cinta magnética sufrió daños por calor y que su longitud se vio reducida en los últimos segundos, se considera que la longitud de cinta perdida durante su recuperación no tiene la suficiente extensión como para que la grabación

obtenida no se hubiera advertido la alerta de la tripulación. Por consiguiente, se señala que el escenario presentado en la grabación obtenida del accidente, pudiera corresponder a que el suceso se hubiera generado súbitamente en el último momento y que cualquier incidencia hubiera quedado oculta, al igual que en la grabación obtenida no se recoge ninguna alerta en los últimos segundos.

2.6. Análisis de la actuación de la aeronave sin par en el rotor principal

El fallo producido en el planetario inferior de la caja de transmisión ocasiona la desconexión del mástil del rotor principal de la cadena de transmisión, véase figura 25, sin embargo el resto de sus elementos aguas abajo continúan en funcionamiento de acuerdo al régimen de giro que el piñón de entrada a la transmisión reciba desde los motores. Ello significa que el rotor de cola, para este caso, continúa en funcionamiento al régimen al que los motores le suministren potencia.

Los datos obtenidos indican que, previamente al momento en que se produce la pérdida de par, la tripulación no era consciente del fallo que iba a sobrevenir, por tanto en el momento en que éste se desencadenó la aeronave estaba volando a una velocidad de aproximada de 120 kt y a 200 m (656 ft) de altura sobre el terreno. Inmediatamente de producirse el fallo, el rotor principal deja de recibir par de los motores y elementos como el estabilizador vertical y el rotor de cola siguen actuando ya que no pierden la transmisión mecánica.

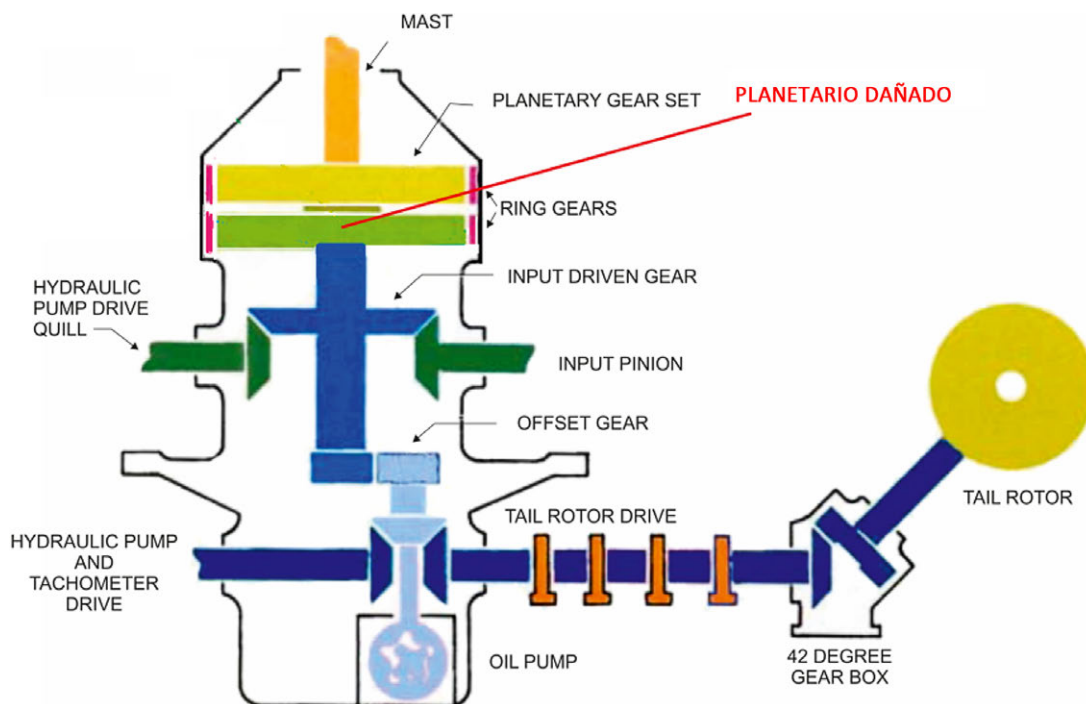


Figura 25. Zona de interrupción de la cadena de transmisión

A la velocidad de vuelo de la aeronave en el momento del fallo, el estabilizador vertical ejerce la función de contrarrestar el momento de giro del rotor principal (la aplicación de pedal es mínima). Cuando desaparece el momento cinético a compensar se induce inmediatamente una guiñada a la izquierda debido a que sigue existiendo una fuerza sobre la cola hacia la derecha. El piloto a los mandos intenta corregir la guiñada con el pedal derecho.

Los motores continúan su funcionamiento y el sistema de control de cada uno de ellos permite mantener las vueltas N2 en torno al 100%. En los primeros segundos el rotor de cola responde a las acciones sobre los pedales y el mando colectivo tiene capacidad para cambiar el paso de las palas del rotor principal, aunque el mando cíclico lateral pierda efectividad al disminuir sensiblemente la sustentación del rotor principal.

En consecuencia, la única forma de mantener las vueltas Nr es perdiendo altura y/o velocidad de translación. La aerodinámica del estabilizador vertical va perdiendo efectividad según va alcanzándose la velocidad de 55 kt, para ello cada vez es menos necesario actuar sobre el pedal derecho.

En esta situación la aeronave se acerca al suelo maniobrando para alcanzar un terreno propicio y con la dificultad de tener los motores en funcionamiento y sin poder acompasar las vueltas de la cadena mecánica entre el rotor principal y el de cola.

