



DIRECCIÓN GENERAL DE AERONÁUTICA CIVIL  
DEPARTAMENTO PREVENCIÓN DE ACCIDENTES

## DPA

Departamento  
Prevención de  
Accidentes

# INFORME FINAL ACCIDENTE DE AVIACIÓN Nº 1877SP

Aeronave : Helicóptero Garlick , UH-1D.

Lugar : Sector Embalse Lliu Lliu, 10 km al sureste de la  
Comuna de Limache, Región de Valparaíso.

Fecha : 24 de Octubre de 2018

## **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 N° 216 de fecha 03 de diciembre del 2003.

## **DESCRIPCIÓN DEL SUCESO**

El 24 de octubre de 2018, un piloto comercial de helicóptero, al mando de una aeronave marca Garlick, modelo UH-1D, junto a un mecánico tripulante, durante un vuelo de trabajos aéreos de carga externa para la instalación de torres de alta tensión en el sector del Embalse Lliu-Lliu, Comuna de Limache, Región de Valparaíso, se precipitó contra el terreno. A consecuencia de lo anterior, el piloto al mando y el mecánico tripulante resultaron con lesiones graves y la aeronave destruida.

## **INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS**

### **1.1. Reseña del vuelo**

- 1.1.1. El día del suceso el piloto al mando comenzó las operaciones desde un emplazamiento eventual, ubicado a 6,3 Km al Oeste del lugar del suceso, aproximadamente a las 09:45 hora local, realizando el traslado del personal de la empresa encargada de la instalación de las torres de alta tensión, hacia los distintos puntos de trabajos. Se realizaron cuatro vuelos de traslados en total.
- 1.1.2. Terminados los vuelos de traslado, la aeronave fue preparada para realizar los vuelos con carga externa, los cuales se iniciaron a las 11:00 hora local.
- 1.1.3. La carga externa a trasladar consistía en estructuras metálicas cilíndricas, de un peso entre 480 y 640 Kg, las cuales, luego de ser rellenas de concreto, conformarían las bases de torres de alta tensión.

- 1.1.4.** Se realizaron dos vuelos con carga externa, sin observaciones.
- 1.1.5.** Al momento en que se realizaba el tercer vuelo con carga externa, de acuerdo a lo declarado por el piloto al mando, estando próximo a llegar a vuelo estacionario, a fin de dejar la carga externa, se presentó la alarma de bajas revoluciones y sobre torque.
- 1.1.6.** A raíz de lo anterior, el piloto al mando actuó el sistema de desenganche de emergencia de la carga externa, junto con bajar el colectivo y llevar el cíclico adelante, para, según lo declarado, tratar de recuperar las RPM del rotor.
- 1.1.7.** En ese instante, el helicóptero se encontraba en la cima de una colina de una elevación de 3.000 pies. Producida la emergencia, el piloto al mando señaló que habría tratado de volar el helicóptero colina abajo, para obtener velocidad, maniobra durante la cual el helicóptero impactó contra el terreno.
- 1.1.8.** El piloto al mando y el mecánico tripulante resultaron con lesiones graves y la aeronave destruida.

**1.2. LESIONES A PERSONAS**

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros	Total
<b>Mortales</b>				
<b>Graves</b>	<b>02</b>			<b>02</b>
<b>Menores</b>				
<b>Ninguna</b>				
<b>Total</b>	<b>02</b>			<b>02</b>

**1.3. DAÑOS DE LA AERONAVE**

A consecuencia del suceso, la aeronave resultó destruida.

**Ver anexo "A" Informe Técnico.**

**1.4. OTROS DAÑOS**

No hubo.

**1.5. INFORMACIÓN SOBRE LA TRIPULACIÓN****1.5.1. Piloto al mando**

ÍTEM	ANTECEDENTES
EDAD	35 años.
LICENCIA	Piloto Comercial de Helicóptero.
HABILITACIÓN	Clase: N/A. Tipo: B407 / BELL 204/205/UH-1 / BELL 206/206L. Función: Comb. Inc. Forestales / Vuelo Agrícola.
EXAMEN MÉDICO	Clase 1, vigente, apto y sin observaciones.
REGISTRA ACC/INCID.	No.

**1.5.2. Experiencia de Vuelo**

ANTECEDENTES	HORAS DE VUELO
HRS. DE VUELO EN EL MATERIAL	158:00
HRS. DE VUELO 30 DÍAS PREVIOS	32:54
HRS. DE VUELO 60 DÍAS PREVIOS	36:48
HRS. DE VUELO 90 DÍAS PREVIOS	39:36
HRS. DE VUELO DÍA DEL SUCESO	01:50
HRS. DE VUELO TOTALES	1.983:12

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

ÍTEM	
FABRICANTE	Garlick Helicopters.
MODELO	UH-1D.
Nº SERIE	8115
AÑO DE FABRICACIÓN	1968
PLAZAS AUTORIZADAS	1 Piloto, 12 Tripulantes
PESOS	P.V. <sup>1</sup> 5.558,8 lb.
CERTIFICADOS	P.M.D. <sup>2</sup> 9.500 lb.
ÚLTIMA INSPECCIÓN	Fase 1, Ciclo 4 del 01/10/2018

<sup>1</sup> P.V.: Peso vacío.<sup>2</sup> P.M.D.: Peso máximo de despegue.

**1.6.2. Antecedentes del motor**

ITEM	
FABRICANTE	Lycoming.
MODELO	T53-L-13B.
N° SERIE	7481
ÚLTIMA INSPECCIÓN	Fase 1, Ciclo 4 del 01/10/2018

**1.6.3. Antecedentes de las palas del rotor principal**

ITEM	Pala N° 1	Pala N° 2
FABRICANTE	Bell Helicopter Textron.	Bell Helicopter Textron.
MODELO	205-015-150-101	205-015-150-101
N° SERIE	D-FS-1452VB.	D-FS-1024ABV.
ÚLTIMA INSPECCIÓN	Fase 1, Ciclo 4 del 01/10/2018	Fase 1, Ciclo 4 del 01/10/2018

**1.6.4. Antecedentes de las palas del rotor de cola**

ITEM	Pala N° 1	Pala N° 2
FABRICANTE	Bell Helicopter Textron.	Bell Helicopter Textron.
MODELO	204-2200-101	204-2200-101
N° SERIE	A-155	A-159
ÚLTIMA INSPECCIÓN	Fase 1, Ciclo 4 del 01/10/2018	Fase 1, Ciclo 4 del 01/10/2018

**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 de acuerdo con los intervalos indicados en el manual de servicio de la aeronave, a través de un Centro de Mantenimiento Aeronáutico (CMA), autorizado, habilitado y vigente en el tipo y modelo.

La última inspección fue efectuada a las 9.419,0 horas de la aeronave, el 1 de octubre de 2018, lo que corresponde a 98,3 horas antes del suceso.

Se verificó en los registros de mantenimiento, que el componente Gobernador de sobre velocidad, posee una vida de servicio de 3.000 horas y a la fecha del accidente contaba con 770,4 horas disponible de funcionamiento.

En los registros de mantenimiento verificados, no se encontraron discrepancias que pudieran tener relación con el suceso.

**Ver anexo "A" Informe técnico.**

**1.6.7. Inspecciones y Peritajes**

**1.6.7.1. Inspecciones**

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

- 1.6.7.1.1.** Se observó que el helicóptero se encontraba efectuando vuelos de carga externa, los cuales consistían en el traslado de estructuras metálicas cilíndricas (Fotografía 1).



Fotografía 1: Estructura cilíndrica metálica lista para ser trasladada

- 1.6.7.1.2.** Dichas estructuras tenían un peso entre 480 y 640 Kg.

