DIRECCIÓN GENERAL DE AERONÁUTICA CIVIL
DEPARTAMENTO PREVENCIÓN DE ACCIDENTES

DGAC
CHILE

DPA

Departamento Prevención de Accidentes

INFORME FINAL ACCIDENTE DE AVIACIÓN Nº 1808SP

Aeronave : Agustawestland, AW 119MKII.

Lugar : Sector El Trozo, 24 kilómetros al Oeste de la ciudad de Cauquenes, Región del Maule.

Fecha : 15 de enero de 2017

ANTECEDENTES

La metodología de la Investigación considera las Normas y Métodos Recomendados (SARPS) establecidos en el Anexo 13, "Investigación de Accidentes de Aviación", al Convenio sobre Aviación Civil Internacional (O.A.C.I.), y lo establecido en el "Reglamento sobre Investigaciones de Accidentes e Incidentes de Aviación" (DAR-13), aprobado por Decreto Supremo Nº 216 de fecha 03 de diciembre del 2003.

DESCRIPCIÓN DEL ACCIDENTE

El día 15 de enero de 2017, en circunstancias que el piloto comercial de helicóptero, al mando de la aeronave marca AgustaWestland, modelo AW 119 MKII, mientras se encontraba efectuando un vuelo de traslado de brigadistas para el combate de incendios forestales, durante la maniobra de aterrizaje en un emplazamiento eventual, se precipitó contra el terreno en el sector El Trozo, 24 kilómetros al oeste de la ciudad de Cauquenes, Región del Maule. A consecuencia del suceso, el piloto al mando y siete brigadistas resultaron ilesos, mientras que la aeronave resultó con daños.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

1.1.1. El día del suceso el piloto al mando despegó aproximadamente a las 13:15 HL, desde la base de Coyanco, comuna de Ninhue, Región del Biobío, con el objetivo de trasladar a siete brigadistas de combate de incendio forestal hacia el sector de Cauquenes, donde se había declarado un incendio.

1.1.2. Luego de realizar un vuelo de aproximadamente 20 minutos sin observaciones, el piloto al mando comprobó que efectivamente existía un foco de incendio, por lo que procedió a buscar un emplazamiento eventual para aterrizar y dejar a los brigadistas de combate de incendio forestal.

1.1.3. A raíz de lo anterior y durante las maniobras para aterrizar, la aeronave se precipitó contra el terreno.

1.1.4. El piloto al mando y los siete brigadistas de combate de incendio forestal resultaron ilesos.

1.1.5. El helicóptero resultó con daños.

1.2. LESIONES A PERSONAS

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros	Total
Mortales				
Graves				
Menores				
Ninguna	01	07		08
Total	01	07		08

1.3. DAÑOS SUFRIDOS POR LA AERONAVE

A consecuencia del accidente, la aeronave resultó con daños en su estructura y su rotor principal.

Ver anexo "A", Fotografías y anexo "B", Informe Técnico.

1.4. OTROS DAÑOS

No hubo.

1.5. INFORMACIÓN SOBRE LA TRIPULACIÓN

1.5.1. Piloto al mando

ÍTEM	ANTECEDENTE
EDAD	55 años.
LICENCIA	Piloto Comercial de Helicóptero. (Convalidada/España)
HABILITACIÓN	Clase: Monorrotor Tipo: A119 Función: Comb. Inc. Forestales
EXAMEN MÉDICO	Clase 1, vigente, apto sin observaciones.
REGISTRA ACC/INCID.	No.

1.5.2. Experiencia de Vuelo

ANTECEDENTES	HORAS DE VUELO
HRS. DE VUELO EN EL MATERIAL	1.520:15
HRS. DE VUELO 30 DÍAS PREVIOS	04:25
HRS. DE VUELO 60 DÍAS PREVIOS	09:15
HRS. DE VUELO 90 DÍAS PREVIOS	26:22
HRS. DE VUELO DÍA DEL SUCESO	00:20
HRS. DE VUELO TOTALES	3.829:05

1.6. INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE

1.6.1. Antecedentes de la aeronave

ÍTEM		
MARCA		Agustawestland S.p.A.
MODELO		AW119MKII
Nº SERIE		14520
AÑO DE FABRICACIÓN		2006
PLAZAS AUTORIZADAS		1 Piloto / 7 pasajeros.
PESOS CERTIFICADOS	P.V.[1]	1.729 kg.
	P.M.D.[2]	2.850 kg
ÚLTIMA INSPECCIÓN		100 horas el 05/01/2017

1.6.2. Antecedentes del motor

ITEM	
MARCA	Pratt & Whitney.
MODELO	PT6B-37A.
Nº SERIE	PCE-PU0085
T.S.N. (Time Since New)	2.524,80 horas.
T.B.O. (Time Between Overhaul)	3.000 horas.
ÚLTIMA INSPECCIÓN	100 horas el 05/01/2017

[1] P.V.: Peso vacío.
[2] P.M.D.: Peso máximo de despegue.

