



INFORME FINAL DE INVESTIGACIÓN

ACCIDENTE DE AVIACIÓN

N°1935-21

Accidente de aviación que afectó a un helicóptero Bell Helicopter Textron, modelo 212, en la comuna de Olivar, Región del Libertador General Bernardo O'Higgins, el día 27 de enero de 2021.

Contenido

Lista de abreviaturas y términos.....	4
Antecedentes.....	5
Reseña del suceso	6
1. Información Factual.....	6
1.1 Antecedentes del vuelo	6
1.2 Lesiones de personas.....	7
1.3 Daños a la aeronave	7
1.4 Otros daños	8
1.5 Información sobre la tripulación.....	9
1.5.1 Piloto al mando	9
1.6 Información de la aeronave.....	10
1.6.1 Información general.....	10
1.6.2 Motores	10
1.6.3 Rotor principal	10
1.6.4 Rotor de cola	11
1.6.5 Estado de mantenimiento de la aeronave	11
1.6.6 Combustible.....	12
1.6.7 Documentación a bordo.....	12
1.6.8 Carga de la aeronave.....	13
1.7 Información meteorológica	13

1.8	Ayudas para la navegación	14
1.9	Comunicaciones	14
1.10	Información del sitio del suceso	15
1.11	Registradores de vuelo	15
1.12	Información sobre la aeronave y el impacto	16
1.12.1	Inspección en el sitio del suceso	16
1.12.2	Inspección interior de la cabina	19
1.12.3	Inspección posterior	20
1.13	Información médica y patológica	24
1.14	Incendio	24
1.15	Aspectos de supervivencia	24
1.16	Ensayos e investigación	24
1.16.1	Prueba funcional al sistema de indicación de RPM del rotor principal.	24
1.16.2	EXAMINATION OF A MODEL 212 MAIN DRIVESHAFT	25
1.17	Información sobre organización y gestión	27
1.17.1	Manual de Operaciones de la Empresa	27
1.17.2	Verificación Práctica de Maniobras y Procedimientos “Formato de Calificaciones del Manual de Operaciones de la Empresa”	28
1.18	Información adicional	28
1.18.1	Helicopter Flying Handbook (FAA-H-8083-21B) “Traducción de cortesía”	28
1.18.2	PILOT CHECKLIST	29
1.18.3	Diagrama de maniobra de autorrotación realizada según relato del piloto.	31

1.18.4	Manual de Mantenimiento Bell 212-MM-6 - Volumen 6.....	31
1.18.5	Relato del piloto al mando.....	33
1.18.6	Relato del piloto al mando que realizó la evacuación aérea.....	34
1.18.7	Relato del mecánico que inspeccionó la aeronave antes del despegue	34
1.19	Técnicas de investigación útiles o eficaces.....	34
2	Análisis.....	34
3	Conclusiones.....	36
4	Causas / Factores Contribuyentes.....	37
4.1	Causas.....	37
4.2	Factores contribuyentes	38
5	Recomendaciones sobre seguridad.....	38
6	Listado de apéndices.....	38

Lista de abreviaturas y términos

AUTORROTACIÓN	Procedimiento de emergencia.
AVGAS	Gasolina de aviación
CG	Centro de gravedad
CMA	Centro de Mantenimiento Aeronáutico
DGAC	Dirección General de Aeronáutica Civil
ELT	Trasmisor Localizador de Emergencia
FLARE	Frenado aerodinámico
GW	Peso bruto
Hd	Altitud de densidad
HL	Hora local
HR	Hora (s)
hPa	Presión atmosférica medida en hectopascal
IN	Unidad de medida pulgada
Kt	Velocidad expresada en Nudo
LB	Unidad de medida libra
MDS	Main Drive Shaft
N/A	No aplica
PMD	Peso máximo de despegue
PV	Peso vacío
RPM	Revoluciones por minuto
UTC	Tiempo universal coordinado

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 INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN" (DAR-13), 3RA. EDICIÓN, APROBADO POR DECRETO SUPREMO Nº302, DE FECHA 20 DE OCTUBRE DE 2020, PUBLICADO EN EL DIARIO OFICIAL EL 12 DE FEBRERO DE 2021.

LA TÉCNICA UTILIZADA Y LOS PROCEDIMIENTOS INVESTIGATIVOS, ESTÁN ORIENTADOS A LA DETERMINACIÓN DE LAS CAUSAS QUE ORIGINARON EL SUCESO, Y NO OBEDECEN A OTROS FINES QUE NO SEAN LA PREVENCIÓN.

EL USO DE LOS RESULTADOS AQUÍ ALCANZADOS, DE SER UTILIZADOS PARA OTROS FINES QUE NO SEAN LA PREVENCIÓN, PODRÍA TERGIVERSAR LOS RESULTADOS ESPERADOS.