Cuando habían transcurrido unos 8 segundos y en una actitud de ángulo de cabeceo alto, se produce el primer impacto con el terreno, en la parte alta de una loma, donde golpea con el patín de cola viéndose afectadas las propias palas del rotor. Seguramente el vuelo de la aeronave se descontrolaría aún más. El desnivel del terreno y la energía remanente del rotor principal mantuvo en vuelo la aeronave.

Las acciones del piloto con el pedal y el cíclico lateral derecho, para corregir el momento de giro a la izquierda no tuvieron efecto por la falta de efectividad del rotor de cola y las bajas revoluciones que quedaron al rotor principal y finalmente descontrolada la aeronave se produce un fuerte viraje a la izquierda cayendo contra el terreno.

En cuanto a la respuesta inicial al fallo por el piloto a los mandos, se considera que corresponde a la lógica aprendida de entrar en autorrotación, pero la evaluación que debió realizar de los datos reflejados por los instrumentos no debió corresponder con las maniobras entrenadas.

Se considera que la respuesta de un piloto a un fallo que es entrenado y por consiguiente aprendido, proporciona un cierto control y predicción de la respuesta de la aeronave. En el tipo de fallo analizado las acciones del piloto no tienen correlación con la respuesta esperada de la aeronave y de este modo es poco previsible alcanzar el control del vuelo.

3. CONCLUSIONES

3.1. Constataciones

- Los dos tripulantes mantenían sus licencias en vigor y estaban habilitados para el vuelo. Asimismo, disponían de certificados médicos válidos y en vigor.
- La aeronave disponía de un certificado de aeronavegabilidad en vigor y las últimas tareas de mantenimiento eran conformes al programa aprobado.
- Ambos pilotos habían formado tripulación en varias ocasiones.
- El comandante era instructor de habilitación de tipo y ocupó la posición izquierda de la cabina. La posición derecha fue ocupada por el piloto a los mandos.
- El vuelo se realizó en dos tramos, el primero bajo las reglas de vuelo instrumental y el segundo bajo reglas de vuelo visual.
- La tripulación tenía referencias y conocimientos previos del terreno que sobrevolaba.
- El registrador de voces de cabina y el de datos de vuelo fueron internamente afectados por el calor al que estuvieron sometidos.
- En la información grabada por la cinta magnética no se recoge ningún tipo de alarma en la tripulación o en cabina. El registro de datos de vuelo no registró algunos parámetros, en particular los que indican la velocidad y altura de la aeronave.
- El contenido de la grabación de voz confirma el ascendente del comandante sobre el piloto a los mandos.
- El análisis de la trayectoria reconstruida permite considerar que la aeronave guardaba un razonable margen de altura sobre el terreno.
- Durante el vuelo se produjo un fallo en la transmisión principal que imposibilitó la transmisión de par al rotor principal.
- El fallo localizado en la transmisión principal no interrumpe la transmisión del movimiento al rotor de cola.
- El registrador de datos de vuelo muestra que el piloto a los mandos inició una maniobra inacabada de autorrotación como respuesta a la emergencia ocurrida.
- El análisis de las acciones sobre los mandos muestran que la aeronave no pudo ser controlada.
- No se ha podido verificar cual fue el piloto a los mandos tras desencadenarse la emergencia.
- La actuación ante la emergencia producida no está contemplada en el programa de entrenamiento y, por tanto, no es una situación aprendida por el piloto.
- La respuesta de los medios de emergencia permitió el control del incendio generado.
- El fuego se inició inmediatamente tras el impacto.
- No ha podido determinarse el proceso, ni el momento de la falta de aceite lubricante en la transmisión.

3.2. Causas/factores contribuyentes

La investigación ha determinado que la causa más probable del accidente fue el fallo en los engranajes del planetario inferior de la transmisión principal, que imposibilitó la

transmisión de par al rotor principal y que precipitó el descenso de la aeronave contra el terreno.

Se considera que el fallo fue generado por ausencia de aceite del sistema de lubricación de la transmisión principal. El estado de los restos de la aeronave, principalmente por la acción del fuego al que estuvieron sometidos, no ha permitido encontrar evidencias que motivaran la falta de aceite.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

Ninguna.