1.6.3. Antecedentes de la pala del rotor principal

ITEM	
MARCA	Agustawestland S.p.A.
MODELO / NRO. SERIES	709-0104-01-111 / M51/ N241/ Q871/ P447
T.S.N. (Time Since New)	2.524,80 horas.
W.T (Withdrawal Time) (Retiro)	8.800 horas
ÚLTIMA INSPECCIÓN	100 horas el 05/01/2017

1.6.4. Antecedentes de las palas del rotor de cola

ITEM	
MARCA	Agustawestland S.p.A.
MODELO / NRO. SERIE	709-0160-48-101 / M773 / M839
T.S.N. (Time Since New)	2.524,80 horas.
W.T (Withdrawal Time) (Retiro)	100.000 ciclos
ÚLTIMA INSPECCIÓN	100 horas el 05/01/2017

1.6.5. Documentación a bordo

CERTIFICADO DE MATRÍCULA	Sin observaciones.
CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD	Sin observaciones.
MANUAL DE VUELO	Sin observaciones.
BITÁCORA DE VUELO	Sin observaciones.

1.6.6. Historial de mantenimiento

El Programa de Inspecciones establecido por el fabricante y aceptado por la DGAC, se estaba realizando sin observaciones en los intervalos indicados en el manual de servicio de la aeronave, a través de un Centro de Mantenimiento Aeronáutico (CMA), habilitado y vigente en el tipo y modelo de la aeronave.

Los Registros de mantenimiento (Bitácoras de Mantenimiento, Cartillas de Inspecciones, Plan de Remplazo, Estatus de Modificaciones e Inspecciones Mandatorias MIM, Peso y Balance y Certificaciones) estaban de acuerdo con lo exigido por la normativa DGAC.

Ver anexo "B" Informe técnico.

1.6.7. Inspecciones

El equipo investigador realizó una inspección física de la aeronave y del lugar del suceso, estableciendo lo siguiente:

1.6.7.1. Se observó que el helicóptero se encontraba sobre una serie de arbustos y matorrales de la zona.

1.6.7.2. No se apreció dispersión de restos, por lo que el helicóptero habría caído en forma vertical.

1.6.7.3. El helicóptero se encontró a 12 metros al Este de una zona en donde el piloto al mando aterrizaría la aeronave.

1.6.7.4. Una de la palas del rotor principal presentaba daños y delaminaciones, mientras que las otras tres palas presentaron daños menores.

1.6.7.5. Del mismo modo, el rotor de cola no presentó daños.

1.6.7.6. Se abrió una de la capotas del motor, no detectando fugas o elementos quebrados.

1.6.7.7. El eje hacia el rotor de cola no presentó observaciones.

1.6.7.8. Al interior de la cabina de mando no se observaron daños.

1.6.7.9. Al interior de la cabina de pasajeros se observó un tronco de árbol de 15 cm de diámetro aproximadamente, que atravesó el piso al momento de la caída.

1.6.7.10. Con asistencia del personal de mantenimiento de la empresa operadora, se energizaron los sistemas de la aeronave, donde la Electronic Display Unit (EDU) no registró ningún tipo de aviso de falla.

1.6.7.11. En el colectivo de la aeronave, se observó el switch del gobernador Engine Electronic Control (ECC) en la posición MEC (mechanical).

1.6.7.12. También en el colectivo, se encontró el modo de selección del motor en la posición MAN (manual override system).

Ver anexo "A", Fotografías

1.6.8. Peso y Balance

De acuerdo a los antecedentes recopilados, la aeronave se encontraba dentro de los límites establecidos en el Manual de Vuelo.

- Peso Vacío	:	1.721 Kg.
- Peso Piloto al mando	:	95 Kg.
- Peso Brigadistas	:	569 Kg.
- Peso Cargo	:	101 Kg.
- Peso Combustible	:	340 Kg.
- Peso Total	:	2.826 Kg.

Peso máximo de despegue: 2.850 Kg. (24 Kg. disponibles)
Centro Gravedad (C.G) Longitudinal 3.446,54 mm (límite superior 3.580 mm)
Centro Gravedad (C.G) Lateral 7,19 mm (límite superior 50 mm)

1.7. INFORMACIÓN METEOROLÓGICA

El Informe Técnico Operacional Nº371/17 de la Dirección Meteorológica de Chile, respecto al sector El Trozo, Región del Maule, señaló para el día del suceso, lo siguiente:

"De acuerdo a lo observado en las imágenes de satélite, el cielo se presentó despejado."
"No se observó fenómenos meteorológicos de reducción de visibilidad."

Del mismo modo el piloto al mando señaló que la temperatura del momento era de 23°C con viento de entre 8 y 10 nudos desde el Oeste.

1.8. AYUDAS A LA NAVEGACIÓN

No aplicable.

1.9. COMUNICACIONES

No aplicable.

