



DIRECCIÓN GENERAL DE AERONÁUTICA CIVIL
DEPARTAMENTO PREVENCIÓN DE ACCIDENTES

DPA

Departamento
Prevención de
Accidentes

INFORME FINAL ACCIDENTE DE AVIACIÓN Nº1913JA

Aeronave : Helicóptero Bell, Modelo 407.

Lugar : Predio Agrícola, a 13 kilómetros
al Norte de la Ciudad de Lautaro,
Comuna de Lautaro, Provincia De
Cautín, Región de la Araucanía.

Fecha : 13 de enero de 2020.

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 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 13 de enero del 2020, a las 14:10 hora local, un piloto comercial de helicópteros, al mando de la aeronave BELL, modelo 407, en circunstancias que realizaba trabajos de extinción de incendios, el motor del helicóptero se detuvo, debiendo el piloto aterrizar de emergencia en un predio agrícola.

A consecuencia de lo anterior, el piloto resultó ileso y la aeronave con daños.

1. INFORMACIÓN DE LOS HECHOS

1.1. RESEÑA DEL VUELO

- 1.1.1.** El 13 de enero del 2020, el piloto comercial de helicóptero, al mando de la aeronave Bell, modelo 407, durante un trabajo aéreo de extinción de incendio forestal, realizó el traslado de 5 brigadistas de CONAF¹, a un sector distante a 13 kilómetros al norte de la ciudad de Lautaro.
- 1.1.2.** Luego, el piloto procedió a sacar y extender el Bamby Bucket² y realizó al despegue, dirigiéndose a un estero cercano, con el fin de extraer agua, para apoyar la labor de extinción de incendio.
- 1.1.3.** Siendo las 14:10 hora local, el piloto y luego de haber cargado agua y cuando se dirigía en la aeronave hacia el lugar de lanzamiento, a baja altura, se le encendió una luz de aviso FADEC MAINT³ (de color blanco), en el panel de Master Caution y a los pocos segundos, se le detuvo el motor en vuelo.

¹ La Corporación Nacional Forestal (CONAF), es una entidad de derecho privado dependiente del Ministerio de Agricultura, cuya principal tarea es administrar la política forestal de Chile y fomentar el desarrollo del sector.

² El sistema de control de incendios Forestales conocido como Bambi Bucket consiste en un completo equipo para almacenaje de agua, descarga de la misma en una o varias veces y el cual es usado en un helicóptero, además posee un sistema de dosificación de productos sofocantes.

³ Es una indicación de falla, del fusible frangible del motor.

1.1.4. Producto de lo anterior, el piloto al mando procedió a realizar un aterrizaje de emergencia, mediante una maniobra de autorrotación.

1.1.5. A consecuencia del suceso, el piloto al mando resultó ileso y la aeronave con daños.

1.2. LESIONES A PERSONAS

LESIONES	TRIPULACIÓN	PASAJEROS	TOTAL
MORTALES	-	-	-
GRAVES	-	-	-
MENORES	-	-	-
NINGUNA	01	-	-
TOTAL	01	-	01

1.3. DAÑOS SUFRIDOS POR LA AERONAVE

A consecuencia del accidente, la aeronave resultó con daños en el fuselaje, empenaje y rotor principal.

Ver anexo "A" Informe Técnico.

1.4. OTROS DAÑOS

No hubo.

1.5. INFORMACIÓN SOBRE LA TRIPULACIÓN

1.5.1. Piloto

EDAD	46 años
LICENCIA	Piloto Comercial de Helicóptero.
HABILITACIONES	TIPO: BELL206/206L - BELL407 CLASE: N/A. FUNCIÓN: N/A.
REGISTRA ACC/INCID.	No.
ANTECEDENTES MÉDICOS	Clase 1, Vigente, apto y sin observaciones.

NOTA: En el Manual de Operaciones de la Empresa, página 1-23, el piloto al mando aparece con las siguientes habilitaciones vigentes al momento del accidente: Bell 206 series, Bell 407, pudiendo realizar trabajos aéreos en extinción de incendios forestales.

1.5.2. Experiencia de Vuelo

ANTECEDENTES	HORAS DE VUELO
HRS. DE VUELO EN EL MATERIAL	800:00
HRS. DE VUELO ÚLT. 30 DÍAS PREVIOS	76:18
HRS. DE VUELO ÚLT. 60 DÍAS PREVIOS	118:24
HRS. DE VUELO ÚLT. 90 DÍAS PREVIOS	139:00
HRS. DE VUELO DÍA DEL ACCIDENTE	00:54
HRS. DE VUELO TOTALES	1.324:06

1.6. INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE**1.6.1. Antecedentes de la aeronave**

ANTECEDENTES	HELICÓPTERO
FABRICANTE	Bell Helicopter Textron Canada Ltd.
MODELO	407
HORAS DE VUELO	3.435 horas
PLAZAS	06
ÚLTIMA INSPECCIÓN	19/12/2019, a las 3.412,6 horas.
AÑO DE FABRICACIÓN	2004
PESOS CERTIFICADOS (P.V.) ⁴	3.145,10 libras.
PESOS CERTIFICADOS (P.M.D.) ⁵	5.250,00 libras.

1.6.2. Antecedentes del motor

FABRICANTE	Honeywell International, Inc.
MODELO	HTS900-2-1D
TIEMPO DESDE NUEVO (T.S.N.)	710, 6 horas.
ÚLTIMA INSPECCIÓN	15/11/2019 (150-300-600 horas.)

1.6.3. Antecedentes de las palas del rotor principal

FABRICANTE	Bell Helicopter Textron Canada Ltd.			
NÚMEROS DE SERIES	A-2984	A-2985	A-2991	A-2992
TIEMPO DESDE NUEVO (T.S.N.)	3435,0 hrs.	3435,0 hrs.	3435,0 hrs.	3435,0 hrs.
ÚLTIMA INSPECCIÓN	16/11/2019 (1.200 horas/24 meses)			

⁴ Peso Vacío.⁵ Peso Máximo de Despegue.

1.6.4. Antecedentes de las palas del rotor de cola

FABRICANTE	Bell Helicopter Textron Canada Ltd.	
NÚMERO DE SERIE	A-2346	A-2363
TIEMPO DESDE NUEVO (T.S.N.)	3826,8 horas.	3826,8 horas.
ÚLTIMA INSPECCIÓN	16/11/2019(1200 horas/24 meses)	

1.6.5. Documentación a bordo

DOCUMENTACIÓN	CONDICIÓN
CERTIFICADO MATRÍCULA	SIN OBSERVACIONES
CERTIFICADO AERONAVEGABILIDAD	SIN OBSERVACIONES
MANUAL DE VUELO DE LA AERONAVE	SIN OBSERVACIONES
BITÁCORA DE VUELO	SIN OBSERVACIONES

1.7. INSPECCIONES REALIZADAS

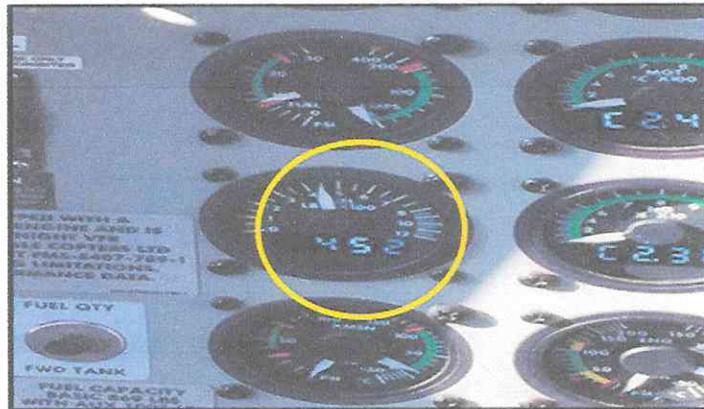
El equipo investigador, con apoyo de personal de mantenimiento de dos Organizaciones de Mantenimiento Aprobadas (OMAs), autorizadas y habilitadas en el tipo de aeronave, realizaron las siguientes inspecciones y registros fotográficos, estableciendo lo siguiente:

- 1.7.1. El helicóptero se encontró posado sobre el terreno, orientado al rumbo 210, en el interior de un predio agrícola, en las coordenadas 38°29'55" S, 72°34'37" W, con una elevación de 440 pies (200 metros), conforme a la **imagen N°1**.



Imagen N°1: Posición final del helicóptero”.

- 1.7.2. En la inspección del sitio del suceso, no se encontraron huellas en el terreno, de algún desplazamiento previo del helicóptero, antes de la posición final.
- 1.7.3. En el interior del helicóptero, los asientos, cinturones y arnés de seguridad, estaban sin observaciones.
- 1.7.4. En el puesto del piloto al mando, el mando colectivo se encontró en posición abajo y el mando de aceleración, en la posición OFF.
- 1.7.5. Además, los controles de vuelo cíclico y colectivo, se movían en todos sus recorridos sin observaciones.
- 1.7.6. Los controles direccionales (pedales), se movían libremente, hasta la zona de fractura en el cono de cola.
- 1.7.7. Los disyuntores estaban todos adentro (normal).
- 1.7.8. El parabrisas estaba en buenas condiciones, permitiendo una visión normal desde el puesto del piloto.
- 1.7.9. Con la aeronave energizada con su propia batería, se verificó que el indicador de cantidad de combustible mostraba 452 libras, conforme a la **fotografía N°1**. La capacidad de máxima de combustible del helicóptero es de 869 libras,



Fotografía N°1: Totalizador de combustible remanente.