APÉNDICES

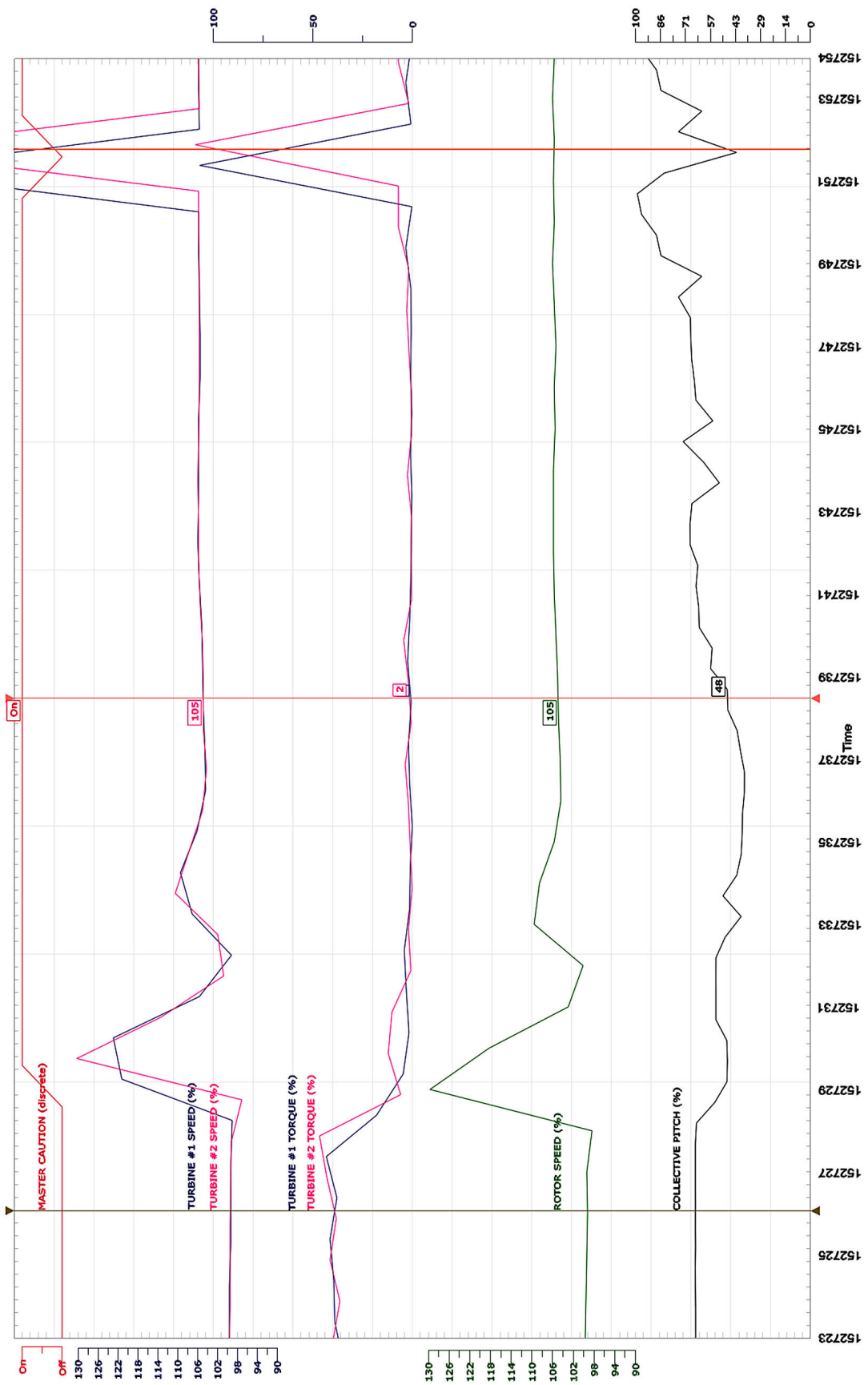
APÉNDICE 1

EASA	AIRWORTHINESS DIRECTIVE
	<p>AD No.: 2011-0247</p> <p>Date: 22 December 2011</p> <p>Note: This Airworthiness Directive (AD) is issued by EASA, acting in accordance with Regulation (EC) No 216/2008 on behalf of the European Community, its Member States and of the European third countries that participate in the activities of EASA under Article 66 of that Regulation.</p>
<p>This AD is issued in accordance with EC 1702/2003, Part 21A.3B. In accordance with EC 2042/2003 Annex I, Part M.A.301, the continuing airworthiness of an aircraft shall be ensured by accomplishing any applicable ADs. Consequently, no person may operate an aircraft to which an AD applies, except in accordance with the requirements of that AD, unless otherwise specified by the Agency [EC 2042/2003 Annex I, Part M.A.303] or agreed with the Authority of the State of Registry [EC 216/2008, Article 14(4) exemption].</p>	
<p>Type Approval Holder's Name : Agusta S.p.A</p>	<p>Type/Model designation(s) : AB412/AB412EP helicopters</p>
TCDS Number:	ENAC Italy SO/A 375
Foreign AD:	Not applicable
Supersedure:	None
ATA 62	Main Rotor – Collective Lever – Inspection / Replacement
Manufacturer(s):	AgustaWestland S.p.A.
Applicability:	AB412 and AB412EP helicopters, all serial numbers.
Reason:	<p>A case of a fractured collective lever Part Number (P/N) 412-010-408-101 occurred on a Bell 412. The results of the technical investigation, carried out by Bell Helicopter, revealed that the main probable cause of the fracture was fatigue due to residual stress induced during the manufacturing process.</p> <p>This condition, if not detected and corrected, could lead to further events of collective lever fracture resulting in reduced control of the helicopter.</p> <p>To address this condition, Bell Helicopter issued Alert Service Bulletin 412-11-148. Taking into account that the AgustaWestland AB412/AB412EP helicopters have the same component installed, manufactured either by AgustaWestland or Bell Helicopter, AgustaWestland issued Bollettino Tecnico (BT) 412-131 which provides instructions to inspect the collective lever, and to replace the lever, if a cracked part is found.</p> <p>For the reasons described above, this AD requires repetitive inspections of the collective lever P/N 412-010-408-101 and, if a crack is detected, replacement of the lever.</p>
Effective Date:	05 January 2012