1.10. INFORMACIÓN DEL LUGAR DEL INCIDENTE

El lugar se encuentra a 24 kilómetros al Este de la ciudad de Cauquenes, Ruta M-890, en el sector El Trozo, Comuna de Cauquenes, Región del Maule, en las coordenadas 35°57'58" Sur / 72°32'57" Oeste, con una elevación de 960 pies. Es una zona de bosques, compuesta principalmente por árboles de Eucaliptos y Pinos de entre 15 y 20 metros de altura, además de otros tipos de arbustos o matorrales. El helicóptero se encontró a 12 metros al Este de una zona en la cual aterrizaría para dejar a los brigadistas.

Esta zona correspondía a un área no libre de obstáculos (área confinada) para realizar el aterrizaje.

1.11. INFORMACIÓN ORGÁNICA Y DE DIRECCIÓN.

La empresa operadora contaba con la Autorización de Operador de Servicios Aéreos y se encontraba vigente al momento del suceso.

De acuerdo al manual de operaciones de la empresa, la aeronave se encontraba autorizada para realizar el Transporte de Brigadistas.

Respecto del piloto al mando, éste se encontraba registrado como dotación eventual para efectuar operaciones dentro de la empresa.

Del mismo modo, el manual incorpora el "Anexo G, Procedimientos de Combate de Incendios Forestales con Helicóptero y Avión y Transporte de Brigadas".

1.12. INCENDIO

No aplicable.

1.13. SUPERVIVENCIA

El piloto al mando y los siete brigadistas resultaron ilesos.

Los elementos de seguridad y protección de la aeronave para sus ocupantes no presentaron observaciones.

1.14. RELATOS

1.14.1. Del piloto al mando.

El piloto al mando señaló que el objetivo del vuelo era el traslado de siete brigadistas desde la base de Coyanco hacia el sector donde se había declarado un incendio forestal.

El vuelo demoró aproximadamente 20 minutos y se realizó sin observaciones.

Señaló que al momento de llegar al sector, se comprobó que efectivamente existía la presencia de un incendio forestal, por lo que procedió a buscar un lugar donde aterrizar para dejar a los brigadistas.

Posteriormente, el piloto indicó que observó un lugar para aterrizar y dejar a los brigadistas.

Señaló que procedió a realizar tres vueltas sobre el sector, para volar cada vuelta más bajo, hasta realizar un aterrizaje seguro. Durante la tercera vuelta y estando a 50 metros sobre los árboles, con una velocidad de 40 nudos aproximadamente, el helicóptero sufrió una caída repentina. En ese momento, venía apoyado con actitud y velocidad.

En ese instante, el piloto señaló que ante la caída del helicóptero, intentó detener la aeronave aplicando el colectivo, no pudiendo detenerla, entrando en una autorotación, intentando llegar a la zona despejada para aterrizar.

Al empezar a tocar los árboles, el piloto señaló que aplicó todo el colectivo arriba, tratando de cargar el rotor principal con revoluciones.

El helicóptero hizo contacto con los árboles y matorrales, hasta llegar al suelo.

El piloto al mando indicó que según su apreciación, el accidente se debió a una posible falla mecánica, en algún sistema del helicóptero, no escuchó nada anormal, ni hubo aviso de bajas revoluciones del rotor principal, ni ningún otro aviso, de otra forma no tendría explicación el suceso.

1.15. INFORMACIÓN ADICIONAL

1.15.1. El manual de vuelo de la aeronave, en la Sección 2, "Normal Procedures", página 2-13 señala que el modo de selección de potencia del motor (Engine Throttle) deber ser chequeado en las posiciones MAN/NOR (Manual Override / Normal), para quedar finalmente en NOR (modo normal) para realizar el vuelo. Es importante señalar que el

switch para seleccionar el modo de la potencia del motor, deber ser presionado para poder seleccionar la posición.

1.15.2. Del mismo modo, en la Sección 2, "Normal Procedures", página 2-21, el manual señala que el switch del gobernador, el cual posee dos posiciones EEC/MEC (Engine Electronic Control / Mechanical), debe ser chequeado en la posición MEC, y el sistema debe dar una aviso de **"precaución"** en el EDU. Posteriormente debe ser retornado a la posición EEC y el aviso de "precaución" desaparece.

1.15.3. En la Sección 3, "Emergency and Malfunction Procedures", página 3-24, el manual señala en una **nota,** que el modo MEC (Mechanical) sólo debe ser usado en caso de falla del modo EEC (Engine Electronic Control) o para entrenamiento.

1.15.4. El manual de instrucción "Airframe Maintenance Course", TMA-A-119-AFM, sección 73-00, "Engine Fuel and Control", página 5, señala que cuando los switches del gobernador del bastón colectivo están seleccionados en modo MEC (mechanical) y el switch de potencia de motor en modo MAN (manual override system), el piloto debe dosificar el caudal de combustible en forma manual a través del twist grip (acelerador) del bastón colectivo con el objeto de mantener en rango las rpm del rotor. Este modo tiene la desventaja de tener un retardo en la respuesta y el piloto debe estar muy atento a las reacciones en el indicador de rpm.