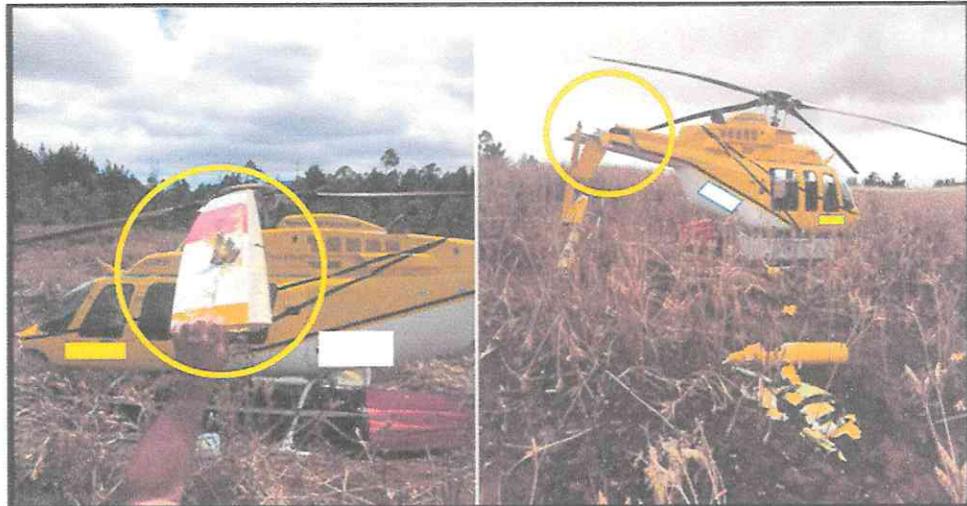
- 1.7.10. Se descargaron los datos almacenados del sistema FADEC⁶, desde el helicóptero, los cuales fueron enviados al fabricante del motor para su análisis (Honeywell).
- 1.7.11. Se verificó el gancho de carga del helicóptero, observando que se encontraba afianzado el sistema "Bambi Bucket", el cual estaba extendido a un costado de la aeronave, sin agua (capacidad de 910 litros), conforme a la **fotografía N°2**.

⁶ Sistema de control electrónico del motor (Full Authority Digital Engine Control).



Fotografía N°2: Bambi Bucket del helicóptero siniestrado.

1.7.12. Las cuatro palas del rotor principal tenían diversos daños estructurales, con características de haber impactado la estructura del cono de cola del helicóptero, conforme a las fotografías N°3 y 4.



Fotografía N°3 y 4: Daños en las palas del rotor principal y en el cono de cola del helicóptero.

1.7.13. El corte y deformación en el cono de cola era concordante con el sentido de giro del rotor principal (en el sentido contrario a las manecillas del reloj), conforme a las fotografías N°5 y 6.



Fotografías N°5 y 6: Daños en el cono de cola del helicóptero.

- 1.7.14.** El rotor de cola se encontró fracturado del cono de cola y sus palas no tenían evidencia de daños.
- 1.7.15.** No se observó evidencia de filtración de combustible, aceite y/o líquido hidráulico en el fuselaje.
- 1.7.16.** Se drenó combustible desde la aeronave, sin encontrar evidencia de agua o sedimentos. Este era incoloro (característica de un Kerosene de aviación del tipo JET A-1).
- 1.7.17.** Se extrajeron muestras de combustible desde el helicóptero y del camión abastecedor, para ser enviadas a análisis, las cuales estaban sin observaciones.
- 1.7.18.** Se inspeccionó el motor, revisando su compresor y las ruedas de las turbinas, giraban en forma manual, sin observaciones.
- 1.7.19.** Al mover el eje de salida de potencia, los componentes de la caja de accesorios del motor giraban libremente.
- 1.7.20.** El estanque de aceite se verificó a través del visor, el cual mantenía un rango normal, sin observaciones.
- 1.7.21.** Los arneses eléctricos y conectores de las señales de indicación del motor, estaban sin observaciones.
- 1.7.22.** Fue desmontado e inspeccionado visualmente el fusible frangible (PTPD), el cual se encontró externamente sin daños, conforme a las **fotografías N°7 y 8.**



Fotografías N°7 y 8: Punta del fusible frangible, sin daños.

1.7.23. Se energizó la aeronave y se revisó el panel de Master Caution, identificando la luz blanca de FADEC MAINT, la cual encendió sin observaciones. Esta luz indica falla del fusible frangible del motor. Además, se comprobó en el POH del helicóptero, en la Sección 3, 3.3K FADEC Failures, pagina 3-13 del índice 3.3.K.4, se encuentra detallada la emergencia “FADEC MAINT (In Flight)”, conforme a imagen N°2.

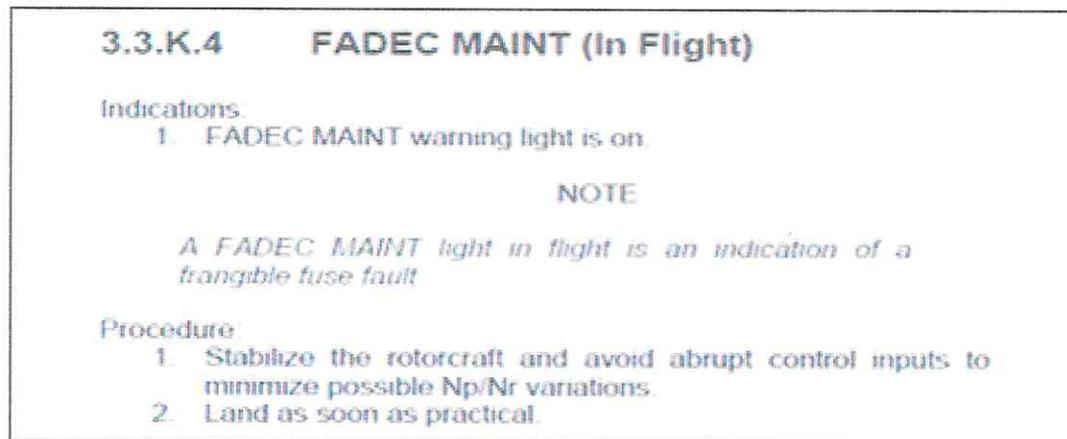


Imagen N°2: Lista de chequeo de FADEC MAINT (In flight).

1.8. FUNCIONAMIENTO Y PERITAJE DEL FUSIBLE FRANGIBLE (PTPD)

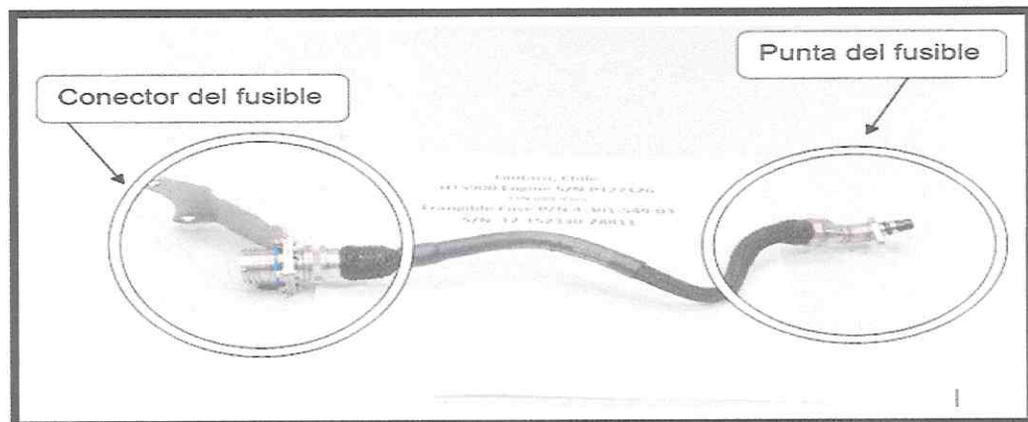
Información de funcionamiento del fusible frangible Detector de Posición de la Turbina de Potencia (Power Turbine Position Detector, PTPD),

1.8.1. El fusible frangible sirve como un detector del movimiento excesivo de la turbina de potencia (Power Turbine, PT).

- 1.8.2.** En el caso de que el rodamiento de empuje de la turbina de potencia comience a fallar, la carga de presión en la Turbina de Potencia (PT), empujara el rotor y al eje de la Turbina de Potencia, hacia atrás.
- 1.8.3.** Con el movimiento hacia atrás del eje de la Turbina de Potencia (PT), los bordes afilados en el lado posterior del pickup se pondrán en contacto con la parte estacionaria del fusible frangible y cortara su punta, la cual contiene alambres de cobre pertenecientes al circuito eléctrico al interior del fusible frangible.
- 1.8.4.** Una vez que la sección delantera del fusible frangible ha sido cortada, el circuito eléctrico se abre, provocando un cambio en los voltajes en la salida del fusible frangible. Con esto, la Unidad de Control Eléctrico (“Electronic Control Unit, ECU”), ordena al motor que se apague, evitando daños adicionales por el movimiento hacia atrás del rotor de la Turbina de Potencia.