**1.6.7.1.3.** La estructura que transportaba el helicóptero al momento del suceso tenía un peso de 640 Kg.

**1.6.7.1.4.** Base con la estructura metálica instalada (Fotografía 2).



Fotografía 2: Hoyo con una estructura metálica instalada

**1.6.7.1.5.** El helicóptero se encontraba operando con una línea de 15,2 metros, más una eslinga de tela de 3 metros (originalmente de 6 metros, la cual se estaba utilizando en forma doble).

**1.6.7.1.6.** El largo total de la carga externa era de 23,7 metros (incluyendo la estructura metálica).

**1.6.7.1.7.** De acuerdo a la declaración del piloto al mando, éste soltó la carga debido a la emergencia, la cual se pudo observar que quedó en el lugar de instalación de las torres de alta tensión.

**1.6.7.1.8.** Estos elementos quedaron en el lugar de instalación de la carga externa. (Fotografías 3, 4 y 5).



Fotografía 3: Se aprecia la línea de carga.



Fotografía 4: Se observa el gancho remoto, la eslinga y grilletes.

Fotografía 5: Abajo, se aprecia una cuerda (viento) de 5 metros, unido a la estructura metálica.



1.6.7.1.9. El lugar donde eran instaladas las torres, correspondía al tope de una colina del sector, con una elevación de 3.000 pies. (Fotografía 6).



Fotografía 6: Vista general del lugar de instalación de las torres y lugar donde quedó la aeronave.

1.6.7.1.10. Las palas del rotor principal se encontraron ambas quebradas (Fotografías 7 y 8).



Fotografías 7 y 8: Palas del rotor principal quebradas.

**1.6.7.1.11.** Del mismo modo, las palas del rotor de cola se encontraron quebradas. (Fotografías 9 y 10).



Fotografías 9 y 10: Palas del rotor de cola.

**1.6.7.1.12.** No fue posible efectuar prueba de controles de vuelo, debido a los daños que presentaba el helicóptero.

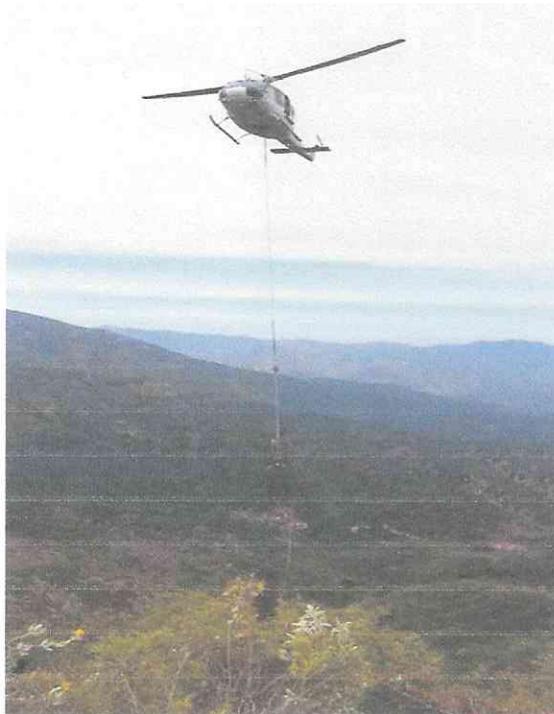
**1.6.7.1.13.** El cíclico se encontraba en posición centrado, el colectivo en la posición arriba y los pedales de control de cambio de paso del rotor de cola estaban dañados. (Fotografía 11)



Fotografía 11: Cíclico, colectivo y pedales.

**1.6.7.1.14.** El acelerador se encontró en posición abierto y el gobernador en automático.

- 1.6.7.1.15.** Respecto de la transmisión, ésta pudo ser girada sin observaciones en el lugar del suceso.
- 1.6.7.1.16.** El motor de la aeronave se observó sin daños aparentes. El detector de partículas metálicas se encontró sin observaciones.
- 1.6.7.1.17.** Respecto del tren de aterrizaje, el esquí derecho se encontró desprendido, a 90 metros de los restos de la aeronave. El esquí izquierdo estaba adosado a los tubos cruzados, con deformaciones. Los tubos cruzados, se encontraban con deformaciones debido al impacto contra el terreno.
- 1.6.7.1.18.** El helicóptero fue cargado con 1.200 libras (estanque lleno) de combustible al inicio de las operaciones del día del suceso.
- 1.6.7.1.19.** El indicador de cantidad de combustible marcaba 375 libras.
- 1.6.7.1.20.** Del mismo modo, en el lugar del suceso, se pudo comprobar la presencia y olor a combustible en el terreno.
- 1.6.7.2.** El filtro de combustible del motor se encontraba con combustible, limpio y sin partículas ni sedimentos. Se tomó una muestra de combustible para ser analizada en laboratorio, la que resultó sin observaciones.
- 1.6.7.2.1.** Se obtuvo un registro de video del momento en que el helicóptero se está aproximando al lugar de descarga, en donde es posible escuchar un ruido anormal, correspondiente a la aceleración del motor del helicóptero. (Fotografía 12)



**1.6.7.3. Peritajes**

**1.6.7.3.1. Transmisión y Eje Corto:**

En las instalaciones de un Centro de Mantenimiento Aeronáutico (CMA) autorizado, aprobado, habilitado y vigente en el tipo de aeronave, se efectuó un peritaje a la Transmisión y el Eje corto, los cuales se encontraron sin observaciones.

**Ver anexo “A” Informe técnico.**

**1.6.7.3.2. Motor:**

Posteriormente, se efectuó un peritaje al motor sin encontrar anomalías externas, excepto las evidencias propias de los múltiples impactos recibidos durante la dinámica del accidente. Durante estas pruebas, el motor funcionó, pero se detectó la falta de indicaciones de las RPM de N2 y de Torque.

**Ver anexo “A” Informe técnico.**

**1.6.7.3.3. Eje Gobernador de Sobre velocidad:**

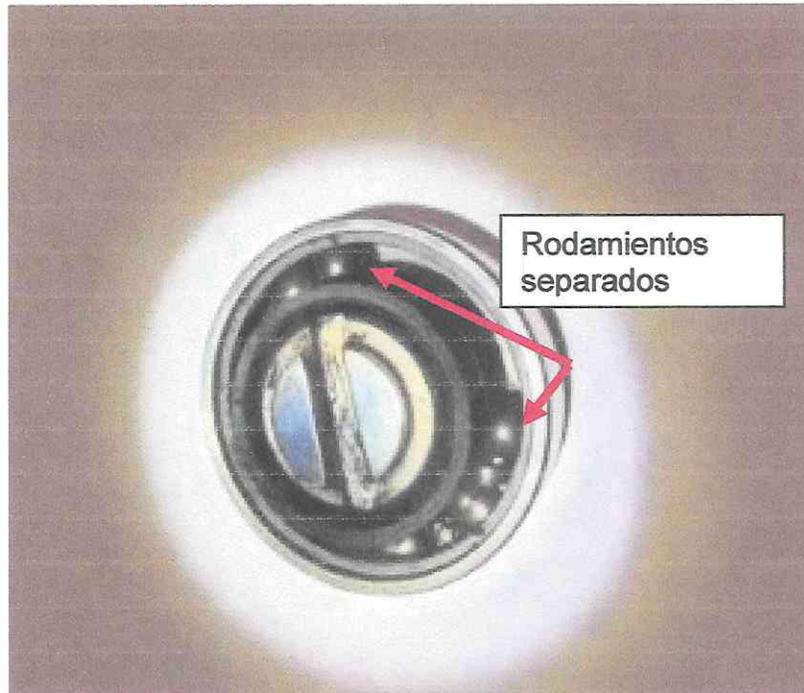
El resultado de este peritaje, indicó que la fractura del eje habría sido el resultado de una sobrecarga por torsión.