1.15.5. Performance:

Manual de vuelo, Sección 4, Performance, Tabla 4-11

HOVER CEILING OUT OF GROUND EFFECT

Datos: **23°C**, 960 pies, 2.766 Kg. (20 minutos de vuelo)

HOVER CEILING OUT OF GROUND EFFECT
MAXIMUM CONTINUOUS POWER

ROTOR SPEED:102%
ZERO WIND
ELECTRICAL LOAD: 100 A

WITH ELECTRICAL LOAD IN EXCESS OF 100 A REFER TO CORRECTION TABLE

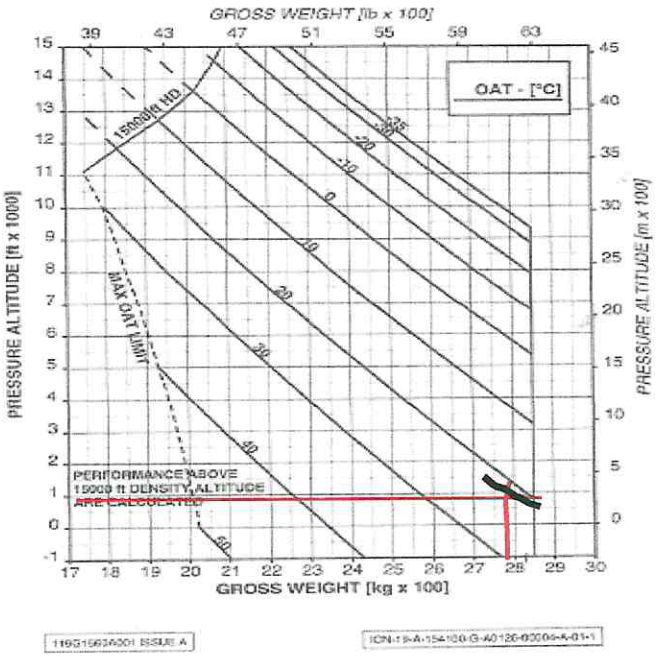


Figure 4-11. Out of Ground Effect (OGE) - Maximum Continuous Power (MCP) (Heater Off)

2. ANÁLISIS

2.1. El piloto al mando mantenía vigente la licencia y habilitaciones requeridas para la operación de la aeronave, por lo cual, no presentaba observaciones.

2.2. En el estado de mantenimiento y en las inspecciones efectuadas a la aeronave, no se registraron discrepancias en los diferentes sistemas de la aeronave, no siendo esto causa o un factor contribuyente al suceso investigado. Del mismo modo, la unidad Electronic Display Unit (EDU) no registró ningún tipo de falla en los diferentes sistemas de la aeronave.

2.3. El piloto al mando se encontraba efectuando un vuelo de traslado de siete brigadistas de combate de incendio forestal y de acuerdo a lo señalado en su relato, al momento de realizar la maniobra para aterrizar, el helicóptero habría empezado a caer repentinamente, ante lo cual aplicó colectivo arriba, tratando de detener el descenso del helicóptero, sin lograrlo.

2.4. Lo anterior se explicaría debido a que durante la inspección efectuada al interior del helicóptero, se pudo observar que el modo de selección de potencia del motor (Engine Throttle) estaba en la posición MAN (Manual Override) y el switch del gobernador en la posición MEC (Mechanical), lo que quiere decir que el vuelo se estaba efectuando de formal manual, situación que no está recomendada por el fabricante de la aeronave.

2.5. A raíz de lo anterior, el piloto al mando, al momento de realizar la maniobra para aterrizar y aplicar potencia, para detener el descenso de la aeronave (colectivo arriba), el helicóptero no respondió a los requerimientos de potencia, ya que al estar volando en forma manual, el piloto es quien debe dosificar el caudal de combustible en forma manual a través del twist grip (acelerador) del bastón colectivo con el objeto de mantener en rango las RPM del rotor.

2.6. En este mismo sentido, el piloto al tratar de realizar el aterrizaje en un área no libre de obstáculos (área confinada), operó muy cercano al límite de potencia máxima (maximum continuous power) fuera de efecto suelo (OGE, Out of Ground Effect), con 102% de velocidad del rotor, con 23°C, 960 pies de altitud presión y 2.766 Kg.

2.7. Lo anterior se encuentra avalado por la inspección efectuada a las palas de rotor principal, las cuales presentaron daños con bajas revoluciones. Las palas del rotor de cola no presentaron daños.

3. CONCLUSIONES

3.1. El piloto al mando mantenía vigente la licencia de vuelo requerida para operar la aeronave en que ocurrió el suceso.

3.2. El estado de mantenimiento y las inspecciones realizadas a la aeronave, no arrojaron discrepancias u observaciones.

3.3. El piloto al mando se encontraba efectuando un vuelo de traslado de brigadistas de combate de incendio forestal, cuando el helicóptero se precipitó contra el terreno.