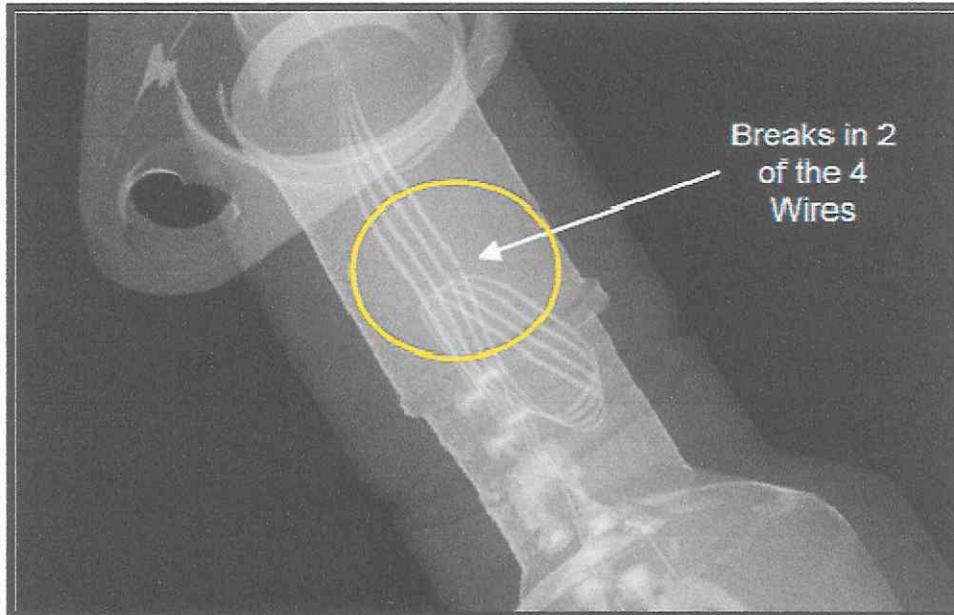
Inspección del Fusible Fungible, realizado por el fabricante del motor:

- 1.8.5.** El fusible frangible del detector de posición de la turbina de potencia (PTPD) (conforme a la **fotografía N°9**), fue sometido a tres inspecciones no destructivas, por parte del fabricante del motor.



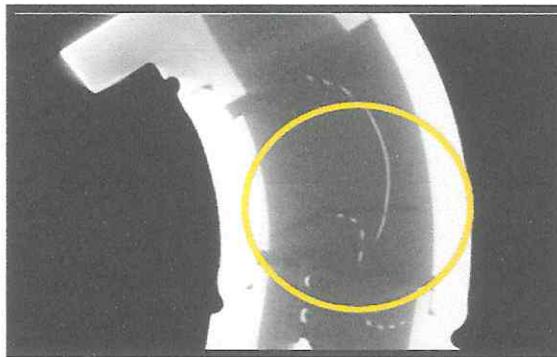
Fotografía N°9: Vista de fusible frangible.

- 1.8.6.** El examen de tomografía computarizada estableció que, en los extremos del fusible frangible, tanto la punta como el conector, no presentaban anomalías visibles.
- 1.8.7.** La condición del fusible frangible y los datos almacenados de la ECU del motor, eran consistentes con un apagado del motor (en vuelo), ordenado por la ECU, debido a la fractura de dos alambres del arnés eléctrico ubicado al interior del fusible frangible.
- 1.8.8.** Las fracturas en los dos cables, de cuatro que tiene, conforme a la **fotografía N°10**, se habrían provocado a una carga de tensión (estiramiento) asociada con el espacio creado por una grieta, en la resina epóxica, en la zona del codo del fusible.



Fotografía N°10: Zona con dos cables eléctrico, fracturados.

- 1.8.9.** La grieta en la resina epóxica, conforme a la **fotografía N°11**, se debió a un desajuste térmico (dilatación o contracción de diferentes magnitudes) entre la resina epóxica y la carcasa metálica del fusible frangible.



Fotografía N° 11: Zona con fractura en la resina.

- 1.8.10.** Como resultado de los antecedentes recopilados por Honeywell, esta empresa emitió un Boletín de Servicio a todos los operadores de este tipo de motor, estableciendo un tiempo de vida máxima a los fusibles frangibles, los cuales anteriormente eran "on condition".

1.9. ESTADO DE MANTENIMIENTO DE LA AERONAVE

- 1.9.1.** El 03/01/2020, a las 3.413,6 horas de servicio de la aeronave, se efectuó la última inspección a los Registros de Aeronavegabilidad Continuada, una inspección física de la aeronave, pruebas operacionales en tierra y verificación de cumplimientos de Modificaciones e Inspecciones Mandatorias, todas sin observaciones.

- 1.9.2. Desde la última inspección a la fecha del suceso, no se registraron discrepancias.
- 1.9.3. Posterior al suceso, el piloto al mando registró en la bitácora de vuelo la siguiente discrepancia: *“Helicóptero fuera de vuelo por falla del motor en vuelo, se realiza aterrizaje forzoso con daños en el helicóptero”.*
- Ver anexo “A” Informe Técnico.**

1.10. Peso y Balance

De acuerdo a los antecedentes entregados por el piloto al mando, el cálculo de peso y balance al momento del suceso, habría sido el siguiente:

Peso vacío	:	3.040,10 libras
Piloto	:	191,40 libras
Carga (Bumby bucket con agua)	:	1.525,80 libras
Combustible	:	<u>452,00 libras</u>
Peso total con carga externa	:	5.209,30 libras

El peso total de 5.209,30 libras, era inferior al peso máximo de operación con carga externa es de 6.000 libras. El centro de gravedad, lateral y longitudinal estaban dentro de la envolvente.

1.11. INFORMACIÓN METEOROLÓGICA

El Informe Técnico Operacional N° 214/20, de la Dirección Meteorológica de Chile, concluyó lo siguiente:

“El día 13 de enero de 2020, entre las 13:00 y 15:00 hora local, a 13 kilómetros de la ciudad de Lautaro, en la comuna de Lautaro, Región de La Araucanía, la configuración en superficie es margen anticiclónico. De acuerdo a lo observado en las imágenes de satélite, a la hora de interés, el cielo se presentó con escasa nubosidad. Según la información de reanálisis NCAR/UCAR, de las 15:00 hora local (18 UTC), se registraron temperaturas sobre los 20°C y una humedad relativa baja sobre la zona de interés”.

De acuerdo con lo señalado por el piloto, el cielo estaba despejado y la visibilidad era ilimitada.

1.12. COMUNICACIONES

No aplica

1.13. INFORMACIÓN DEL LUGAR DEL SUCESO

El lugar del accidente corresponde a un sector ubicado en las coordenadas: 38° 29' 55" S y 72° 34' 37" W, con una elevación de 440 pies (133 metros), ubicado a 13 kilómetros al norte de la ciudad de Lautaro. Es un terreno semiplano, conformado por una superficie de tierra y restos de una plantación agrícola afectada por un incendio, conforme a **imagen N°3**.

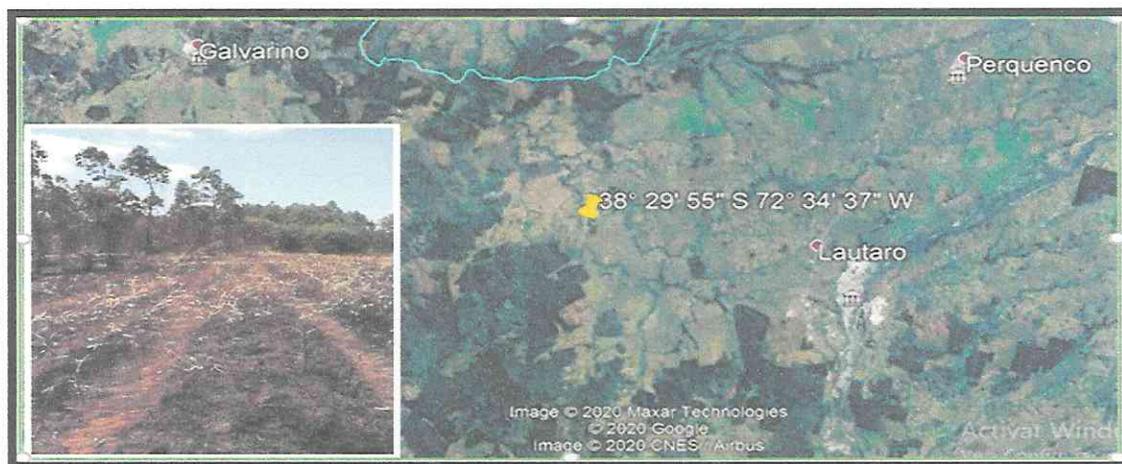


Imagen N°3: Ubicación del lugar del accidente.

1.14. INCENDIO

No hubo.

1.15. SUPERVIVENCIA

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

Los elementos de seguridad y protección de la aeronave, no presentaron observaciones.

No hubo activación del ELT⁷.

Posterior al accidente, el piloto fue trasladado a un centro asistencial de Lautaro, donde fue examinado y no se le constataron lesiones.

1.16. INFORMACIÓN DE ORGÁNICA Y DIRECCIÓN**Manual de Operaciones de la Empresa**

1.16.1. En el capítulo N°1, punto 1.3 “Operaciones”, se encontraba registrada y autorizada la aeronave para realizar trabajos aéreos, entre ellos, extinción de incendios.

⁷ ELT: Transmisor Localizador de Emergencia.

1.16.2. En el capítulo N°1, punto 1.5 “Personal de Vuelo-Tripulaciones”, el piloto se encontraba como dotación de pilotos permanentes.