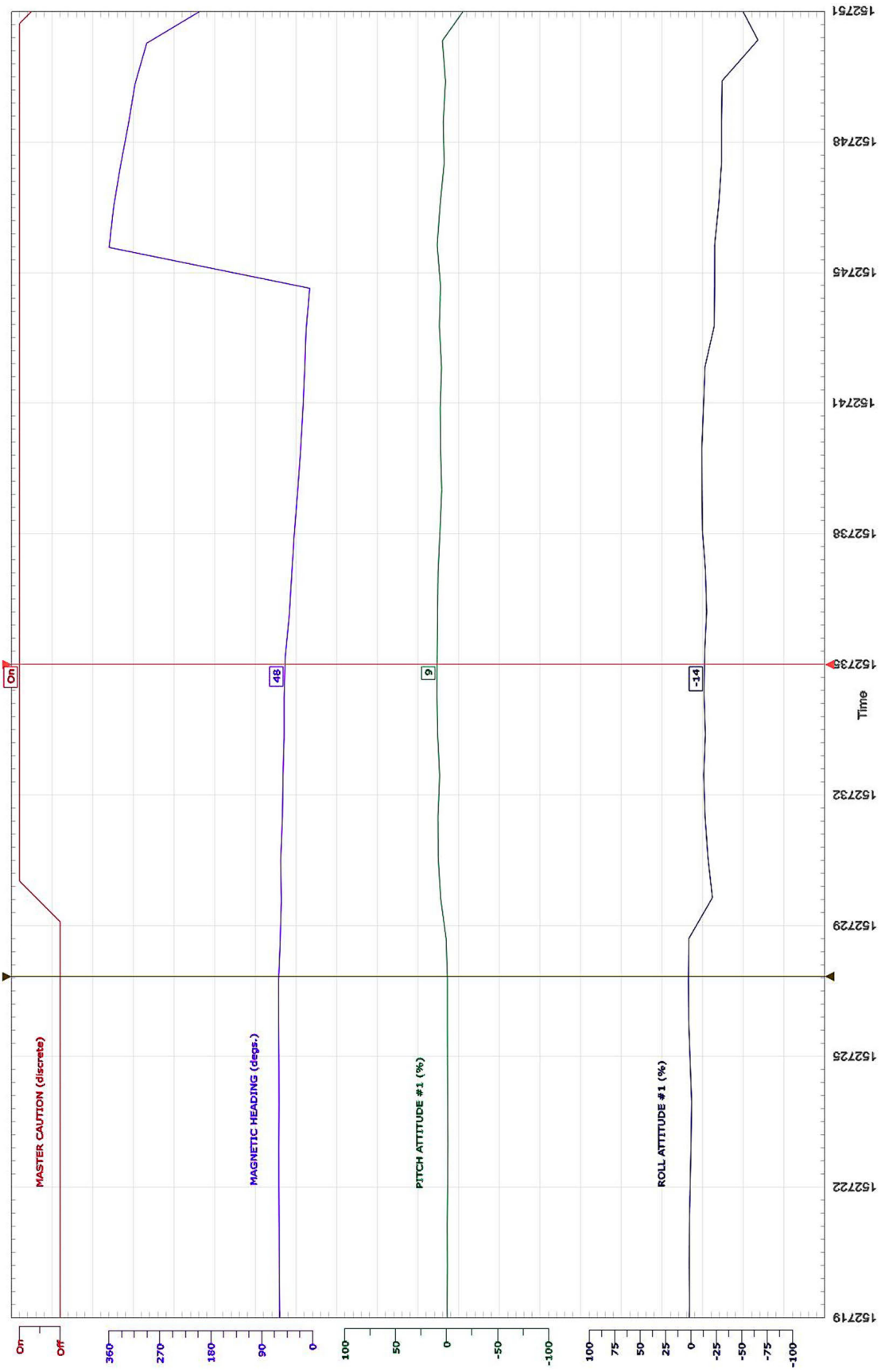
<p>Required Action(s) and Compliance Time(s):</p>	<p>Required as indicated, unless accomplished previously:</p> <ol style="list-style-type: none"> (1) Within 25 flight hours (FH) or 3 months, whichever occurs first after the effective date of this AD and, thereafter, at intervals not to exceed 100 FH, accomplish a visual inspection of the collective lever Part Number P/N 412-010-408-101 in accordance with the Accomplishment Instructions of the AgustaWestland BT 412-131. (2) If, during any inspection as required by paragraph (1) of this AD, a crack is suspected, before next flight, accomplish a Fluorescent Penetrant Inspection of the collective lever in accordance with the Accomplishment Instructions of the AgustaWestland BT 412-131. <ol style="list-style-type: none"> (2.1) If, during the inspection as required by paragraph (2) of this AD, a crack is detected, before next flight, replace the collective lever with a serviceable part. (2.2) If, during any inspection as required by paragraph (2) of this AD, no crack is detected, before next flight, accomplish the actions as detailed in paragraph 9 of the Accomplishment Instructions of AgustaWestland BT 412-131. (3) Replacement of the collective lever with a serviceable part, as required by paragraph (2.1) of this AD, or accomplishment of corrective actions as required by paragraph (2.2) of this AD, does not constitute terminating action for the repetitive inspection requirements of this AD.
<p>Ref. Publications:</p>	<p>AgustaWestland BT 412-131 dated 21 November 2011. The use of later approved revisions of this document is acceptable for compliance with the requirements of this AD.</p>
<p>Remarks :</p>	<ol style="list-style-type: none"> 1. If requested and appropriately substantiated, EASA can approve Alternative Methods of Compliance for this AD. 2. This AD was posted on 28 November 2011 as PAD 11-128 for consultation until 20 December 2011. No comments were received during the consultation period. 3. Enquiries regarding this AD should be referred to the Safety Information Section, Executive Directorate, EASA. E-mail: ADs@easa.europa.eu. 4. For any question concerning the technical content of the requirements in this AD, please contact: AgustaWestland S.p.A. Customer Support Via del Gregge, 100 - 21015 Lonate Pozzolo (VA) – Italy Telephone + 39 0331-664873 ; Fax: + 39 0331-664680 E-mail: absereng@agustawestland.com.