3.4. El control de potencia del motor, se encontraba en la posición MAN (Manual Override System) y el switch del gobernador en la posición MEC (Mechanical). Esto indicaría que el helicóptero se estaba volando en forma manual, situación no recomendada por el fabricante de la aeronave, debido a que al volar la aeronave en esta condición, es el piloto al mando quien debe controlar la potencia y las revoluciones del rotor principal.

3.5. El piloto al mando habría operado la aeronave al límite de potencia máxima (maximum continuous power) fuera de efecto suelo (OGE, Out of Ground Effect).

3.6. El piloto al mando y los siete brigadistas resultaron ilesos y los daños son a consecuencia de la dinámica del suceso.

4. CAUSA MÁS PROBABLE

Pérdida de potencia del motor durante la aproximación, al perder las revoluciones, mientras el piloto operaba el helicóptero en forma manual.

5. FACTOR CONTRIBUYENTE

Operar la aeronave al límite de potencia máxima (maximum continuous power) fuera de efecto suelo.

6. RECOMENDACIONES

Remitir a las partes involucradas las conclusiones de esta investigación, para fines de prevención.

Difundir el suceso investigado a través de la página web y otros medios institucionales, como asimismo, en actividades de prevención orientada a pilotos que realizan trabajos aéreos en helicópteros.

CARLOS VERGARA ARRIAGADA
INVESTIGADOR TÉCNICO

SEBASTIAN PALACIOS GARCIA
INVESTIGADOR ENCARGADO

ANEXOS

Anexo "A", Fotografías
Anexo "B", Informe Técnico

DISTRIBUCIÓN
EJ. N° 1.- DGAC., DPA, Expediente 1808SP

ANEXO “A”

FOTOGRAFÍAS

FOTO N° 1 Aeronave

FOTO N° 2 Aeronave accidentada

FOTO N° 3 Lugar seleccionado para efectuar el aterrizaje

FOTO N° 4 Palas del rotor principal (bajas RPM)

FOTO N° 5 Rotor de cola (bajas RPM)

FOTO N° 6 Daños al interior de la cabina (caída vertical)

ANEXO "B"

INFORME TÉCNICO

INFORME TÉCNICO

1. ANTECEDENTES GENERALES DEL SUCESO, CASO N° 1808SP

LUGAR, FECHA Y HORA LOCAL	: Sector El Trozo, 24 kilómetros al Oeste de la ciudad de Cauquenes, Región del Maule, el 15 de Enero de 2017, a las 13:40 hora local.
TIPO DE AERONAVE	: Helicóptero mono turbina, cuadripala, tren de aterrizaje tipo skid, fabricante Agustawestland S.p.A., modelo AW119MKII.
TIPO DE SUCESO	: Accidente de Aviación.
SÍNTESIS DEL SUCESO	: Cuando se estaba realizando traslado de brigadistas contra incendios forestales y se aproximaba para aterrizar, la aeronave se precipitó contra el terreno.
CONSECUENCIAS	: El piloto y los brigadistas no sufrieron lesiones, la aeronave quedó con daños.

2. PROPÓSITO Y ALCANCE

2.1. Establecer las posibles causas técnicas que hubiesen provocado o contribuido al suceso de aviación investigado.

2.2. Proponer recomendaciones de orden técnico, para evitar su repetición.

3. DAÑOS DE LA AERONAVE

3.1. Fuselaje: Con una perforación en la parte baja de la cabina de pasajeros y otra en la parte trasera, sector estanque de combustible, ambas producto de troncos que atravesaron el fuselaje. Cañerías de combustible fracturadas por los troncos.

3.2. Tren de aterrizaje: El tren de aterrizaje estaba fracturado en las uniones de los esquíes con los tubos cruzados.

3.3. Rotor Principal: Una de las palas (azul), con daño por golpe, con pérdida de material. Las otras tres palas con poco daño. La unión de oreja de la pala azul con el cubo, con daños por golpes.

3.4. Evidencia de incendio: No hubo.

3.5. Evidencias de impacto antes del contacto con el terreno: Si, con los árboles del sector.

4. INSPECCIONES, PERITAJES Y/O PRUEBAS FUNCIONALES

4.1. El equipo investigador efectuó una inspección de la aeronave en el sitio del suceso, con apoyo de personal de la Organización de Mantenimiento Aeronáutico (OMA) que mantiene la aeronave, la cual se detalla de la siguiente manera:

a) Se verificó que en la aeronave se encontraban:

- Manual de vuelo y Certificado de Peso y Balance de la aeronave.
- Lista de chequeo.
- Kit de primeros auxilios, en condición servible.
- Bitácora de vuelo.
- Certificado de Matrícula.
- Certificado de Aeronavegabilidad, número 15138/2016.
- Placa de datos de la aeronave y placa incombustible.
- Extintor de fuego, en condición servible.
- Los instrumentos con las marcas de rango de operación de acuerdo a lo estipulado en el Manual de Vuelo.