1.17. INFORMACION ADICIONAL

Manual de Vuelo del Helicóptero Bell 407

1.17.1. Sección 3 “Emergency/Malfunction Procedures”

Capítulo “Emergency Procedures”, Página N°3-5, con respecto a “Engine Failure in Flight, expone, conforme a la imagen N°4:

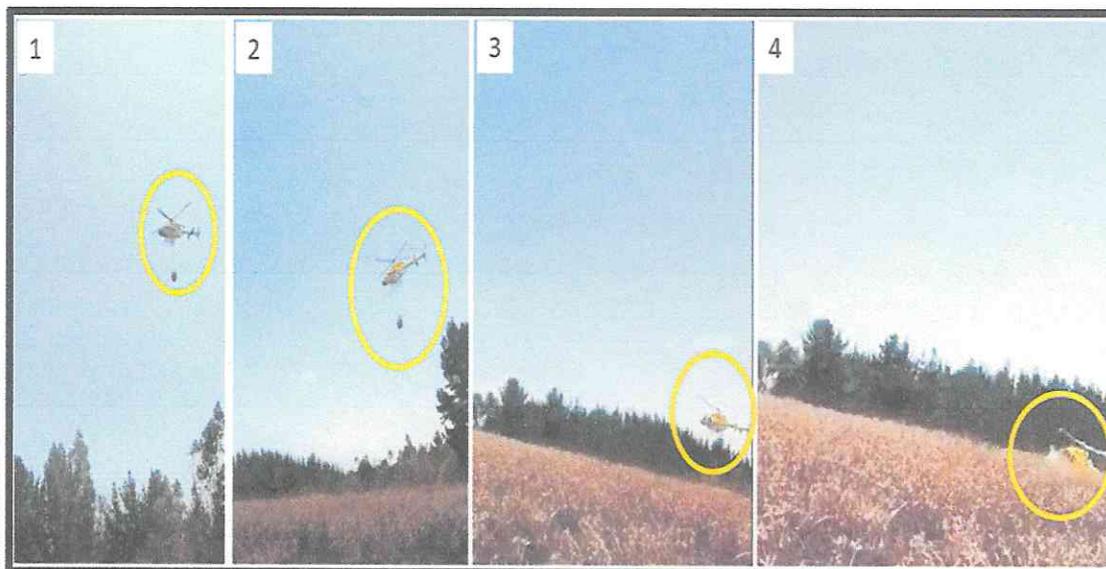
3.3.A.2 Engine Failure – In Flight	
<p>Indications</p> <ol style="list-style-type: none"> 1 Left yaw 2 ENGINE OUT and RPM warning lights illuminated 3 Engine instruments indicate power loss 4 Engine out audio activated when NG drops below 55% 5 NR decreasing with RPM warning light and audio on when NR drops below 95% 	<p>NOTE</p> <p>Maximum AIRSPEED for steady state autorotation is 100 KIAS. Minimum rate of descent airspeed is 55 KIAS. Maximum glide distance airspeed is 80 KIAS.</p>
<p>Procedure</p> <ol style="list-style-type: none"> 1 Maintain heading and attitude control. 2 Collective – Adjust as required to maintain 85 to 107% NR 	<ol style="list-style-type: none"> 4 Attempt engine restart if ample altitude remains. (Refer to ENGINE RESTART, paragraph 3.3.B.) <p>If engine restart is not attempted or not successful:</p>
<p>NOTE</p> <p>Maintaining NR at high end of operating range will provide maximum rotor energy to accomplish landing, but will cause an increased rate of descent.</p>	<ol style="list-style-type: none"> 5 EMER. FUEL VALVE switch – OFF 6 At low altitude: <ol style="list-style-type: none"> a. Throttle – closed b. Flare to lose airspeed 7 Apply collective as flare effect decreases to further reduce forward speed and cushion landing. Upon ground contact, collective shall be reduced smoothly while maintaining cyclic in neutral or centered position.
<ol style="list-style-type: none"> 3 Cyclic – Adjust to obtain desired autorotative AIRSPEED 	<ol style="list-style-type: none"> 8 Complete helicopter shutdown

Imagen N°4:” Procedimiento de emergencia de falla de motor en vuelo”.

1.18. De acuerdo al formulario DGAC 337, N° 652-2017, el 01 de diciembre del 2017, se dio término a la aplicación de una Alteración Mayor a la aeronave, asociada al Suplemento al Certificado Tipo N° SR03496NY (**Eagle Copter, Canadá**) asociado con la instalación de un motor Honeywell modelo HTS900-2-1, el cual reemplazó al original que poseía el helicóptero BELL modelo 407. Adicionalmente, se suplementó el manual de vuelo del helicóptero.

1.18.1. Se realizó la inspección de un video del accidente (entregado por un testigo), donde se pudo apreciar lo siguiente: La detención del motor del helicóptero, por la variación del sonido en su funcionamiento (cuadro N°1); El momento donde se inclinó la nariz del helicóptero hacia abajo para alcanzar la velocidad de 55 nudos (cuadro N°2). El momento donde se realizó el flare (cuadro N°3); el momento cuando la aeronave se inclinó hacia atrás (cuadro N°4).

Además, y conforme al audio del video, una vez que hace contacto el helicóptero con el terreno, se oyen 4 golpes, que corresponden a los impactos de las 4 palas del rotor principal contra el cono de cola de la aeronave.



Secuencia del video, cuadros N°1, 2, 3 y 4 del accidente del helicóptero.

1.18.2. Relacionado con el procedimiento de soltar, desenganchar o eyectar, mecánicamente o eléctricamente el Bambi Bucket, ante una emergencia, no se evidenció ningún procedimiento escrito en el manual de vuelo del helicóptero, manual de operaciones e instrucción de la empresa, referido algún procedimiento, solo se confirmó que es un procedimiento transmitido en forma verbal, realizado por los instructores o entrenadores de la empresa, a los pilotos, como fue manifestado por el piloto al mando involucrado en el suceso.

Solo se encontró en el manual de vuelo del helicóptero, el suplemento de Cargo Hook, que en su Sección 3, que es emergencia y procedimiento del mal funcionamiento, en su punto 3-11, falla del cargo, soltarlo eléctricamente.

1.19. RELATO

1.19.1. Del Piloto al mando

El piloto relató que mientras realizaba trabajos de extinción de incendios, y luego de haber cargado agua, desde una fuente cercana al lugar de incendio, al momento de dirigirse a efectuar una descarga de agua, a una altitud aproximada de 200 pies AGL⁸, se encendió la

⁸ Es un acrónimo del inglés de Above Ground Level, y se traduce al español como «sobre el nivel del suelo». Es un término utilizado

luz de "FADEC MAINT" (de color blanca) en el panel de "Master Caution", y a los pocos segundos comenzaron a sonar las alarmas luminosas y sonoras que le indicaban que la turbina se había apagado, realizando el procedimiento de autorrotación directa al punto en la trayectoria que llevaba, bajando el colectivo e inclinando la aeronave para alcanzar los 55 nudos de velocidad y al llegar aproximadamente a 30 pies del suelo, señaló que inicio el flare, levantando la nariz y subiendo el colectivo, aterrizando de emergencia.

Una vez en tierra, cortó la válvula de combustible y accionó el freno del rotor principal, esperando en el interior del helicóptero, hasta que se detuviera el giro del rotor.

Señaló que el Bambi Bucket no lo alcanzó a soltar, ya que no tuvo tiempo, porque estaba concentrado en mantener el control y dirección del helicóptero.

Además, el piloto señaló que cuando el helicóptero aterrizó de emergencia, se fue de punta y lo contrarrestó con el mando cíclico hacia atrás, inclinación con la cual, debieron impactar las palas del rotor principal contra el cono de cola.

Sobre las condiciones atmosféricas, relató que al momento del accidente estaba despejado y la visibilidad ilimitada.

2. ANÁLISIS

- 2.1.** Al realizar la verificación de la licencia y habilitación del piloto al mando, se pudo establecer que contaba con los requisitos exigidos reglamentariamente, para operar la aeronave en el suceso investigado, no existiendo observaciones al respecto.
- 2.2.** Respecto del piloto al mando, la aeronave y la actividad aérea de extinción de incendio, se encontraban incorporados en el Manual de Operaciones de la Empresa, no existiendo observaciones al respecto.
- 2.3.** El operador demostró que cumplía con el programa de mantenimiento aprobado por la DGAC y con las modificaciones e inspecciones mandatorias aplicables al motor y aeronave, no contribuyendo estas condiciones al suceso investigado.
- 2.4.** Las inspecciones realizadas a los sistemas de los controles de vuelo del helicóptero, entre ellas, el mando colectivo, mando cíclico y los pedales, no detectaron observaciones en su funcionamiento. Por lo anterior, estos sistemas no contribuyeron ni causaron el suceso.
- 2.5.** En cuanto al suceso, el piloto relató que durante el vuelo, se encendió la luz blanca de FADEC MAINT en el panel "Master Caution", la cual identifica una falla del fusible frangible del motor y a los pocos segundos se detuvo el motor en vuelo. Hecho que no concuerda con lo descrito en la lista del POH del helicóptero, en la Sección 3, 3.3K FADEC Failures,

en aeronáutica para referirse a la altitud o altura real de la aeronave sobre el suelo,¹² normalmente, referenciada en pies.

pagina 3-13 del índice 3.3.K.4, donde se encuentra detallada la emergencia “FADEC MAINT (In Flight)”, que en su punto N°2 indica que, con la luz encendida, aterrice tan pronto sea practicable.