APÉNDICE 2

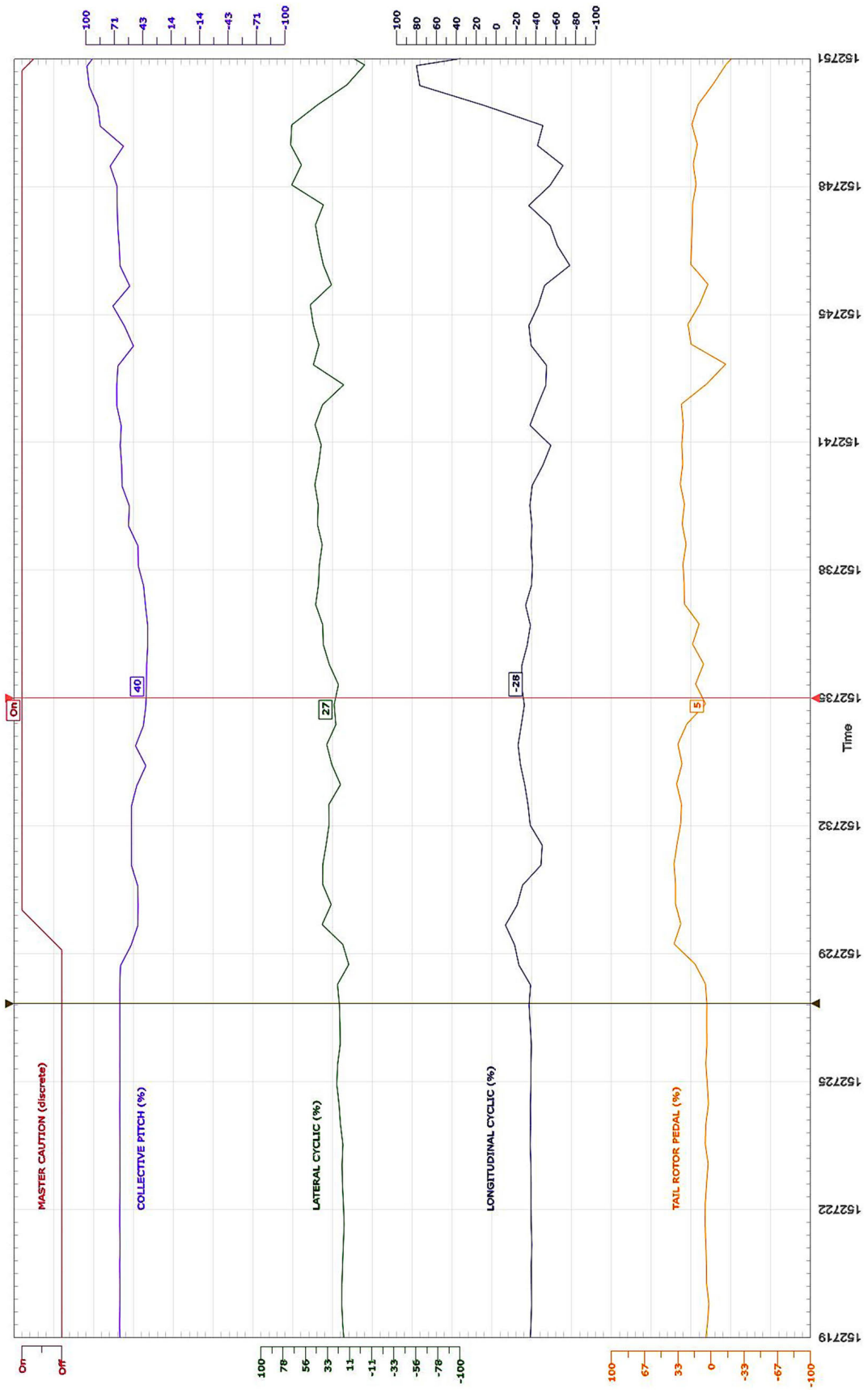
AB412 - S/N 25803 - R/M EC-JRY



AB412 - S/N 25803 - R/M EC-JRY



AB412 - S/N 25803 - R/M EC-JRY

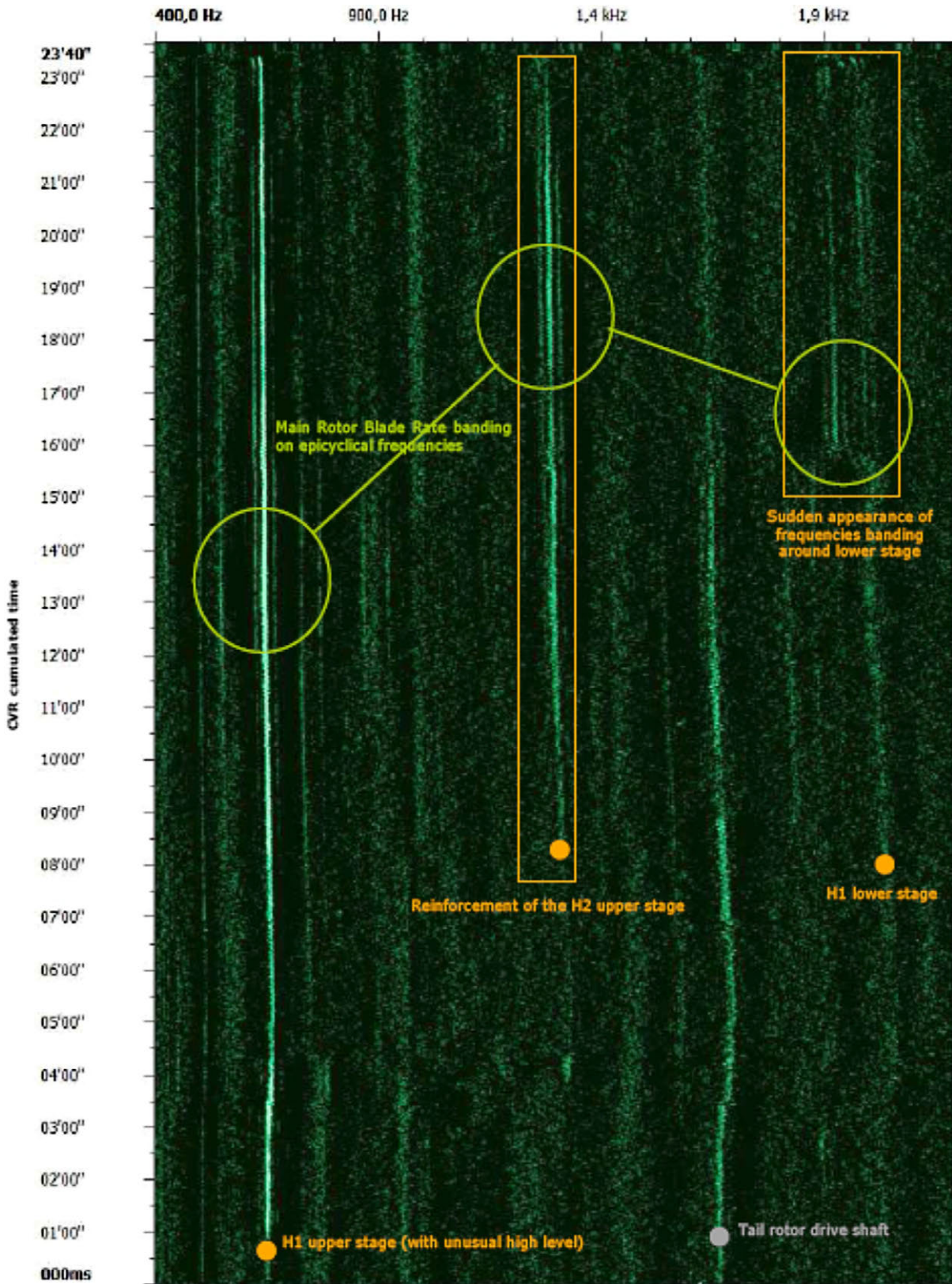


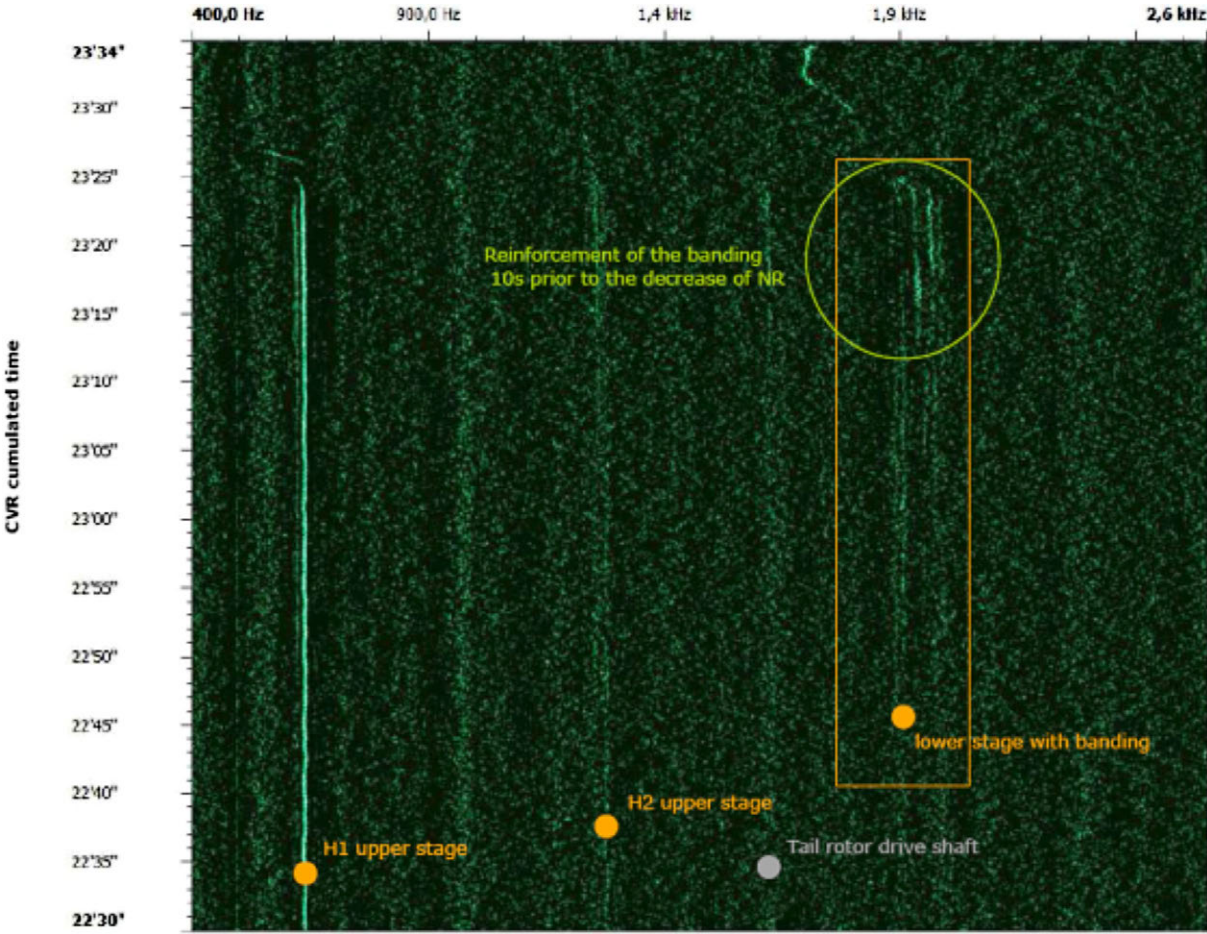
APÉNDICE 3

Time	COLLECTIVE PITCH (%)	LONG. CYCLIC (%)	LATERAL CYCLIC (%)	PITCH ATT (Deg)	ROLL ATTITUDE (Deg)	PEDAL (%)	NZ_1 (%)	NZ_2 (%)	NR (%)	TQ_1 (%)	TQ_2 (%)	HEADING (Deg)	ENG_1 OUT	ENG_2 OUT	MASTER CAUTION			
152687	66	-37	-38	9	11	-1	0	-1	4	5	100	100	36	40	57	On	On	Off
152688	66	-37	-37	11	10	0	0	-1	1	3	100	100	38	36	57	On	On	Off
152689	66	-38	-38	12	13	0	0	-1	3	3	100	100	40	37	57	On	On	Off
152690	66	-36	-37	13	13	0	0	0	3	3	100	100	39	37	57	On	On	Off
152691	66	-38	-38	14	15	0	0	0	3	3	100	100	35	36	57	On	On	Off
152692	66	-38	-38	15	15	0	0	0	3	3	100	100	35	40	56	On	On	Off