**1.6.7.3.4. Inspección al Componente Gobernador de Sobre Velocidad (GSV):**

Al inspeccionar las partes internas del eje de mando del gobernador de sobre velocidad, se encontró que en su rodamiento, las esferas (bolas) estaban juntas y no separadas equidistantemente por el canastillo que las alberga, el cual tiene por función, mantener alineadas y equidistantemente separadas las esferas (bolas), a fin de facilitar el libre giro del eje.

Además, al desarmar el rodamiento, se apreció la existencia de partículas metálicas, pertenecientes al canastillo, es cuál se encontraba completamente destruido y con ello, impidiendo el libre giro del eje.

**Ver anexo “A” Informe técnico.**



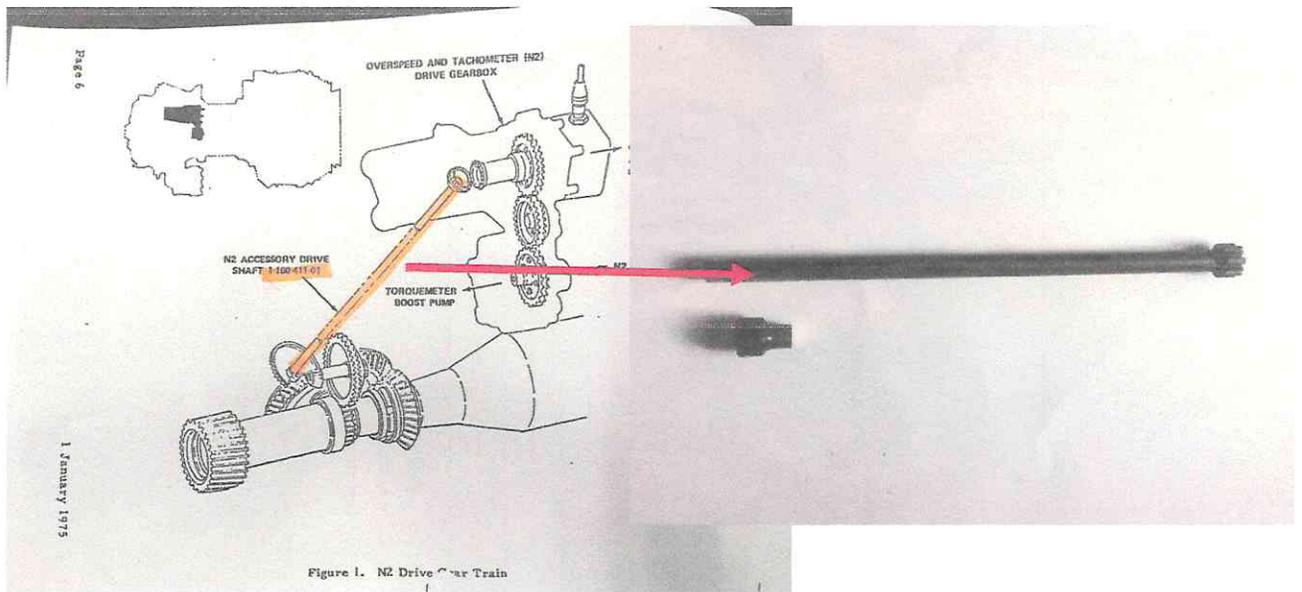
**1.6.7.3.5. Antecedente Técnico:** El Boletín de Servicio N° 0031 del fabricante del motor, emitido con fecha 01 de enero de 1975, señala:

“Informar a los operadores que, si el eje del accesorio se fractura, resultará en:

- 1- Síntomas similares a los asociados con una falla del gobernador en rango alto.
- 2- Indicación de pérdida de velocidad de la turbina de potencia del motor (N2) que resulta en una división de la aguja del tacómetro del motor / rotor”.

“Se advierte a los operadores que, en caso de que ocurra tal falla, el sistema de combustible de emergencia (manual) permanece completamente operativo. Deben seguirse las instrucciones en el Manual de Vuelo correspondiente, para el control del mal funcionamiento del control de combustible del motor”.

**Ver anexo “A” Informe técnico.**



Eje del gobernador de sobre velocidad fracturado



Instrumento de RPM (Motor y Rotor)

**1.6.8. Peso y Balance**

De acuerdo a los antecedentes recopilados, al momento del suceso, el peso de la aeronave habría sido el siguiente:

- <b>Peso Vacío</b>	: 5.558,8 lb.
- <b>Peso Tripulación</b>	: 400 lb.
- <b>Peso Combustible</b>	: 375 lb.
- <b>Peso Carga</b>	: <u>1.408 lb.</u>
	7741,8 lb.

**Peso máximo de despegue:** 9.500 lb. (1.758.2 lb. disponibles), y se encontraba dentro de la envolvente de centro de gravedad de 137.6 (+130 a +144) pulgadas.

**1.7. INFORMACIÓN METEOROLÓGICA**

El Informe Técnico Operacional N° 382/18 de la Dirección Meteorológica de Chile señaló lo siguiente:

*“De acuerdo a lo observado en las imágenes de satélite, a la hora de interés, el cielo se presentó despejado”.*

*“Según la información de reanálisis NCEP/NCAR, de las 09:00 hora local y 15:00 hora local, la intensidad de viento estimado fue de calma a 3.6 km/h”.*

Del mismo modo, el piloto al mando señaló que, al momento del suceso las condiciones meteorológicas eran de viento calma y visibilidad ilimitada.

**1.8. AYUDAS A LA NAVEGACIÓN**

No aplicable.

**1.9. COMUNICACIONES**

No aplicable.

**1.10. INFORMACIÓN DEL LUGAR DEL SUCESO**

El lugar del suceso corresponde a un predio en donde se estaban instalando torres de alta tensión, con una elevación de 3.000 pies, ubicado a 10 Km al Sureste de la ciudad de Limache, en las coordenadas 33° 04' 36" Latitud Sur / 71° 10' 34" Longitud Oeste.

Es una zona montañosa, con presencia de arbustos y árboles de baja altura.

El helicóptero despegó desde un emplazamiento eventual, ubicado a 6,3 Km al Oeste del lugar donde se encontraba operando al momento del suceso.

**1.11. INFORMACIÓN DE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO**

El helicóptero se encontraba accidentado en una quebrada, 226 metros al Norte del lugar de instalación de las torres de alta tensión, aproximadamente 150 pies más abajo del lugar donde se produjo la emergencia.

Durante la dinámica de desplazamiento e impacto con el terreno, el cono de cola se separó del resto del fuselaje de la aeronave, quedando a una distancia de 25 metros del resto de la aeronave.

Se observó poca dispersión de restos de la aeronave y al momento de la inspección, se identificaron todos los componentes de los controles de vuelo del helicóptero.



**1.12. 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 trabajos de construcción (carga externa).

Respecto del piloto al mando, éste se encontraba registrado como dotación permanente para efectuar operaciones dentro de la empresa y había sido habilitado en operaciones con carga externa.

Del mismo modo, el manual incorpora el "Anexo F, Construcción (carga)", que contiene información acerca de la manera en que se deben realizar las operaciones y procedimientos con carga.

**1.13. INCENDIO**

No aplicable.

**1.14. SUPERVIVENCIA**

El piloto al mando y el mecánico tripulante resultaron con lesiones graves, siendo ambos trasladados hacia el Hospital de Urgencia de Asistencia Pública de Santiago.

Los elementos de seguridad y protección de la aeronave para sus ocupantes no presentaron observaciones. Tanto el piloto al mando y el mecánico tripulante se encontraban utilizando cascos al momento del suceso. Así mismo, el mecánico tripulante se encontraba utilizando un arnés de seguridad.

**1.15. RELATOS**

**1.15.1. Extracto del piloto al mando**

Respecto del suceso, el piloto manifestó que se iniciaron las operaciones con el transporte de personal hacia las torres, sin observaciones, realizando cuatro vuelos en total.