- 2.6. Todo lo anterior, no es concordante con lo descrito en el funcionamiento del fusible frangible del Detector de Posición de la Turbina de Potencia (PTPD), que para que exista una detención de motor en vuelo, ya que este debe actuar una vez que la sección delantera del PTPD se haya cortado, con lo que el circuito se abrirá, lo que provocará un cambio en los voltajes de salida del fusible frangible. Con esto, la ECU⁹ ordenará al motor que se apague, evitando daños adicionales por el movimiento hacia atrás del rotor de la Turbina de Potencia (PT). Durante la inspección visual en el lugar del suceso, no se detectó corte alguno, en la sección delantera del fusible frangible del detector de posición de la turbina de potencia (PTPD).
- 2.7. Al respecto, la inspección efectuada al fusible frangible, estableció que la resina epóxica (utilizada para afianzar los cables del arnés eléctrico al interior del codo del fusible) estaba fracturada, daño que se habría producido por un desajuste térmico (diferencias en los factores de dilatación y contracción) entre la resina epóxica y la carcasa metálica del codo, lo cual produjo un estiramiento de los cables eléctricos hasta cortarse dos de los cuatro existentes.
- 2.8. En relación a las dos fracturas de los alambres del arnés eléctrico existente en el interior del fusible frangible, estas llevaron a que la ECU asumiera una señal errónea de falla en el rodamiento o del eje de la Turbina de Potencia (PT) del motor, y con ello, se generara una señal de apagado de este, cortando el flujo de combustible y deteniendo su funcionamiento durante el vuelo a baja altura, siendo esta última situación, coincidente a lo relatado por el piloto al mando y los datos descargados desde el FADEC.
- 2.9. Debido a la detención del motor en vuelo a baja altura, el piloto realizó una maniobra de autorrotación, sin soltar el Bambi Bucket que estaba con carga de agua, haciendo contacto contra el terreno en forma brusca. A consecuencia de esto, la aeronave se habría inclinado hacia adelante, debiendo el piloto llevar el mando cíclico atrás, instante en que golpearon las cuatro palas contra el cono de cola, fracturándolo.
- 2.10. Con respecto a la emergencia realizada por el piloto al mando con el Bambi Bucket cargado de agua y conectado al helicóptero, se puede afirmar que la autorrotación fue realizada con 1.525,80 libras extras, lo que disminuyó el tiempo de caída y aumento la velocidad vertical en la toma de contacto con el terreno.

⁹ Unidad de control electrónico

- 2.11. Los daños estructurales encontrados en la aeronave, son concordantes con los impactos de las palas del rotor principal contra el cono de cola, y el aterrizaje brusco, durante la realización de una maniobra de autorrotación.
- 2.12. Las condiciones meteorológicas, conforme al informe de la Dirección Meteorológica de Chile y lo relatado por el piloto al mando, no fueron causales o factores que hayan contribuido al suceso investigado.

3. CONCLUSIONES

- 3.1. El piloto al mando tenía su licencia vigente y estaba habilitado para volar la aeronave en el vuelo del accidente.
- 3.2. El operador cumplía con el programa de mantenimiento establecido para el tipo de aeronave.
- 3.3. La condición de los controles de vuelo de la aeronave, no contribuyó o causaron el suceso investigado.
- 3.4. Ante el encendido de la luz blanca de FADEC MAINT en el panel "Master Caution", en vuelo, la descripción del procedimiento de emergencia establecido en el suplemento al manual de vuelo del helicóptero, no fue concordante con lo sucedido, al detenerse el motor en vuelo, a los pocos segundos de haberse encendido.
- 3.5. La fractura de la resina al interior del fusible frangible del Detector de Posición de la Turbina de Potencia, que sujeta el arnés eléctrico, se le atribuye a un desajuste térmico entre la resina epóxica y la carcasa metálica del elbow o codo del fusible frangible.
- 3.6. La fractura de la resina provocó una carga de tensión en los cables eléctricos, que produjo el corte de dos ellos, generándose una señal errónea de apagado del motor por parte de la ECU, al cortar el flujo de combustible durante el vuelo a baja altura del helicóptero.
- 3.7. Debido a la detención del motor en vuelo a baja altura, el piloto realizó una maniobra de autorrotación, sin soltar el Bambi Bucket que estaba con carga de agua, haciendo contacto contra el terreno en forma brusca.
- 3.8. A consecuencia de esto, la aeronave se habría inclinado hacia adelante, debiendo el piloto llevar el mando cíclico atrás, instante en que golpearon las cuatro palas contra el cono de cola, cortándolo.
- 3.9. Los daños encontrados en la aeronave, son concordantes con un contacto anormal con el terreno, los que son coherentes con la dinámica del suceso.

- 3.10. El Bambi Bucket, que estaba con carga de agua y conectado al helicóptero, se puede afirmar que en la realización de la autorrotación, aumentó el descenso y la velocidad vertical, lo cual contribuyó al contacto brusco contra el terreno.
- 3.11. Se pudo establecer que las condiciones meteorológicas, no fueron factores contribuyentes del accidente.

4. **CAUSA**

Impacto de las palas del rotor principal contra el cono de cola, durante la toma de contacto contra el terreno, debido a una maniobra de autorrotación por detención del motor en vuelo, por una falla interna del fusible frangible del detector de posición de la turbina de potencia.

5. **FACTORES CONTRIBUYENTES**

- 5.1. Corte por estiramiento de dos alambres del arnés eléctrico del fusible frangible.
- 5.2. Fractura por desajuste térmico de la resina epóxica al interior del codo del fusible frangible.
- 5.3. Señal errónea de la ECU, que generó el corte del flujo de combustible y consecuentemente la detención del motor en vuelo a baja altura.
- 5.4. Al no soltar el Bambi Bucket que estaba cargado con agua, durante la maniobra de autorrotación, lo cual aumentó el descenso y la velocidad durante el aterrizaje de emergencia.
- 5.5. Llevar el cíclico hacia atrás, durante la toma de contacto contra el terreno, a fin de contrarrestar el movimiento de la aeronave hacia adelante, impactando las palas del rotor principal contra el cono de cola, fracturándolo.

6. **RECOMENDACIONES**

- 6.1. Para el Departamento Seguridad Operacional, deberá disponer:
- a) Que se deje constancia del suceso en la hoja de vida del piloto comercial de helicóptero.
 - b) Que se deje constancia en la carpeta del helicóptero Bell, modelo 407.
 - c) Que se informe a los propietarios, operadores de aeronaves y organizaciones de mantenimiento que posean y/o efectúen mantenimiento a aeronaves que tengan instalado motores HTS900-2-1D, la conveniencia de aplicar el Boletín de Servicio Honeywell HTS900-77-10-0008, última revisión, emitido a consecuencia del suceso investigado.
-

d) Que se estudie la factibilidad de recomendar a los operadores de helicópteros que realizan trabajos aéreos de extinción de incendios, el desarrollo de procedimientos de emergencia cuando se encuentre instalado un Bambi Bucket.

6.2. El Departamento Prevención de Accidentes deberá disponer:

- a) Que se remita a las partes interesadas los resultados de la investigación, para fines de prevención.
- b) Que, se difunda el suceso investigado a través de la página Web y otros medios institucionales.
- c) Que, se remita una copia del Informe Final a Eagle Canadá y a Honeywell Engine, con la finalidad de estudiar las acciones correctivas tendientes a evitar la futura ocurrencia de sucesos similares en este tipo de aeronave.



AQUILES MUÑOZ CISTERNAS
INVESTIGADOR TÉCNICO



JULIÁN ALONSO CLARO
INVESTIGADOR ENCARGADO

ANEXO

Anexo "A", Informe Técnico.

DISTRIBUCIÓN

EJ. N° 1.- DGAC., DPA, Expediente 1913JA.

ANEXO "A"

INFORME TÉCNICO

INFORME TÉCNICO

1. ANTECEDENTES GENERALES DEL SUCESO N°1913JA

- LUGAR, FECHA Y HORA LOCAL : En un predio agrícola a 13 kilómetros al norte de Lautaro, comuna de Lautaro, provincia de Cautín, Región de La Araucanía, el 13 de enero 2020, a las 14:10 hora local.
- TIPO DE AERONAVE : Helicóptero fabricado por Bell Helicopter Textron Canada Ltd., modelo 407, mono turbina y tren de aterrizaje del tipo con patines (skids).
- SÍNTESIS DEL SUCESO : Mientras se realizaba un trabajo aéreo de extinción de incendio forestal, el motor del helicóptero se detuvo, debiendo el piloto al mando aterrizar de emergencia.
- TIPO DE SUCESO : Accidente de aviación.
- CONSECUENCIAS : El piloto al mando resultó ileso y la aeronave con diversos daños en el cono de cola, fuselaje y rotor principal.

2. PROPÓSITO Y ALCANCE

- 2.1. Establecer las causas que hubiesen provocado o contribuido al suceso de aviación investigado.
- 2.2. Proponer recomendaciones para evitar la ocurrencia de hechos similares.

3. DAÑOS EN LA AERONAVE (ver fotografías N° 1 y 2)

- 3.1. **Fuselaje:** Ventana inferior derecha, quebrada. Espejo inferior izquierdo, desprendido.
- 3.2. **Cono de cola:** Estructura y recubrimientos del cono con fracturas y deformaciones. Estabilizadores vertical y horizontal con fracturas. Barra de cambio de paso de las palas del rotor de cola, fracturada. Eje de transmisión hacia el rotor de cola, fracturado. Carenado del eje de transmisión, fracturado.
- 3.3. **Rotor principal:** Palas con fracturas y delaminaciones. Carenado superior del conjunto rotor, delaminado.



Fotografía N° 1. Vista lateral izquierda de la aeronave.



Fotografía N° 2. Vista lateral derecha de la aeronave.