- Asientos y cinturones de seguridad en buenas condiciones.
- Cartilla de corrección de compás magnético, vigente.

b) No se observó dispersión de partes o componentes de la aeronave, ya que ésta cayó en forma vertical y quedó completa sobre arbustos y matorrales del sector.

c) El nivel de aceite de la transmisión, estaba sin observaciones.

d) El conjunto del rotor de cola estaba unido al cono de cola, con libertad de movimiento y con sus respectivas varillas de cambio de paso y sin observaciones.

e) El motor no tenía filtraciones y sus controles estaban sin obstrucción en sus recorridos.

f) Las entradas de aire estaban limpias.

g) Todas las palas del rotor principal estaban unidas al cubo y al mástil, con los daños descritos anteriormente.

h) Al interior de la cabina, ambos mandos colectivo y cíclico, tenían libertad de movimiento y transmisión del mismo.

i) En el mando colectivo, se encontró con el switch del gobernador Engine Electronic Control (EEC) en posición MEC (mechanical) y el switch de selección de potencia del motor en posición MAN (manual override system).

j) Con la ayuda del personal del CMA, se revisó la Electronic Display Unit (EDU), la que no registró ningún código de falla, asociado al último vuelo.

k) Los pedales estaban en buenas condiciones y transmitían el movimiento sin observaciones.

l) El panel de circuit breakers, no tenía evidencias de corto circuito.

5. INFORMACIÓN ADICIONAL

5.1. El Manual de Instrucción, TM-A119-AFM, "Airframe Maintenance Course", del A119 Koala, Sección 73-00, "Engine Fuel and Control", página 5, indica que sólo hay tres situaciones en las que se usa el switch del gobernador del bastón colectivo en posición MEC:

a) Cuando es seleccionado por el piloto.

b) Al comienzo de la partida del motor (NF< 30%).

c) Falla crítica del EEC (revertir a modo MEC).

La operación normal para este motor PT6B-37A, es con el switch en posición EEC.

5.2. Cuando los switch del gobernador del bastón colectivo están seleccionados en modo MEC (mechanical) y el switch de potencia de motor en modo MAN (manual override system), el piloto debe dosificar el caudal de combustible en forma manual a través del twist grip del bastón colectivo con el objeto de mantener en rango las rpm del rotor. Este modo tiene la desventaja de tener un retardo en la respuesta y el piloto debe estar muy atento a las reacciones en el indicador de rpm.

6. ESTADO DE AERONAVEGABILIDAD O MANTENIMIENTO DE LA AERONAVE

6.1. El Programa de Inspecciones establecido por el fabricante y aprobado por la DGAC, se estaba realizando, sin observaciones, en los intervalos indicados en el manual de servicio de la aeronave, a través de un Centro de Mantenimiento Aeronáutico (CMA), habilitado y vigente en el tipo y modelo de la aeronave.

6.2. Los Registros de mantenimiento (Bitácoras de Mantenimiento, Cartillas de Inspecciones, Plan de Remplazo, Estatus de Modificaciones e Inspecciones Mandatorias MIM, Peso y Balance y Certificaciones) estaban de acuerdo con lo exigido por la normativa DGAC.

6.3. La última inspección efectuada a la aeronave, fue el 05-01-2017, a las 2.514,4 hrs. del helicóptero, es decir 10,4 horas antes del suceso. En esta inspección se aplicaron cartillas de 50 y 100 hrs., inspección especial al rotor de cola, lubricaciones, inspección al tren de aterrizaje y lavado de compresor, todo sin observaciones.

6.4. El estado de mantenimiento indicaría que la aeronave se encontraba sin observaciones, al momento del accidente, situación que es concordante con lo inspeccionado y verificado por el equipo investigador y por lo declarado por el piloto al mando, quien dijo no haber escuchado ningún aviso de falla del rotor o motor.

7. ANÁLISIS

7.1. Las inspecciones efectuadas por el equipo investigador y los registros de mantenimiento revisados, no establecieron hallazgos relacionados con la aeronavegabilidad, por lo que se descartaría este aspecto como causa o factor contribuyente al suceso investigado.

7.2. La inspección realizada a los diferentes componentes de la aeronave indicaría que ésta estaba operando normalmente, hasta la ocurrencia del suceso.

7.3. La revisión de la Electronic Display Unit (EDU), determinó que no se habría producido ninguna falla, previo al suceso investigado.

7.4. Los daños constatados en la aeronave, fueron producto del impacto de ésta contra los árboles y el terreno.

8. CONCLUSIONES

8.1. Los registros de mantenimiento estaban de acuerdo a la normativa aeronáutica vigente.

8.2. Las inspecciones efectuadas y los registros de mantenimiento revisados, permiten establecer que no se encontraron antecedentes que hicieran perder la condición de aeronavegabilidad.