152693	66	-38	-37	16	16	0	0	1	3	3	100	100	34	38	56	On	On	Off
152694	66	-38	-38	16	17	0	0	1	3	3	100	100	35	39	55	On	On	Off
152695	65	-39	-38	17	16	0	-1	1	3	3	100	100	35	37	56	On	On	Off
152696	66	-38	-38	16	17	0	0	1	3	3	100	100	35	37	56	On	On	Off
152697	66	-37	-38	18	16	0	-1	1	2	3	100	100	36	38	55	On	On	Off
152698	66	-36	-37	17	19	-1	0	1	3	3	100	100	35	38	55	On	On	Off
152699	66	-38	-36	18	15	-1	0	1	1	2	100	100	36	38	55	On	On	Off
152700	66	-36	-36	14	13	-1	0	1	2	3	100	100	35	39	56	On	On	Off
152701	66	-38	-37	15	14	0	0	0	3	1	100	100	39	37	55	On	On	Off
152702	66	-36	-37	14	16	-1	0	0	2	1	100	100	38	40	56	On	On	Off
152703	66	-38	-38	17	16	0	-1	0	1	1	100	100	38	41	56	On	On	Off
152704	66	-37	-38	15	15	-1	-1	1	3	2	100	100	39	39	56	On	On	Off