4. INSPECCIÓN

- 4.1. En el lugar del suceso, y con la participación de personal de mantenimiento de dos Organizaciones de Mantenimiento Aprobadas autorizadas y habilitadas en el tipo de aeronave se efectuó una inspección física y operacional a la aeronave, cuyo resultado es el siguiente:
- 4.1.1. En la cabina de mando se encontró el Manual de Vuelo de la aeronave, el manual de operación de la empresa, los certificados de matrícula y Aeronavegabilidad, bitácora de vuelo y una lista de verificaciones.
- 4.1.2. En el manual de vuelo se encontró el suplemento al manual de vuelo (revisión 2, de fecha 23 enero del 2018), relacionado con la alteración mayor por cambio del motor original por otro fabricado por Honeywell modelo HTS900-2-1D¹⁰.
- 4.1.3. Los asientos, cinturones y arneses de seguridad, sin observaciones.
- 4.1.4. El extintor de incendios portátil y el botiquín estaban afianzados en sus respectivas ubicaciones y se encontraron sin observaciones.
- 4.1.5. Los instrumentos tenían sus marcas de rango de operación de acuerdo con lo establecido en el manual de vuelo de la aeronave y los respectivos suplementos.
- 4.1.6. El mando colectivo se encontró en posición abajo y el mando de aceleración en "OFF". Los controles de vuelo cíclico y colectivo se movían en todos sus recorridos efectuando el cambio de paso de las palas del rotor principal, sin observaciones.
- 4.1.7. Los controles direccionales (o pedales) se movían libremente hasta la zona de fractura, por cizalla, en el cono de cola, sin observaciones.
- 4.1.8. Los disyuntores estaban todos en posición adentro (normal).
- 4.1.9. El parabrisas estaba en buenas condiciones permitiendo una normal visión desde el puesto del piloto hacia el exterior.
- 4.1.10. No se observó filtraciones de combustible, aceite o de líquido hidráulico.
- 4.1.11. La aeronave estaba configurada con un canasto metálico sin elementos en su interior, ubicado en el lado derecho del fuselaje, y un gancho de carga, al cual se encontraba afianzado un sistema "bambi bucket"¹¹. El bambi bucket se encontró sin agua, en la parte posterior izquierda.

¹⁰ Instrucciones para la aeronavegabilidad continuada ICA-E407-789 por aplicación de STC SR03496NY (FAA) y/o SH14-47 (Canadá)

¹¹ El Bambi Bucket® es un dispositivo utilizado para la extinción de incendio que permite cargar de agua de manera controlada y es instalado en el gancho de carga de un helicóptero.

- 4.1.12. Las capotas de motor y de transmisión estaban sin observaciones.
- 4.1.13. El filtro de aire del motor se encontró sin obstrucción.
- 4.1.14. Los daños estructurales en las cuatro palas del rotor principal se concentraron en sus puntas, atribuibles a los impactos contra el cono de cola, durante el aterrizaje de emergencia.
- 4.1.15. El rotor de cola fue girado, moviéndose libremente, sin observaciones.
- 4.1.16. Fue movido el mecanismo de cambio de paso de las palas del rotor de cola, actuando desde la zona de corte, sin observaciones.
- 4.1.17. Las fracturas en la barra de cambio de paso y del eje de transmisión del rotor de cola tenían características de cortes por cizalla, sin evidencias de fatiga, desgastes previos o corrosión. El sentido de los cortes y las deformaciones eran concordantes con el giro de las palas del rotor principal (antihorario).
- 4.1.18. Se descargaron los datos almacenados en la unidad de control electrónico del motor (Full Authority Digital Engine Control, FADEC), para ser enviados al fabricante del motor para su análisis.
- 4.1.19. Posteriormente, con la aeronave energizada con su propia batería, se verificó lo siguiente:
- 4.1.19.1 El indicador de cantidad de combustible mostraba 452 libras (capacidad máxima es de 869 libras).
- 4.1.19.2. En el panel de "Master Caution" (ver fotografía N° 3), se encendieron las luces FADEC MAINTENACE (blanca, destacada con un círculo), L/FUEL BOOST, R/FUEL BOOST, L/FUEL XFR, R/FUEL XFR, GEN FAIL, HYDRAULIC SYSTEM, CYCLIC CENTERING (ámbar) y XMSM OIL PRESSSS, BATTERY HOT, ENGINE OUT y RPM (rojas).



Fotografía N° 3. Panel de "Master Caution" de la aeronave.

- 4.1.20. Se verificó la presencia de combustible en el estanque principal y delantero, cantidad concordante con las registradas en indicador de combustible en cabina.
- 4.1.21. Se extrajo una muestra de combustible desde el filtro del helicóptero, no encontrándose en ella observaciones.
- 4.1.22. Se drenó combustible desde el estanque principal sin encontrar evidencia de agua o sedimentos. La muestra era incolora, característica de un Kerosene de aviación del tipo JET A-1. Se extrajo una muestra para su análisis.
- 4.1.23. Fue verificada la llegada de flujo de combustible al “manifold” de distribución de combustible en el motor. Fue comprobado el funcionamiento de la bomba reforzadora de combustible, sin observaciones.
- 4.1.24. El compresor y la turbina del motor fueron giradas manualmente, sin evidenciarse observaciones.
- 4.1.25. Al mover el eje de salida de potencia, los componentes de la caja de accesorios del motor giraban libremente.
- 4.1.26. El nivel de aceite, en el estanque externo de aceite del motor, estaba en rango normal.
- 4.1.27. Los arneses eléctricos y conectores de las señales de indicación del motor estaban sin observaciones.
- 4.1.28. Fue desmontado el fusible frangible del detector de posición de la turbina de potencia (Power Turbine Position Detector, PTPD), inspeccionando su extremo, no observándose daños¹²(ver fotografía 4).



¹² El fusible frangible de acuerdo al diseño de Honeywell debía cortarse ante una falla en el rodamiento N° 3 o desalineación del eje de la turbina de potencia, además de encenderse la luz de FADEC MAINT, si la falla se producía en vuelo.

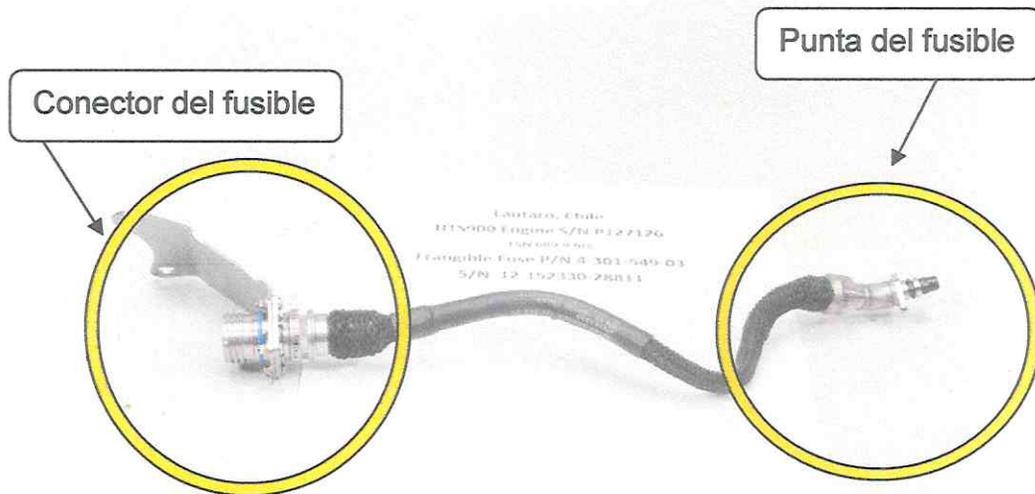
Fotografía 4: Zona del fusible frangible del PTPD en el costado derecho del motor.

- 4.2. **Análisis de datos descargados desde el motor modelo HTS900-2-1D número de serie P127126.**
- 4.2.1. El análisis estableció que, a las 1.129,568 horas de funcionamiento del motor, se registró un código de falla asociado con "**Frangible Shutdown Command**", una caída en el flujo de combustible hasta llegar a cero y posteriormente el apagado del motor.
- 4.2.2. El fabricante del motor solicitó que el detector de posición de la turbina de potencia fuera desmontado y enviado a sus instalaciones para su inspección detallada.
- 4.2.3. El fusible fue identificado por el número de parte 4-301-549-03, número de serie 12-52330-28811 e inspeccionado externamente, sin encontrarse anomalías (ver fotografías N° 5 y 6).



Fotografía N° 5. Vista de la punta del fusible frangible. Fotografía N° 6. Vista del conector eléctrico del fusible frangible.