Posteriormente, se iniciaron las operaciones con carga externa, donde alcanzó a realizar la instalación de dos mallas metálicas para las torres de alta tensión, sin observaciones.

Señaló que, para la tercera operación, en la cual ocurrió el suceso, el helicóptero se encontraba más liviano, debido a que, por las operaciones anteriores efectuadas, el combustible había disminuido y el helicóptero con ese peso, operaba sin problemas y con potencia suficiente.

Indicó que llegó al lugar de instalación de Sur a Norte, nivelado, nunca en descenso, con el helicóptero sostenido. En ese momento, buscó la referencia fuera del helicóptero, ya que debía mantener el helicóptero en estacionario e instalar la malla metálica. En forma paralela, el mecánico tripulante le va indicando hacia donde se debe mover.

En el momento en que ya estaba en vuelo estacionario, se escuchó la alarma de bajas RPM y la aguja del torque se fue a máximo. Asimismo, señaló que la turbina tenía un ruido muy fuerte, por lo que inmediatamente soltó la carga con el pedal de emergencia. El piloto señaló que en este tipo de operaciones se planifica una vía de escape ante una emergencia y que, en este caso, era hacia adelante, hacia el Norte, ya que se encontraba a la cima de una colina y tenía hacia adelante una quebrada, donde podía recuperar las revoluciones del rotor con velocidad, siguiendo la quebrada del cerro. En ese instante el piloto bajó el colectivo y llevó el cíclico adelante, pero al no tener altura suficiente como para poder recuperar las revoluciones del rotor, impactó contra el terreno.

Consultado el piloto respecto de la actitud del helicóptero, señaló que nunca le guiñó hacia ningún lado y que el motor no le falló nunca, ya que tuvo una indicación de máximo torque. Señaló que la falla del helicóptero, en su opinión, se debió a que algo sucedió entre el motor y la transmisión, insistiendo en que el motor nunca falló.

**1.15.2. Extracto del mecánico tripulante**

De acuerdo a lo señalado por el mecánico tripulante, le efectuó un prevuelo al helicóptero, sin encontrar observaciones.

Se iniciaron las operaciones de transporte de personas, a distintos lugares donde se estaban instalando las torres y posteriormente se comenzó con las labores de carga externa.

La primera carga, según lo declarado, se realizó sin problemas. Del mismo modo, la segunda carga fue sin observaciones.

Durante la tercera maniobra, se encontraban llegando al cerro a dejar la carga, y según su opinión, sintió un ruido raro en la transmisión, era un ruido anormal para la zona, pero

no pudo identificar en que parte de la transmisión estaba el ruido. El mecánico tripulante indicó que en el momento que el piloto ya estaba sobre la zona para dejar la carga, procedió a ver la maniobra desde la parte de atrás de la cabina de vuelo.

El mecánico tripulante manifestó que al momento de estar sobre la zona donde se dejaba la carga, el piloto dijo que se le cayeron las RPM, y al mirar el panel, vio luces rojas, al mismo tiempo de escuchar un ruido anormal. El tripulante vio que el piloto soltó la carga con el pedal de emergencia, momento en que él le indicó al piloto que había gente debajo. En ese instante el mecánico tripulante estimó que ya había pasado el cerro y decidió quedarse en el centro del helicóptero, ya que debía estar preparado para lo que sucediera. Posteriormente, chequeó el amarre de su arnés y trató de estar en la mejor posición posible para el impacto.

Respecto de la consulta del comportamiento del helicóptero, el mecánico tripulante indicó que era una operación que el helicóptero podía hacer sin problemas, ya que era con poco peso. Del mismo modo, señaló que el helicóptero no guiñó en ningún sentido, y que, en su opinión, hubo una falla relacionada con la transmisión o el eje corto o algo relacionado. Señaló que cuando hay problemas con el motor y se caen las RPM, los helicópteros deberían tener una guiñada, lo que no sucedió en este caso.

#### **1.16. INFORMACIÓN ADICIONAL**

El Boletín de Servicio del fabricante del motor, señala que los síntomas de la fractura del eje del accesorio, son similares a los asociados con una falla del gobernador en rango alto, además con Indicación de pérdida de velocidad de la turbina de potencia del motor (N2) que resulta en una división de la aguja del tacómetro del motor / rotor, coincidentes con el suceso investigado.

#### **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 presentaban observaciones.

**2.2.** La aeronave estaba con su certificado de aeronavegabilidad válido y vigente al momento del accidente y su mantenimiento se realizaba de acuerdo a la normativa aeronáutica, no existiendo observaciones, descartándose como un factor causal o contribuyente al hecho investigado. Del mismo modo, a la fecha del suceso, no tenía discrepancias relacionadas con el suceso y que afectaran su condición.

- 2.3. Respecto de la operación de carga externa, se puede señalar que el helicóptero al momento del suceso, se encontraba dentro de los límites de peso y balance, operando bajo el peso máximo de operación, es decir, era una operación que el helicóptero podía realizar sin observaciones.
- 2.4. Por otro lado, de acuerdo a la declaración del piloto al mando y los antecedentes meteorológicos analizados durante la investigación, es posible señalar que las condiciones meteorológicas no afectaron la operación del helicóptero.
- 2.5. De acuerdo a lo declarado por el piloto al mando, al momento de encontrarse sobre la zona donde se debía dejar la carga externa, con el helicóptero próximo a vuelo estacionario, habría sonado la alarma de bajas RPM y la aguja de torque se fue a máximo. Lo anterior es concordante con un registro de video, donde se puede escuchar un sonido anormal del motor.
- 2.6. En el peritaje efectuado al motor del helicóptero, no se detectaron anomalías respecto de su funcionamiento, concordante con las declaraciones del piloto al mando y el mecánico tripulante, donde señalaron que el helicóptero nunca guiñó y además se presentó un sobre torque, señales que indicaban que el motor estaba con potencia.
- 2.7. Los resultados de la prueba del motor en otro helicóptero, arrojaron que éste no entregaba indicación respecto de las RPM del motor (N2). Lo anterior, se debió a que el eje del gobernador de sobre velocidad se encontraba fracturado.
- 2.8. Esta fractura del eje, tuvo como consecuencia el dejar de entregar la señal al instrumento que marca las RPM del motor (N2). La aguja indicadora en este instrumento, al dejar de recibir la señal generada por el eje fracturado, girará hacia la posición de cero RPM, lo que en vuelo, el piloto interpretó como una caída de las RPM del rotor principal.
- 2.9. Asimismo, la fractura del eje también afectó al control del gobernador de sobre velocidad del motor. En la práctica, si la falla del gobernador se produce con el motor operando con potencia, se traducirá en un aumento descontrolado de las RPM de la turbina, generando el ruido anormal que escuchó el piloto al mando y el mecánico tripulante, como asimismo, es posible escuchar en el video.
- 2.10. La fractura del eje, conforme a los resultados del peritaje, se habría debido a la existencia de una sobrecarga por torsión, producto del atascamiento de su rodamiento.
- 2.11. Al respecto y de acuerdo a lo señalado en los párrafos anteriores, el piloto al mando al tener alarma de bajas de RPM y sobre torque, asumió que estaba ante la falla de algún componente, ante lo cual, bajó el colectivo y llevó el cíclico adelante, para tratar de

recuperar las RMP, asumiendo que eran las RPM del rotor principal, descendiendo por una quebrada del cerro, maniobra durante la cual, impactó contra el terreno.