152705	66	-37	-34	15	13	-1	-1	0	2	1	100	100	40	39	56	On	On	Off
152706	66	-36	-36	14	16	0	-1	-1	-2	-1	100	100	41	41	55	On	On	Off
152707	66	-36	-35	16	16	-1	-1	1	2	2	100	100	38	38	55	On	On	Off
152708	66	-36	-36	18	17	-1	-1	1	1	1	100	100	40	39	55	On	On	Off
152709	66	-36	-36	16	17	-1	-1	1	-1	1	100	100	40	38	55	On	On	Off
152710	66	-35	-34	17	16	-1	-1	1	3	-1	100	100	40	42	54	On	On	Off
152711	66	-35	-35	16	18	0	0	1	3	4	100	100	40	37	54	On	On	Off
152712	66	-35	-35	18	17	0	0	1	0	2	100	100	40	39	55	On	On	Off
152713	66	-35	-35	17	19	0	0	1	0	3	100	100	40	37	55	On	On	Off
152714	66	-36	-36	20	20	0	0	1	2	4	100	100	41	36	56	On	On	Off
152715	66	-36	-36	18	18	0	0	2	1	4	100	100	40	41	57	On	On	Off
152716	66	-36	-36	16	13	-1	0	1	1	4	100	100	35	39	58	On	On	Off
152717	66	-36	-36	19	18	0	0	1	2	4	100	100	37	43	58	On	On	Off