- 4.3. **Inspección del detector de posición de la turbina de potencia (Power Turbine Position Detector (PTPD), Frangible Fuse) por Honeywell**
- 4.3.1. En presencia de un investigador acreditado, el detector de posición de la turbina de potencia (PTPD) fusible frangible fue sometido a tres inspecciones, las cuales establecieron lo siguiente (ver fotografía 7),:

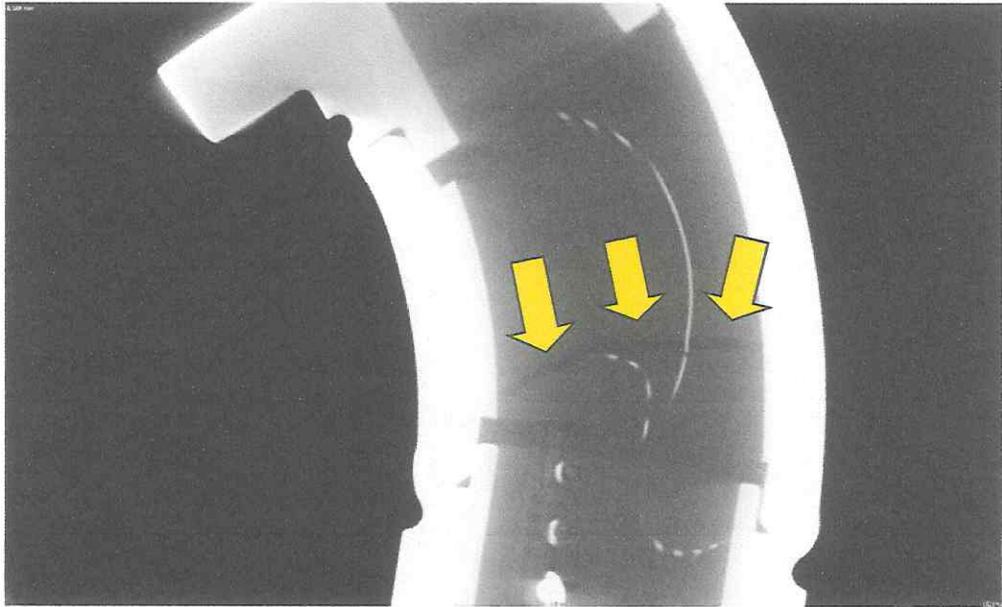


Fotografía 7. Vista de fusible frangible.

- 4.3.1.1. La inspección de recepción no estableció la existencia de daños visibles en el fusible.
- 4.3.1.2. La verificación de resistencia eléctrica de los 4 cables eléctricos del fusible frangible estableció la existencia de dos circuitos eléctricos abiertos (sin continuidad eléctrica).
- 4.3.1.3. La tomografía computarizada visualizó la existencia al interior del fusible de dos cables del arnés eléctrico flexible, fracturados y de una grieta en la resina epóxica que los cubría (ver fotografías 8 y 9. Los daños se ubicaban al interior del codo o "elbow" del fusible.



Fotografía N° 8. Zona en el "elbow" del fusible con dos cables eléctrico, fracturados.



Fotografía N° 9. Zona del fusible con fractura en la resina.

- 4.3.2. Con relación a la grieta en la resina epóxica, que rellena la zona del elbow del fusible, se encontraba en todo el diámetro interno y era perpendicular a la dirección de los cuatro cables eléctricos existentes al interior de esa zona del fusible.
- 4.4. **El fabricante del motor a través de un informe técnico estableció lo siguiente:**
- 4.4.1. La condición del fusible frangible PTPD y los datos almacenados en la Unidad de Control Eléctrico (Electronic Control Unit, ECU) del motor S/N P127126 son consistentes con un apagado del motor (en vuelo) ordenado por la ECU debido a dos roturas en los cables del arnés eléctrico flexible al interior del fusible frangible del PTPD.
- 4.4.2. Las roturas en los dos cables del arnés flexible se habrían provocado por una carga de tensión (estiramiento), asociada al espacio creado entre las paredes de la grieta en la resina epóxica alrededor del arnés eléctrico flexible.
- 4.4.3. La grieta en la resina epóxica se debió a un desajuste térmico (dilatación o contracción de diferentes magnitudes), entre la resina epóxica y la carcasa metálica del elbow en el fusible frangible PTPD.
- 4.4.4. A consecuencia del corte de los dos cables eléctricos, se generó un comando de apagado o corte de suministro de combustible al motor de la aeronave (“Frangible Link Shutdown Command”) por la ECU.
- 4.4.5. Como resultado de los antecedentes recopilados, Honeywell actualizó el Boletín de Servicio HTS900-77-10-0008, aplicable a los motores modelos HTS900-2-1D,

estableciendo un intervalo de reemplazo para los fusibles frangible PTPD cada 700 horas de servicio. Anteriormente, era "on condition".

- 4.4.6. El resultado del análisis de combustible estableció que cumplía con los estándares para un kerosene de aviación.

5. RELATO DEL PILOTO AL MANDO

- 5.1. Según lo relatado por el piloto al mando, durante el sexto lanzamiento de agua, se encendió la luz blanca "FADEC MAINT" en el panel de "Master Caution", previo a producirse la detención del motor.

6. INFORMACION ADICIONAL

- 6.1. De acuerdo al formulario DGAC 337, N° control 652-2017, el 01 de diciembre del 2017, se dio termino a la aplicación de una Alteración Mayor al helicóptero, asociada al Suplemento al Certificado Tipo N° SR03496NY (FAA) / SH14-47 (Canadá), asociado con la instalacion de un motor Honeywell modelo HTS900-2-1, el cual reemplazó al original que poseía el helicóptero BELL modelo 407. Adicionalmente, se suplementó el manual de vuelo del helicóptero.
- 6.2. El manual de mantenimiento, asociado con la alteración mayor aprobada por la DGAC, señala que el sistema de control electrónico del motor Honeywell modelo HTS900-2-1, posee "Full Authority Digital Electronic Control (FADEC), quien controla, monitorea y limita la potencia del motor.
- 6.3. La Unidad de Control Eléctrico ("Electronic Control Unit, ECU") proporciona un comando eléctrico que regula la correcta cantidad de combustible a los inyectores de combustible, proporcionando un completo y automático control del motor durante todo el rango de funcionamiento del motor.
- 6.4. El Detector de Posición de la Turbina de Potencia (Power Turbine Position Detector, PTPD), consiste en un fusible del tipo frágil (*frangible fuse*) conectado eléctricamente vía cuatro alambres a cada uno de los canales de la ECU. Si, debido a una falla del rodamiento de empuje, el eje de la turbina de potencia es desplazado y corta la punta del fusible frágil o "*frangible fuse*", se abre el circuito eléctrico y ordena el corte de suministro de combustible al motor.
- 6.5. En suplemento al manual de vuelo, específicamente en la Sección 3, página 3-15, párrafo 3.3.K.4, Procedimientos de Emergencia / Mal Funcionamiento, se indica, en una

nota adjunta al procedimiento, que el encendido de la luz “FADEC MAINT” en vuelo, es atribuible a una indicación de falla del fusible frangible (ver diagrama 1).

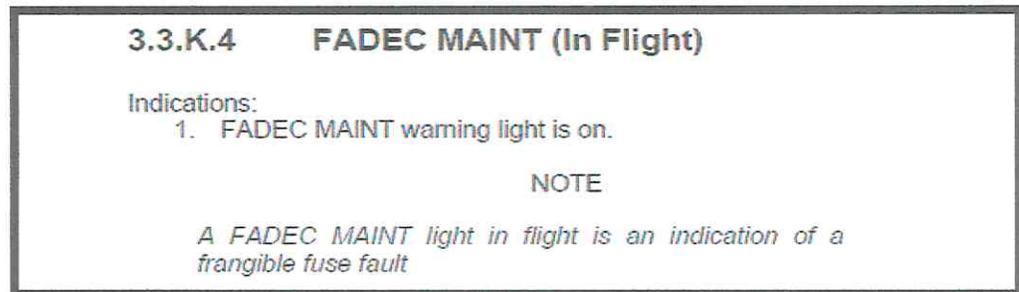


Diagrama 1: Detalle del suplemento al manual vuelo de la aeronave.

- 6.6. Eagle Canadá, propietaria del STC SR03496NY / SH14-47, a consecuencia de sucesos atribuibles a un comando de corte del motor en vuelo (previo al suceso investigado), desarrolló el Boletín de Servicio TB-E407-789-12, que incorporó un generador tacómetro para iluminar una luz de FADEC MAINT al producirse una falla del fusible frangible, en vuelo,

7. ESTADO DE MANTENIMIENTO DE LA AERONAVE

- 7.1. El 03/01/2020, a las 3.413,6 horas de servicio de la aeronave, se efectuó la última inspección a los Registros de Aeronavegabilidad Continuada. En ésta, se realizó una inspección física de la aeronave, pruebas operacionales en tierra y verificación de cumplimientos de Modificaciones e Inspecciones Mandatorias, todas sin observaciones.
- 7.2. La revisión de los registros de aeronavegabilidad continuada permitió establecer que, a la fecha del suceso, el operador cumplía con el programa de mantenimiento aprobado y las Modificaciones e Inspecciones Mandatorias aplicables a la aeronave y motor. Asimismo, verificó que los ítems de reemplazo obligatorio se encontraban con vida útil.
- 7.3. El operador de la aeronave mantenía contrato de mantenimiento vigente con dos organizaciones de mantenimiento aprobados por la DGAC, autorizados, habilitados y vigentes en el tipo de aeronave.
- 7.4. Desde la última inspección a la fecha del suceso, no se registraron discrepancias.
- 7.5. Posterior al suceso, el piloto al mando registró en la bitácora de vuelo la siguiente discrepancia: *“Helicóptero fuera de vuelo por falla del motor en vuelo, se realiza aterrizaje forzoso con daños en el helicóptero”*.