- 2.12. Conforme a lo que señala el Boletín de Servicio N° 0031 del fabricante del motor, emitido con fecha 01 de enero de 1975, una fractura en eje del accesorio, resultará en síntomas similares a los asociados con una falla del gobernador en rango alto, además, señala que, en el instrumento de la cabina, habrá una indicación de pérdida de velocidad de la turbina de potencia del motor (N2), que resulta en una división de la aguja del tacómetro del motor / rotor, hechos que son coincidentes con lo descrito en los párrafos anteriores.
- 2.13. Al momento de la emergencia, la presencia de personal en tierra (bajo el helicóptero) como asimismo, la poca altura que tenía con respecto del terreno, llevaron al piloto a desplazar el helicóptero hacia la quebrada, tratando de recuperar las RPM, maniobra durante la cual el helicóptero impactó contra el terreno.
- 2.14. Respecto a los daños encontrados en la aeronave, son evidencias que concuerdan con la dinámica del suceso y su posterior impacto contra el terreno.

### 3. CONCLUSIONES

- 3.1. La tripulación de vuelo mantenía vigente las licencias y habilitaciones de vuelo requeridas para operar la aeronave en que ocurrió el suceso.
- 3.2. El estado de mantenimiento de la aeronave y los registros estaban de acuerdo a la normativa vigente.
- 3.3. El helicóptero se encontraba realizando un trabajo aéreo de carga externa por dentro de los límites de peso y balance.
- 3.4. Las condiciones meteorológicas eran adecuadas para la operación del helicóptero, no afectando las maniobras de carga externa.
- 3.5. Al momento de realizar la tercera operación de carga externa, el helicóptero tuvo una falla de un componente de motor.
- 3.6. De acuerdo a los peritajes efectuados, el eje del gobernador de sobre velocidad se fracturó durante la maniobra de carga externa y con el helicóptero en vuelo próximo a estacionario.
- 3.7. La fractura del eje se produjo por el trabamiento de su rodamiento.
- 3.8. A raíz de lo anterior, el piloto al mando tuvo distintas señales de emergencia, las cuales fueron interpretadas como una falla, entrando en una maniobra para recuperar las RPM, iniciando un descenso por la quebrada en donde impactó contra el terreno.

- 3.9. Los daños encontrados en la aeronave son concordantes con la dinámica del suceso.

4. **CAUSA**

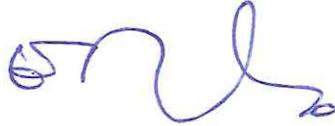
Fractura del eje del gobernador de sobre velocidad, cuyas indicaciones en los instrumentos, hicieron asumir al piloto una caída de las revoluciones del rotor principal, quien al realizar una maniobra de descenso para recuperar las RPM, impactó contra el terreno.

5. **FACTORES CONTRIBUYENTES**

- 5.1. Trabamiento del rodamiento del gobernador de sobre velocidad, fracturando el eje.  
5.2. La pérdida de información del indicador de RPM.  
5.3. Poca altura respecto del terreno, al momento de la emergencia.

6. **RECOMENDACIONES**

- 6.1. Informar acerca de los resultados de la investigación, a las partes involucradas, para fines de prevención.  
6.2. Difundir el suceso investigado a través de los medios de comunicación de la Dirección General de Aeronáutica Civil, para fines de prevención, como asimismo, incluirlo en exposiciones y talleres orientados a pilotos de helicópteros.  
6.3. A los operadores y pilotos de este tipo de helicópteros, reafirmar lo señalado en la información técnica (Boletín de Servicio) respecto de que la falla del gobernador en rango alto con Indicación de pérdida de velocidad de la turbina de potencia del motor (N2), resulta en una división de la aguja del tacómetro del motor / rotor, sin embargo, el sistema de combustible de emergencia (manual) permanece completamente operativo, por lo que deberían seguirse las instrucciones en el Manual de Vuelo correspondiente, para el control del mal funcionamiento del control de combustible del motor.



**EDMUNDO ASENJO HIDALGO**  
INVESTIGADOR TÉCNICO



**SEBASTIAN PALACIOS GARCIA**  
INVESTIGADOR ENCARGADO

**ANEXOS**

**Anexo "A", Informe Técnico**

**DISTRIBUCIÓN**

**EJ. N° 1.- DGAC., DPA, Expediente 1877SP**

**ANEXO “A”**  
**INFORME TÉCNICO**



## INFORME TÉCNICO

### 1. INVESTIGACIÓN DE SUCESO DE AVIACIÓN N° 1877SP

- LUGAR, FECHA Y HORA LOCAL** : Sector embalse Lliu Lliu, comuna de Limache, Región de Valparaíso, el 24 de octubre del 2018, a las 12:00 hora local.
- TIPO DE AERONAVE** : Helicóptero, monomotor turboshaft, rotor principal de dos palas, tren de aterrizaje tipo skid, fabricante Garlick, modelo UH-1D.
- SÍNTESIS DEL SUCESO** : Durante un vuelo con carga externa, para la instalación de torres de alta tensión, la aeronave se precipitó contra el terreno.
- CONSECUENCIAS** : El piloto y el mecánico resultaron con lesiones graves. La aeronave resultó destruida.

## 2. PROPÓSITO Y ALCANCE

- 2.1. Establecer las 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. **Célula.**

El patín de cola deformado por impacto contra el terreno.

Ambos tubos cruzados (cross tube) deformados hacia atrás. Uno de los skies (lado derecho) se encontró desprendido, en la trayectoria de impactos contra el terreno, antes de la posición final de la aeronave.

Parte ventral del helicóptero con múltiples deformaciones y fracturas.

Cañerías del estanque de combustible del lado izquierdo se encontraron fracturadas lo que permitió el derrame de combustible.

La parte delantera de la aeronave con deformaciones y fracturas.

El sistema corta cables, si bien estaba presente, se encontraba deformado por impactos.

Ambos parabrisas desprendidos y quebrados.

Parte superior de la cabina (techo del helicóptero) con hundimiento producto del volcamiento.

Fotografías de daños en Apéndice N° 2.

### 3.2. **Motor.**

Montantes del motor (para instalación en el helicóptero) deformados producto de los múltiples impactos.

No se encontraron daños visibles en su cuerpo exterior.

### 3.3. **Rotores.**

Rotor principal con ambas palas fracturadas y deformadas, aún unidas al cubo principal, palas fracturadas por volcamiento.

Rotor de cola desprendido y ambas palas fracturadas.

**3.4. Evidencias de incendio.**

No hubo.

**3.5. Evidencias de impacto antes del contacto con el terreno.**

No hubo.

**4. INSPECCIONES, PERITAJES Y/O PRUEBAS FUNCIONALES.**

Se realizó una inspección física a la aeronave en el sitio del suceso y posterior al rescate de los restos, en las instalaciones de un Centro de Mantenimiento Aeronáutico (CMA) autorizado, aprobado, habilitado y vigente en el tipo de aeronave, se efectuaron los peritajes e inspecciones, a los componentes que más adelante se indica:

**4.1. Inspección en el sitio del suceso**

**En la aeronave se verificó la existencia y condición de lo siguiente:**

- 4.1.1.1. Manual de vuelo y Certificado de Peso y Balance de la aeronave.
- 4.1.1.2. Kit de primeros auxilios.
- 4.1.1.3. Certificado de Matrícula, sin obs.
- 4.1.1.4. Certificado de Aeronavegabilidad, vigente.
- 4.1.1.5. Bitácora de vuelo, sin obs.
- 4.1.1.6. Placa de datos de la aeronave, sin obs.
- 4.1.1.7. Extintor de incendios, en condición servible.
- 4.1.1.8. Los cinturones y arneses de seguridad, en buenas condiciones.
- 4.1.1.9. Los instrumentos contaban con las marcas de rango de operación de acuerdo a lo estipulado en el Manual de Vuelo.
- 4.1.1.10. La cartilla de corrección del compás magnético, estaba vigente y fue encontrada 90 metros antes de la aeronave, en la trayectoria hacia su ubicación final.