Time	COLLECTIVE PITCH (%)	LONG. CYCLIC (%)	LATERAL CYCLIC (%)	PITCH ATT (Deg)	ROLL ATTITUDE (Deg)	PEDAL (%)	NZ_1 (%)	NZ_2 (%)	NR (%)	TQ_1 (%)	TQ_2 (%)	HEADING (Deg)	ENG_1 OUT	ENG_2 OUT	MASTER CAUTION						
152719	66	-35	-36	18	19	0	0	1	1	4	2	100	100	38	39	58	On	On	Off		
152720	66	-36	-35	19	18	-1	-1	1	1	5	5	100	100	43	38	59	On	On	Off		
152721	66	-36	-35	17	17	-1	-1	1	1	5	6	100	100	39	39	59	On	On	Off		
152722	66	-35	-35	17	18	-1	-1	0	-1	6	5	100	100	35	40	59	On	On	Off		
152723	66	-35	-34	19	18	-1	-1	0	-1	3	6	100	99	39	36	59	On	On	Off		
152724	66	-35	-35	20	22	-1	-1	-1	0	5	3	100	99	40	41	59	On	On	Off		
152725	66	-35	-35	24	23	-1	-1	1	1	4	5	99	99	41	38	59	On	On	Off		
152726	66	-36	-34	20	21	-1	-1	2	2	4	4	99	99	38	43	60	On	On	Off		
152727	66	-33	-35	21	23	-1	0	2	2	4	6	99	99	43	47	60	On	On	Off		
152728	65	-23	-19	12	18	0	3	2	-8	16	37	99	97	98	18	6	57	On	On	Off	
152729	48	-10	-21	39	30	6	8	8	-21	-19	30	36	121	130	130	5	12	55	On	On	On
152730	48	-27	-45	38	38	8	9	9	-17	-15	36	37	123	113	118	2	10	56	On	On	On
152731	54	-46	-34	35	32	9	8	8	-14	-14	34	31	106	101	103	3	1	53	On	On	On
152732	54	-32	-29	32	20	7	8	8	-13	-12	30	35	99	102	100	4	2	52	On	On	On
152733	40	-25	-22	29	34	9	9	9	-14	-15	29	33	107	110	110	1	0	50	On	On	On
152734	42	-25	-28	25	27	10	10	10	-13	-14	24	5	109	108	109	1	1	50	On	On	On
152735	39	-26	-26	22	31	9	9	9	-14	-15	16	8	106	105	106	0	2	48	On	On	On
152736	38	-31	-35	37	38	9	9	9	-16	-15	19	12	104	104	104	1	4	41	On	On	On
152737	40	-30	-36	45	42	8	8	8	-15	-13	27	27	105	105	105	2	1	37	On	On	On
152738	47	-37	-35	41	39	7	5	5	-12	-11	28	25	105	105	105	1	2	32	On	On	On
152739	57	-36	-34	43	43	5	5	5	-11	-11	29	27	105	105	105	2	4	26	On	On	On
152740	64	-36	-47	46	42	6	6	6	-11	-11	31	28	105	105	105	1	0	21	On	On	On
152741	65	-55	-34	40	46	6	5	5	-13	-14	29	28	106	106	106	1	1	17	On	On	On
152742	69	-42	-50	38	17	5	6	6	-14	-16	30	5	106	106	106	1	1	14	On	On	On
152743	68	-51	-35	47	42	7	7	7	-23	-23	-15	20	106	106	106	0	3	11	On	On	On
152744	61	-33	-42	47	51	6	8	8	-24	-23	23	12	106	106	106	1	1	5	On	On	On
152745	56	-49	-74	29	37	9	10	10	-24	-25	3	20	106	106	106	0	1	360	On	On	On
152746	66	-62	-54	42	45	6	4	4	-28	-29	20	19	105	106	106	1	2	352	On	On	On
152747	68	-33	-54	37	69	2	3	3	-30	-33	19	15	105	106	105	1	3	340	On	On	On
152748	75	-67	-42	59	70	3	2	2	-30	-31	18	14	106	106	106	1	2	326	On	On	On
152749	85	-47	11	69	43	1	2	2	-31	-40	19	13	106	106	106	3	7	314	On	On	On
152750	97	77	80	14	-4	4	-3	-66	-73	-2	-15	106	106	106	0	7	293	On	On	On	
152751	84	-47	-51	30	24	-24	-13	-45	-45	-34	1	172	172	107	109	173	On	On	Off		

APÉNDICE 4





APÉNDICE 5



Figura 5.1. Estado externo de la MGB



Figura 5.2. Vista del planetario inferior

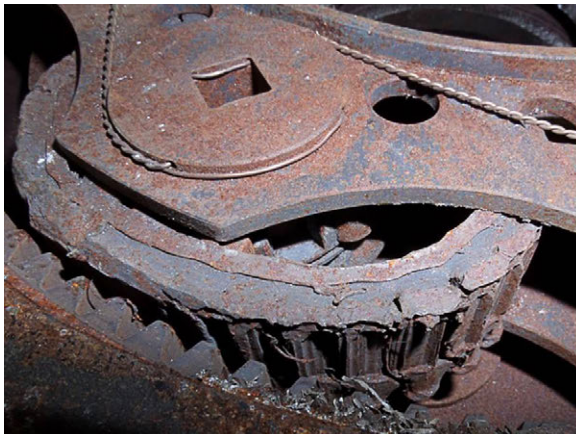


Figura 5.3. Detalle engranajes planetario inferior



Figura 5.4. Detector de partículas

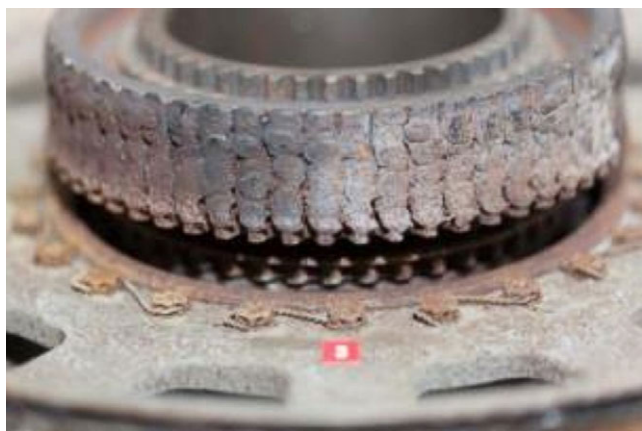


Figura 5.5. Engranaje solar



Figura 5.6. Planetario superior