8. ANÁLISIS

- 8.1. El operador demostró que cumplía con el programa de mantenimiento aprobado por la DGAC y las Modificaciones e Inspecciones Mandatorias aplicables al motor y aeronave, no contribuyendo estas condiciones al suceso investigado.
- 8.2. El resultado de la inspección efectuada a la aeronave y sus sistemas en el sitio del suceso, no permitió establecer la existencia de fallas mecánicas previas, que hubieran causado o contribuido al suceso investigado.
- 8.3. El resultado del análisis de combustible, efectuado a la muestra obtenida desde la aeronave, permitió establecer éste cumplía con los requerimientos establecidos por el fabricante, ante lo cual, este elemento no fue un factor contribuyente al suceso investigado.
- 8.4. El análisis de datos descargados desde el FADEC del motor, permitió establecer que, durante el último vuelo, se registró un código de falla asociado con un comando de corte del fusible frangible (“Frangible Shutdown Command”), consistente en una caída del flujo de combustible y posterior apagado del motor. Lo anterior, es concordante con lo descrito por el piloto al mando, quien señaló que, previo al apagado del motor se encendió la luz “FADEC MAINT” en el panel de “Master Caution”.
- 8.5. Originalmente, el encendido de la luz “FADEC MAINT” está relacionado al corte de la punta del fusible frangible, debido a una falla en el rodamiento N°3 o desalineación del eje de la turbina de potencia, enviándose una señal que hace que la ECU habilite el sistema de sobre velocidad y ordene el corte de suministro de combustible al motor. En el caso investigado, no se detectó la existencia de un corte físico de la punta del fusible frangible
- 8.6. La inspección física externa del detector de posición de la turbina de potencia no evidenció un corte en el fusible frangible, el cual evidenciara una falla del eje o del rodamiento del eje de la turbina de potencia del motor, descartándose ambas condiciones como el origen del apagado del motor en vuelo.
- 8.7. El resultado del peritaje efectuado por el fabricante del motor al fusible frangible, estableció que dos de los cuatro alambres eléctricos que se encontraban en su interior, específicamente en la zona del codo, se habían cortado.
- 8.8. El corte de los dos cables eléctricos al interior de fusible, específicamente en la zona del codo metálico del fusible frangible, se produjo por estiramiento, al separarse las paredes de la resina epóxica que los cubría, debido una fractura radial y perpendicular a los cables, al interior de la zona del codo del fusible frangible.

- 8.9. La fractura en la resina epóxica, que cubría los cables eléctricos al interior del codo del fusible frangible, se atribuye a un desajuste térmico, entre la resina epóxica y la carcasa metálica del fusible frangible.
- 8.10. En resumen, la separación de las paredes de la fractura y los desajustes térmicos, crearon cargas de tensión que estiraron repetidamente los cables eléctricos al interior del codo del fusible frangible hasta cortarlos.
- 8.11. Finalmente, el corte de los dos cables al interior de fusible frangible, generó una señal eléctrica errónea hacia la ECU del FADEC, quien envió un comando de apagado, encendiéndose la luz "FADEC MAINT", cortándose el flujo de combustible al motor, lo que finalmente produjo su detención en vuelo.
- 8.12. Los daños estructurales encontrados en la aeronave son concordantes con un contacto anormal contra el terreno con alta energía, lo cual afectó la resistencia estructural y performance de la aeronave.

9. CONCLUSIONES

- 9.1. El operador cumplía con el programa de mantenimiento aprobado para la aeronave.
- 9.2. La falla interna del fusible frangible del detector de posición de la turbina de potencia (PTPD), es atribuible al corte por estiramiento de dos cables eléctricos, ubicados en la zona del codo metálico (elbow).
- 9.3. La falla en los cables se produjo por una fractura en la resina que los recubría, lo que originó una separación, que los estiró hasta cortarlos.
- 9.4. La fractura en la resina se habría originado por un desajuste térmico entre la resina epóxica y la carcasa metálica del codo del fusible frangible del PTPD del motor.
- 9.5. El corte de los dos alambres produjo una señal eléctrica errónea de falla del eje de la turbina de potencia provocando que la ECU ordenara la activación del comando de corte de combustible, deteniendo el motor de la aeronave en vuelo.
- 9.6. Los daños estructurales en la aeronave fueron a consecuencia de la dinámica del suceso.

10. RECOMENDACIÓN

- 10.1. Informar a los propietarios, operadores de aeronaves y organizaciones de mantenimiento que posean y/o efectúen mantenimiento a aeronaves que tengan instalado motores HTS900-2-1D, la conveniencia de aplicar el Boletín de Servicio

Honeywell HTS900-77-10-0008, última revisión, emitido a consecuencia del suceso investigado.

- 10.2. Informar al Eagle (Canadá), propietario del STC SR03496NY o STC SH14-17, del resultado de la investigación, con la finalidad de estudiar alguna medida de mitigación.
- 10.3. Informar a Honeywell Engine, diseñadora del motor, del resultado de la investigación, con la finalidad de estudiar alguna medida de mitigación.



AQUILES MUÑOZ CISTERNAS
INVESTIGADOR TÉCNICO

APÉNDICE 1			
ANTECEDENTES			
A.- DE LA AERONAVE			
FABRICANTE	Bell Helicopter Textron Canada Ltd.		
MODELO	407		
NÚMERO DE SERIE	53599		
AÑO FABRICACIÓN	2004		
PESO VACÍO	3.145,10 libras. ¹³		
PESO MÁXIMO DE DESPEGUE	5.250 libras.		
TIPO DE COMBUSTIBLE	Kerosene de aviación del tipo JET A-1.		
CANTIDAD COMBUSTIBLE	TOTAL	130,45 galones US.	
	USABLE	127,8 galones US.	
	NO USABLE	2,65 galones US.	
RANGO DE CENTRO DE GRAVEDAD LONGITUDINAL	DESDE (Pulgadas)	HASTA (Pulgadas)	HASTA (Libras)
	+119,0	_____	4.500
	+119,5	_____	5.000
RANGO DE CENTRO DE GRAVEDAD LATERAL	Izquierda	2,5	3.500
		1,5	5.000

¹³ Peso Vacío, actualizado el 09/01/2019, considerando instalación de Heli-Wide Basquet (canasta lateral).

	Derecha	3,0	3.000	
		2,0	5.000	
PLAZAS	TRIPULACIÓN DE VUELO	PASAJEROS		
	01	05		
HORAS DE SERVICIO AL DÍA DEL SUCESO	3.435,0	FUENTE		
		Bitácora de vuelo.		
TIPO ÚLTIMA INSPECCIÓN	FECHA	HORAS DE SERVICIO		
De 100 horas al Main Rotor Yoke	19/12/2019	3.412,6		
B.- DEL MOTOR				
FABRICANTE	Honeywell International, Inc.			
MODELO	HTS900-2-1D			
NÚMERO DE SERIE	P127126			
TIEMPO ENTRE OVERHAUL	No contemplado en Programa de Mantenimiento Aprobado (On condition).			
TIEMPO DESDE NUEVO	710, 6 horas.			
TIPO Y FECHA DE ÚLTIMA INSPECCIÓN	De 150 - 300 - 600 horas, el 15/11/2019.			
D.- DEL ROTOR PRINCIPAL				
FABRICANTE	Bell Helicopter Textron Canada Ltd.			
NÚMERO DE PARTE	407-015-001-129			
NÚMERO DE SERIE	A-2984	A-2985	A-2991	A-2992
TIEMPO DESDE NUEVA (horas)	3.435,0	3.435,0	3.435,0	3.435,0
TIPO Y FECHA DE ÚLTIMA INSPECCIÓN	De 1.200 horas/24 meses, el 16/11/2019.			

E. DEL ROTOR DE COLA		
FABRICANTE	Bell Helicopter Textron Canada Ltd.	
NÚMERO DE PARTE	407-016-001-119	
NÚMERO DE SERIE	A-2346	A-2363
TIEMPO DESDE NUEVA (horas)	3826,8	3826,8
TIPO Y FECHA DE ÚLTIMA INSPECCIÓN	De 1.200 horas/24 meses, el 16/11/2019.	
F.- DOCUMENTACIÓN A BORDO		
CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD	EMITIDO	09/01/2020
	EXPIRACIÓN	08/01/2021
	CATEGORÍA	Restringida.
	TIPO	Especial ¹⁴
CERTIFICADO DE MATRÍCULA	Sin observaciones.	
MANUAL DE VUELO	Sin observaciones.	
BITÁCORA DE VUELO	Sin observaciones.	
G.- DOCUMENTACIÓN DE AERONAVEGABILIDAD		
PROGRAMA DE MANTENIMIENTO	En base con el programa de inspecciones periódicas de mantenimiento sugerido por el fabricante de la aeronave y del motor y aprobado por la D.G.A.C.	
TIPO DE ORGANIZACIÓN DE MANTENIMIENTO APROBADO (OMA) QUE EFECTUÓ LA ÚLTIMA INSPECCIÓN	Centro de Mantenimiento Aeronáutico (CMA)	
HABILITACIONES CMA 1	HABILITACIONES	TIPOS DE AERONAVES
	Estructuras 3 Clase	Bell 407 y otros.
	FECHA OTORGAMIENTO	FECHA VENCIMIENTO

¹⁴ Además, posee un certificado del tipo Normal con fecha expiración 08/01/2022.

	08/10/2014	Indefinida.
HABILITACIONES CMA 2	HABILITACIONES	TIPOS DE AERONAVES
	Estructuras Clase 1 y 3	Bell 407 y otros.
	FECHA OTORGAMIENTO	FECHA VENCIMIENTO
	23/08/2019	Indefinida
CERTIFICADO DE TIPO	AERONAVE	MOTOR
	H-92	E00013LA
BITÁCORA DE MANTENIMIENTO DE LA AERONAVE	Sin observaciones.	
BITÁCORA DE MANTENIMIENTO DEL MOTOR	Sin observaciones.	
FORMULARIO DE PESO Y BALANCE	Última actualización el 9/01/2019, sin observaciones.	