**4.1.2. Célula e Interior de la cabina.**

- 4.1.2.1. La aeronave estaba apoyada sobre su costado izquierdo (girada 180° respecto del eje longitudinal de la trayectoria seguida), con su parte ventral deformada por roce contra elementos duros del terreno.
- 4.1.2.2. Los parabrisas, superior e inferior completamente dañados (desprendidos y quebrados).
- 4.1.2.3. No fue posible operar los pedales (estaban sueltos) de control de cambio de paso del rotor de cola, debido al nivel de daños. El bastón colectivo estaba completamente en posición

arriba y trabado; El bastón cíclico en posición centrado y trabado; Mecanismos del gancho de carga externa operativos; Acelerador abierto; El Gobernador de velocidad del motor en posición automático;

El indicador de cantidad de combustible marcaba 375 libras.

#### 4.1.3. **Motor**

4.1.3.1. La inspección visual no detectó anomalías ni filtraciones de ningún tipo.

4.1.3.2. Detector de partículas metálicas del motor, sin observaciones.

4.1.3.3. El aceite del motor, se encontró limpio y sin partículas ni sedimentos.

4.1.3.4. El filtro de combustible se encontraba lleno, limpio y sin partículas ni sedimentos. Se extrajo una muestra de combustible para ser analizada en un laboratorio.

#### 4.1.4. **Rotores**

4.1.4.1. Rotor Principal:

El conjunto rotor tenía su ferretería completa y asegurada en sus posiciones.

Las palas del rotor principal, si bien estaban deformadas y quebradas, al girarlas (previo corte de las palas, para poder tener libertad de movimiento) giraban con suavidad y sin observaciones, fracturadas por volcamiento.

4.1.4.2. Rotor de Cola:

Los detectores de partículas metálicas de las cajas de engranajes de 90° y 42° estaban limpios, sin observaciones.

#### 4.2. **Peritajes e Inspecciones**

4.2.1. **Combustible.**

El análisis realizado a la muestra obtenida de la aeronave, en un laboratorio especializado demostró que el combustible estaba en buenas condiciones ya que cumplía con las especificaciones de las normas ASTM D 4176, ASTM D 1298, ASTM D 2624 y otras correspondientes a los requisitos del combustible Jet-A1.

4.2.2. **Transmisión y Eje Corto del helicóptero.**

Posteriormente, siempre en las instalaciones de un Centro de Mantenimiento Aeronáutico (CMA) autorizado, aprobado, habilitado y vigente en el tipo de aeronave, se efectuó un peritaje a estos componentes, que permitió establecer que los mecanismos (internos y externos) de la caja de engranaje principal (Transmisión del helicóptero), giraban suave y

sincronizadamente con todos los demás engranajes, sin trabamientos ni anomalías de los mismos, excepto las evidencias (externas) propias de los múltiples impactos recibidos producto del accidente.

El Eje corto, se encontró desprendido producto de la separación entre la Transmisión y el Motor, con fracturas en los elementos de unión del tipo instantáneas, sin presencia de fatiga de material.

El Eje Corto tenía sus dientes de engrane a la transmisión y al motor, sin observaciones. La inspección detallada efectuada a estos componentes, no detectó otras anomalías ni observaciones que los daños propios de los múltiples impactos producto del accidente.



**Fotos N° 1, 2, 3 Transmisión y engrane del Eje Corto.**

#### **4.2.3. Peritaje al motor del helicóptero.**

Posteriormente, se efectuó un peritaje al motor, sin encontrar anomalías externas, excepto las evidencias propias de los múltiples impactos recibidos durante la dinámica del accidente.



**Foto N° 4 Motor en revisión en el Taller.**

Una vez inspeccionado y verificada la condición del motor, especialmente la libertad de movimiento de sus partes móviles, se instaló en otro helicóptero a fin de realizar pruebas funcionales.

Durante estas pruebas, el motor funcionó, sólo faltando las indicaciones correspondientes a las RPM de N2 y la indicación del instrumento de Torque.

Se detectó que la razón de esta anomalía (falta de indicación), se debía a que el eje de mando denominado "N2 Accessory Drive", se encontraba fracturado.

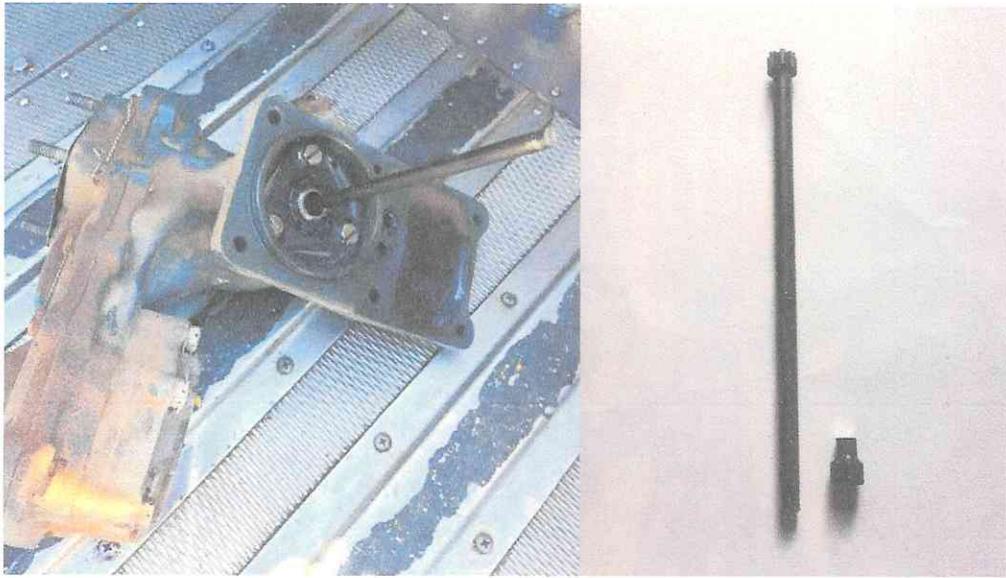


**Foto N° 5 Motor aprobado en taller previo a ser instalado.**

Lo anterior, era la causal de la ausencia de señales a los instrumentos ya indicados. Asimismo, esta fractura del "N2 Accessory Drive", a su vez deja sin control automático al motor para los límites máximo de las RPM de N2, lo que evitaría una sobre velocidad de revoluciones en el motor.

#### **4.2.4. Peritaje al eje N2 (Accesory Drive Shaft) fracturado.**

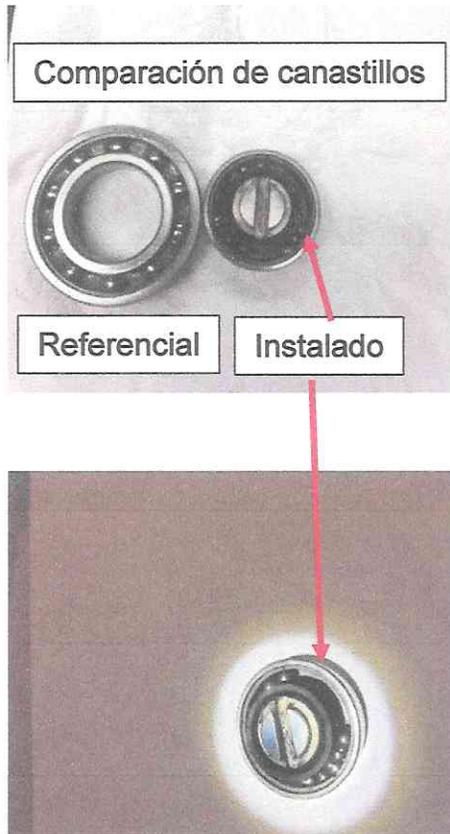
El resultado de este peritaje, indicó que la fractura del eje habría sido el resultado de una sobrecarga por torsión.