8.3. No se establecieron factores de orden técnico o mecánico que hubiesen podido causar o contribuir a este accidente.

8.4. Los daños encontrados en la aeronave, fueron consecuencia del impacto contra los árboles y el terreno.

9. RECOMENDACIONES

9.1. No hay

CARLOS VERGARA ARRIAGADA
INVESTIGADOR TÉCNICO

INFORME TÉCNICO

APÉNDICE 1			
A.- ANTECEDENTES DE LA AERONAVE			
FABRICANTE	Agustawestland S.p.A.		
MODELO	AW119MKII		
NÚMERO DE SERIE	14520		
AÑO FABRICACIÓN	2006		
PESO VACÍO	1.729,0 kg.		
PESO MÁXIMO DESPEGUE	2.850,0 kg.		
RANGOS DE CENTRO DE GRAVEDAD	Ref. Manual de Vuelo del Helicóptero.		
PLAZAS	**TRIPULACIÓN**	**PASAJEROS**	
	1	7	
HORAS DE VUELO AL DÍA DEL SUCESO	2.524,80	**FUENTE** Bitácora de vuelo.	
ÚLTIMA INSPECCIÓN	**FECHA** 05-01-2017	**TIPO** 100 hrs.	**HORAS DE VUELO** 2.514,4

B.- ANTECEDENTES DEL MOTOR			
FABRICANTE	Pratt & Whitney.		
MODELO	PT6B-37A		
NÚMERO DE SERIE	PCE-PU0085		
TIEMPO ENTRE OVERHAUL (TBO)	3.000 hrs.		
TIEMPO DESDE NUEVO (TSN)	2.524,80 hrs.		
ÚLTIMA INSPECCIÓN	**FECHA** 05-01-2017	**TIPO** 100 hrs.	**HORAS DE VUELO** 2.514,4

C.- ANTECEDENTES DE LAS PALAS DEL ROTOR PRINCIPAL			
FABRICANTE	Agustawestland S.p.A.		
MODELO	709-0104-01-111		
NÚMEROS DE SERIE	M51/ N241/ Q871/ P447		
TIEMPO LÍMITE	8.800 hrs.		
TIEMPO DESDE NUEVO (TSN)	2.524,80 hrs.		
ÚLTIMA INSPECCIÓN	**FECHA** 05-01-2017	**TIPO** 100 hrs.	**HORAS DE VUELO** 2.514,4

D.- ANTECEDENTES DE LAS PALAS DEL ROTOR DE COLA			
FABRICANTE	Agustawestland S.p.A.		
MODELO	709-0160-48-101		
NÚMEROS DE SERIE	M773/ M839		
TIEMPO LÍMITE	100.000 Cycles.		
TIEMPO DESDE NUEVO (TSN)	2.524,80 hrs.		
ÚLTIMA INSPECCIÓN	**FECHA** 05-01-2017	**TIPO** 100 hrs.	**HORAS DE VUELO** 2.514,4

E.- DOCUMENTACIÓN A BORDO						
CERTIFICADO DE MATRÍCULA	**SI**	**NO**	**NÚMERO**			
	X		15127			
CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD	**EMISIÓN**		**CATEGORÍA**		**CONDICIÓN**	
	28-10-2016		Normal.		VFR.	
	VENCIMIENTO		**USO**		**NÚMERO**	
	25-02-2018		Comercial.		15138/2016	
MANUAL DE VUELO	**SI**	**NO**	**N/P**		**REV. / FECHA**	
	X		AW119MK II		13	19-02-2016
BITÁCORA DE LA AERONAVE	**SI**	**NO**	**N/A**	**OBSERVACIONES**		
	X			Sin observaciones.		

F.- DOCUMENTACIÓN DE AERONAVEGABILIDAD				
PROGRAMA DE MANTENIMIENTO	Conforme a lo establecido en el manual de mantenimiento del fabricante y aprobado por la DGAC.			
CERTIFICADO CMA	**OTORGADO**		**VENCE**	
	15-03-2016		Indefinida.	
HABILITACIÓN DEL CMA	**CLASE**		**TIPOS DE AERONAVES**	
	Estructuras 3,4 limitado Serv. Espec. limitado		Agusta A119MKII y otros.	
MANUAL DE MANTENIMIENTO	**NÚMERO**		**REVISIÓN / FECHA**	
	A119/AW119MKII- MM		4 09-09-2016	
ÚLTIMA INSPECCIÓN POR PROGR. MANTENIMIENTO	**TIPO**	**HORAS**	**FECHA**	**N° O.T.**
	100 hrs.	2.514,4	05-01-2017	170100
ÚLTIMA INSPECCIÓN POR RENOV. CERT. AERONAVEG.	22-08-2011			
PLACA DE IDENTIFICACIÓN INCOMBUSTIBLE	**INSTALADA EN AERONAVE**		**SI** X	**NO**
DATA PLATE SEGÚN CERTIFICADO DE TIPO	**AERONAVE**	**MOTOR**	**HÉLICE**	
	SI	SI	SI	
MATERIA	**REGISTROS**	**OBSERVACIONES.**		
PLAN DE INSPECCIONES	SI	Sin observaciones.		
PLAN DE REEMPLAZOS	SI	Sin observaciones.		
MIM (DA, DAN Y AD)	SI	Sin observaciones.		
ALTERACIONES Y REPARACIONES	SI	Sin observaciones.		
CERTIFICADO DE PESO Y BALANCE	SI	Sin observaciones.		
BITÁCORA DE LA AERONAVE	SI	Sin observaciones.		
BITÁCORA DE MOTOR	SI	Sin observaciones.		