**Fotos N° 6 y 7 Eje impulsor del GSV y N2 fracturado.**

#### **4.2.5. Inspección al Componente Gobernador de Sobre Velocidad (GSV).**

Al inspeccionar las partes internas del rodamiento que recibe las RPM de N2, se encontró que sus esferas (bolas) estaban muy juntas y no separadas equidistantemente, debido a los daños del canastillo, el que tiene por función mantener alineadas las esferas (bolas), para permitir el giro necesario. Al estar completamente deteriorado (reventado), no estaba cumpliendo su función. Asimismo, se apreció la existencia de partículas metálicas, las cuales correspondían al canastillo.



**Fotos N° 8, 9 y 10 GSV y rodamiento con canastillo deteriorado.**

Lo anterior, permite señalar, que se produjo un trabamiento interno en el canastillo, trabando así el eje del componente, normalmente denominado gobernador de sobre velocidad, (Power Turbine Governor (PTG), P/N: 1-160-850-23, N/S: 662AM4319), como consecuencia de la falla del canastillo del rodamiento, lo que generó partículas metálicas, afectando la lubricación y reventando el canastillo del rodamiento, el cual perdió sus características antifricción hasta trabarse.

## 5. ESTADO DE MANTENIMIENTO DE LA AERONAVE

- 5.1. 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), autorizado, habilitado y vigente en el tipo y modelo.
- 5.2. La última inspección fue efectuada a las 9.419,0 horas de la aeronave, el 1 de octubre de 2018, lo que corresponde a 98,3 horas antes del suceso.

- 5.3. Se verificó en los registros de mantenimiento, que el componente Governor (P/N: 1-160-850-23, N/S: 662AM4319), posee una vida de servicio de 3.000 horas y a la fecha del accidente contaba con 770,4 horas disponible de funcionamiento.
- 5.4. En los registros de mantenimiento verificados, no se encontraron discrepancias que pudieran tener relación con el suceso.

## 6. INFORMACIÓN ADICIONAL

- 6.1. Service Bulletin de Avco Lycoming Textron N° 0031 del 01/01/1975.

*“To inform operators that if the accesory drive shaft fractures, it will result in:*

- (1) Symptoms similar to those associated with a high side governor failure.*
- (2) Loss of engine power turbine (N2) speed indication resulting in an engine/rotor tachometer needle split”.*

*“To advise operators that, in the event such a failure occurs, the emergency (manual) fuel system remains fully operative. The instructions in the applicable Airframe Flight Manual for control of an engine Fuel Control Malfunction should be followed”.*

Traducción de cortesía:

“Informar a los operadores que, si el eje del accesorio se fractura, resultará en:

- (1) Síntomas similares a los asociados con una falla del gobernador en rango alto.
- (2) Indicación de pérdida de velocidad de la turbina de potencia del motor (N2) que resulta en una división de la aguja del tacómetro del motor / rotor”.

“Se advierte a los operadores que, en caso de que ocurra tal falla, el sistema de combustible de emergencia (manual) permanece completamente operativo. Deben seguirse las instrucciones del Manual de Vuelo correspondiente, para el control del mal funcionamiento del control de combustible del motor”.

- 6.2. **Comentarios de la tripulación en el momento del suceso.**

- El mecánico tripulante señaló que sintió un “ruido raro”.
- El piloto señaló que escuchó la alarma de bajas RPM (sonido y luz) y vio la luz de sobretorque, en el instrumento de torque.



Foto N° 10 Torquímetro

## 7. ANÁLISIS

- 7.1. La revisión de los registros de la aeronave permitió verificar que el operador efectuaba las inspecciones en los tiempos establecidos en el Programa de Mantenimiento aceptado por la DGAC, en un Centro de Mantenimiento Aeronáutico (CMA) autorizado, aprobado, habilitado y vigente en el tipo de aeronave, por lo que el programa se cumplía y no habría sido un factor causal o contribuyente al suceso investigado.
- 7.2. En los registros de la aeronave no se observaron discrepancias, notas u observaciones anteriores que pudieran estar relacionadas con el suceso, por lo que este aspecto no contribuyó ni causó el suceso investigado.
- 7.3. La inspección realizada a los sistemas de la aeronave, determinó que habrían estado operando normalmente en los momentos previos al suceso, hasta que se presentó un ruido raro anormal asociado al funcionamiento del motor, momento en el cual se habría fracturado el eje de N2. Lo que de acuerdo al Service Bulletin N° 0031, causará síntomas similares a los asociados con una falla del gobernador en rango alto e indicación de pérdida de velocidad de la turbina de potencia del motor (N2).
- 7.4. La tripulación no reportó problemas de controles de vuelo ni de motor, excepto alarma de bajas RPM y luz indicadora de sobretorque.
- 7.5. El eje que conecta las RPM de N2 al gobernador de sobre velocidad se encontró fracturado, falla que pudo haber ocurrido en los instantes previos al accidente debido a que el rodamiento interno respectivo se encontró trabado con su canastillo desarmado y con pérdidas de material.

8. **CONCLUSIONES**

- 8.1. El operador cumplía con el Programa de Mantenimiento aceptado por la DGAC, en un Centro de Mantenimiento Aeronáutico (CMA) autorizado, aprobado, habilitado y vigente en el tipo de aeronave.
- 8.2. El estado de mantenimiento de la aeronave, no fue un factor causal ni contribuyente al suceso.
- 8.3. El ruido anormal asociado al funcionamiento del helicóptero en vuelo, puede asociarse al momento en que se habría trabado el rodamiento y posterior fractura del eje de N2.
- 8.4. La fractura del eje del gobernador de sobre velocidad, dejó sin indicación los instrumentos de torque y de N2 del helicóptero debido al trabamiento de su rodamiento por deterioro del canastillo.
- 8.5. Los daños observados en la aeronave, corresponden a la dinámica del suceso.

9. **RECOMENDACIÓN**

- 9.1. Que los operadores de este tipo de aeronave den a conocer a los pilotos el Service Bulletin de Avco Lycoming Textron N° 0031 del 01/01/1975.



---

EDMUNDO ASENJO HIDALGO  
INVESTIGADOR TÉCNICO

**APÉNDICE 1**

**A.- ANTECEDENTES DE LA AERONAVE**

<b>FABRICANTE</b>	Garlick. Type Certificate Holder: Helicópteros del Pacifico Ltda.		
<b>MODELO</b>	UH-1D		
<b>NÚMERO DE SERIE</b>	8115		
<b>AÑO FABRICACIÓN</b>	1968		
<b>PESO VACÍO</b>	5.558,8 lb.		
<b>PESO MÁXIMO DESPEGUE</b>	9.500 lb.		
<b>RANGOS DE CENTRO DE GRAVEDAD</b>	Peso (lb).	Delantero (in).	Trasero (in).
	A 9.500 lb o menos	+130,0	+144,0
<b>PLAZAS</b>	<b>TRIPULACIÓN</b> 01	<b>PASAJEROS</b> 12	
<b>HORAS DE VUELO AL DÍA DEL SUCESO</b>	<b>HRS. DE VUELO</b>	<b>FUENTE</b>	
	9.517,3	Folio N° 798 de la Bitácora de la aeronave.	
<b>ÚLTIMA INSPECCIÓN</b>	<b>FECHA</b>	<b>HRS. VLO.</b>	<b>TIPO</b>
	01/10/2018	9.419,0	Fase 1 del Ciclo 4.

**B.- ANTECEDENTES DEL MOTOR**

<b>FABRICANTE</b>	Lycoming
-------------------	----------

<b>MODELO</b>	T-53-L-13B
<b>NÚMERO DE SERIE</b>	7481/7482
<b>TIEMPO ENTRE OVERHAUL (TBO)</b>	2.400 horas
<b>TIEMPO DESDE NUEVO (TSN)</b>	4.990,6 horas.
<b>TIEMPO DE FUNCIONAMIENTO</b>	1.162,6 horas
<b>ÚLTIMA INSPECCIÓN Y FECHA</b>	De 100 horas, el 01/10/2018

**C.- ANTECEDENTES DE LAS PALAS DEL ROTOR PRINCIPAL**

<b>FABRICANTE / PART NUMBER</b>	Bell Helicopter Textron/205-015-150-101
<b>NÚMEROS DE SERIES</b>	Blade 1: D-FS-1452VB Blade 2: D-FS-1024ABV
<b>TIEMPO DESDE NUEVAS (TSN)</b>	3.253,0 horas 1.612,0 horas.
<b>LÍMITE DE VIDA</b>	10.000 horas
<b>ÚLTIMA INSPECCIÓN Y FECHA</b>	De 100 horas, el 05/06/2018

**D.- ANTECEDENTES DE LAS PALAS DEL ROTOR COLA**

<b>FABRICANTE / PART NUMBER</b>	Bell/204-2200-101
<b>NÚMEROS DE SERIES</b>	A-155; A-159

<b>TIEMPO DESDE NUEVO (TSN)</b>	1.401,5 horas 1.401,5 horas
<b>LÍMITE DE VIDA</b>	2.400 horas
<b>ÚLTIMA INSPECCIÓN Y FECHA</b>	De 100 horas el 05/06/2018.

<b>E.-DOCUMENTACIÓN A BORDO</b>				
<b>CERTIFICADO DE MATRÍCULA</b>	N° 17.548		<b>NÚMERO</b>	<b>USO</b>
			Libro 28/59/2018	Comercial.
<b>CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD (2) (Restringido)</b>	<b>NÚMERO</b>	<b>EMISIÓN</b>	<b>VENCIMIENTO</b>	<b>CATEGORIA</b>
	17944/2018	20/09/2018	19/09/2018	Restringido.
<b>MANUAL DE VUELO</b>	SI		<b>P/N</b> GHI UH1D/205 FRG	<b>REV. / FECHA</b> 05/NOV./2004
<b>BITÁCORA DE VUELO</b>	SI		<b>OBS.</b> Sin observaciones.	
<b>LISTA DE CHEQUEO</b>	SI		Sin observaciones.	

<b>F.- DOCUMENTACIÓN DE AERONAVEGABILIDAD</b>		
<b>PROGRAMA DE MANTENIMIENTO</b>	Conforme a lo establecido en el manual de mantenimiento del fabricante y aceptado por la DGAC.	
<b>HABILITACIÓN DEL CMA</b>	<b>CLASE</b>	<b>TIPOS DE AERONAVES</b>
	Inspecciones: Horarias hasta 300 hr. Calendarias hasta 24 m.	Bell y otros.
<b>MANUAL DE MANTENIMIENTO</b>	<b>NÚMERO</b>	<b>REVISIÓN / FECHA</b>
	MM Bell 407	Rev. 45 del 09/01/2017
<b>PLACA DE IDENTIFICACIÓN INCOMBUSTIBLE</b>	Instalada en la aeronave.	

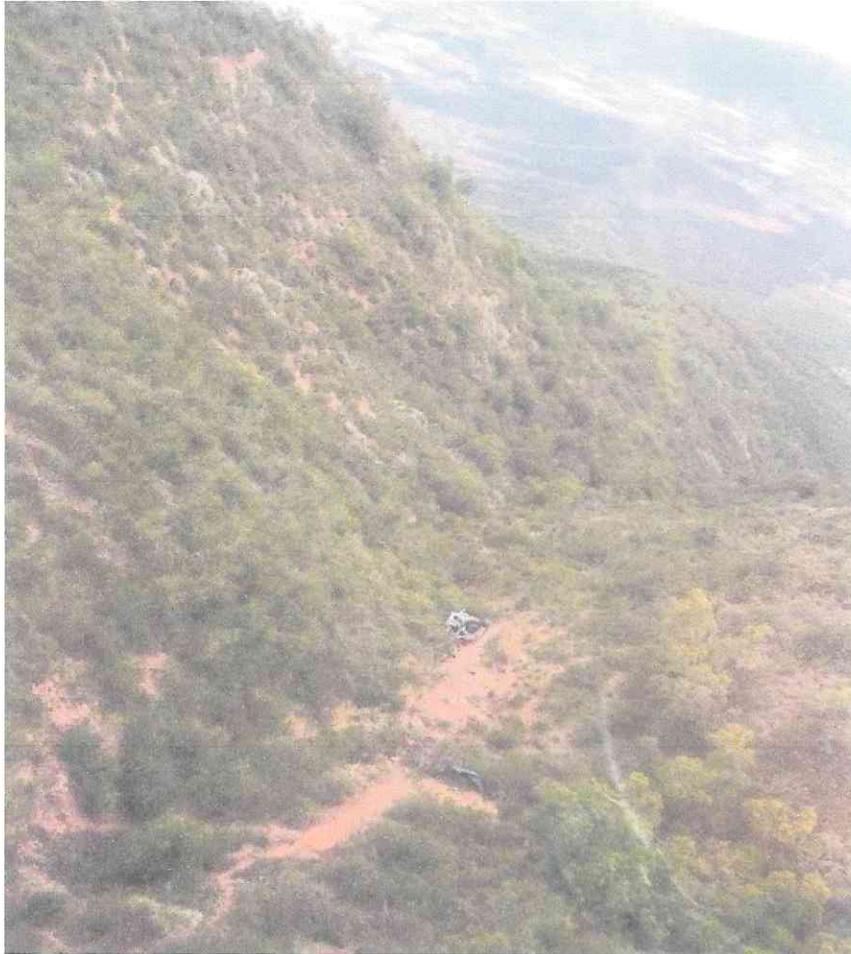
<b>MATERIA</b>	<b>REGISTROS</b>	<b>OBSERVACIONES</b>
<b>CERTIFICADO DE PESO Y BALANCE</b>	SI	Sin observaciones.
<b>BITÁCORA DE LA AERONAVE</b>	SI	Sin observaciones.
<b>BITÁCORA DE MOTOR</b>	SI	Sin observaciones.

**INFORME TÉCNICO**

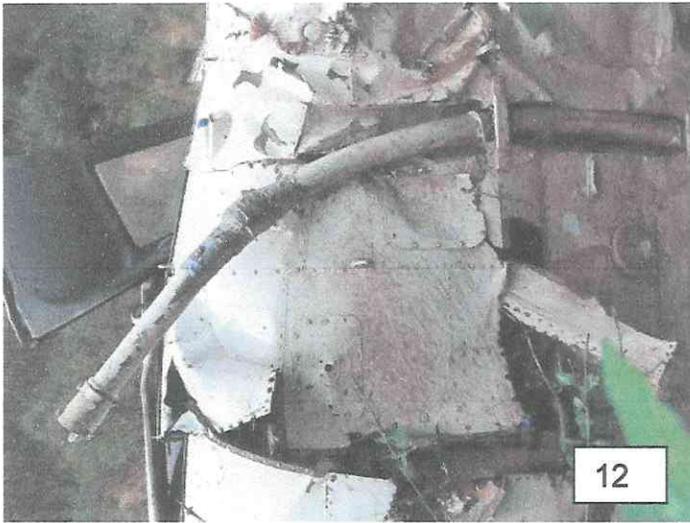
**APÉNDICE 2**

**CONTENIDO**

**FOTOGRAFÍAS PRINCIPALMENTE DE DAÑOS.**



**Foto N° 11 Vista general del lugar donde quedó la aeronave.**



**Fotos N° 12, 13, 14 y 15 muestran principales impactos contra el terreno.**