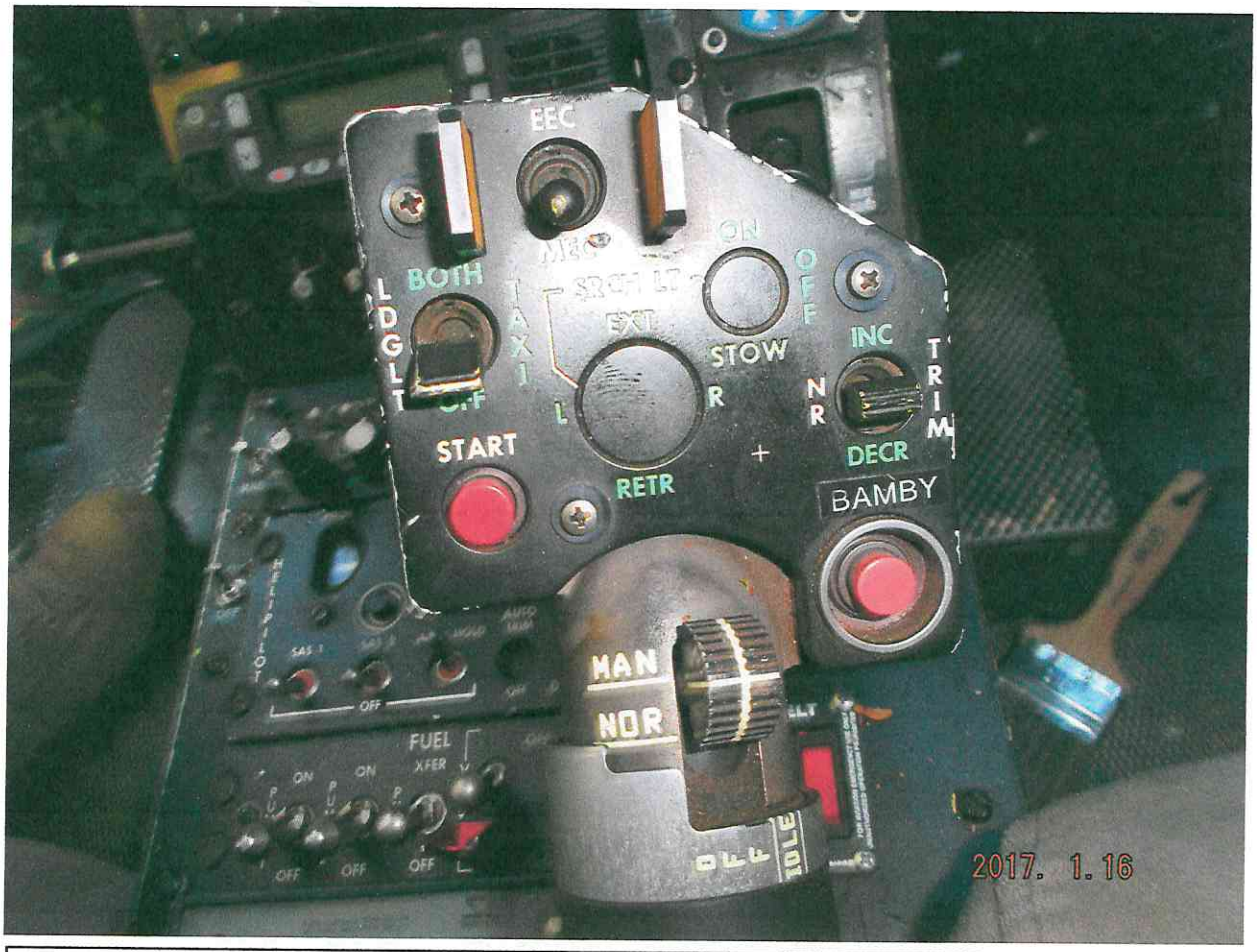
APÉNDICE 2

FOTOGRAFÍAS

FOTOGRAFÍA Nº1. Muestra la aeronave, entre los arbustos y con el daño descrito en este informe técnico.

FOTOGRAFÍA Nº2. Muestra el cono de cola, el que estaba sin daños visibles.

FOTOGRAFÍA Nº3. Muestra el daño en una pala del rotor principal.



FOTOGRAFÍA Nº4. Muestra la posición del switch del gobernador y del switch de potencia del motor.

FOTOGRAFÍA Nº5. Muestra el daño en la cabina de pasajeros, producto de un tronco que perforó el piso.