Reseña del suceso

El día 27 de enero del 2021, un piloto comercial de helicóptero, al mando de una aeronave Bell Helicopter Textron, modelo 212, sin pasajeros a bordo, realizaba un vuelo de traslado desde la comuna de Pelarco, Región del Maule, hacia el Aeródromo Eulogio Sánchez (SCTB), Región Metropolitana. Luego de 40 minutos de vuelo, la aeronave tuvo una caída abrupta de las RPM del rotor principal, obligando al piloto a ejecutar un descenso de emergencia en **autorrotación**¹, próximo a la ruta de vuelo, en la comuna de Olivar, Región del Libertador General Bernardo O' Higgins, para finalmente impactar en forma brusca contra el terreno. A consecuencia de lo anterior, el piloto resultó con lesiones graves y la aeronave con daños.

1. Información Factual

1.1 Antecedentes del vuelo

El día 27 de enero del 2021, a las 10:00 HL, un piloto comercial de helicóptero, al mando de la aeronave Bell Helicopter Textron, modelo 212, despegó desde el sector de Auquil, comuna de Pelarco, Región del Maule con destino al Aeródromo Eulogio Sánchez (SCTB), Región Metropolitana.

Transcurrido 40 minutos de vuelo, cuando la aeronave se encontraba sobrevolando la comuna de Olivar, 5 millas al sur de la ciudad de Rancagua, a una altura de 1.600 pies sobre el terreno (487 metros) y a una velocidad entre 95 a 100 nudos aproximadamente, se produjo una caída abrupta de las RPM del rotor principal.

De acuerdo con el relato del piloto, al observar la falla y viendo que comenzaba a descender sobre un sector poblado, realizó el procedimiento de autorrotación, prolongando su trayectoria de descenso hacia un sector despejado al norte de su posición.

¹ **Autorrotación:** Se refiere a la maniobra de descenso donde se desconecta el motor del sistema de rotor principal y este es movido por el aire durante el descenso (Ref. FAA-H-8083-21B).

Al llegar al sector seleccionado, el piloto señaló que se percató que llevaba mucha velocidad, motivo por el cual, decidió realizar el **flare**² más alto de lo normal, aproximadamente a 40 metros del terreno, para asegurar el sitio seleccionado.

A raíz de lo anterior, la aeronave impactó con alta energía contra el terreno, provocando que rebotara y girara, quedando en la dirección contraria a la trayectoria de vuelo, con los motores funcionando y el rotor principal detenido.

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

1.2 Lesiones de personas

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

1.3 Daños a la aeronave

- **Fuselaje:** Nariz de la aeronave destruida y colapsada hacia abajo. Zona inferior del fuselaje deformada, abollada y su recubrimiento con fracturas; puertas de piloto y copiloto desprendidas de sus soportes; asiento del piloto inclinado hacia adelante con los soportes delanteros deformados; parabrisas izquierdo destruido y derecho con trizaduras y deformación; ventanillas superiores izquierda y derecha destruidas; ventanillas de puertas una destruida y la otra parcialmente destruida; pisadera de acceso a cabina de pasajeros fracturada; espejo de verificación de carga externa destruido; cortacable superior se encontraba deformado e inclinado hacia la izquierda; cortacable inferior fracturado y desprendido; antenas VHF FM deformadas y una antena VHF fracturada.

² **Flare:** Maniobra de desaceleración (Ref. FAA-H-8083-21B).

- **Sección de cola**: Cono de cola y el estabilizador vertical fracturados y desprendidos del fuselaje en la zona de unión con el fuselaje; estabilizadores horizontales desprendidos de la aeronave con sus puntos de anclaje fracturados y el recubrimiento inferior del estabilizador izquierdo desprendido.
- **Tren de aterrizaje**: Tubos cruzados deformados, abiertos e inclinados hacia atrás; fitting de unión a los tubos deslizantes con fracturas instantáneas; tubo cruzado delantero del lado izquierdo, fracturado en la zona de unión al fitting de amarre al tubo deslizante.
- **Rotor principal**: Tube assy fracturado (P/N° 212-010-404-005), con fracturas de tipo instantáneo, atribuibles al impacto contra el terreno; ambos links assy (P/N° 204-011-127-003) desprendidos de su posición, con inserto ubicados en el “hub and Blade assy” arrancados y con su ferretería correspondiente; una de sus palas curvada hacia abajo y con restos de una cazoleta del estabilizador horizontal.
- **Rotor de cola**: La pala marcada con color amarillo fracturada y con pérdida de material; los ejes de transmisión estaban enteros y desconectados en sus uniones; una sección se encontró deformada y separada del helicóptero; una barra de control anti-torque fracturada en la zona de corte del cono de cola y otra en la unión con los mecanismos de control anti-torque en el rotor de cola.
- **Transmisión Principal**: Se encontraba fuera de su posición, inclinada hacia adelante y a la izquierda de la aeronave, con sus montantes cortados; el eje de transmisión principal Main Drive Shaft (MDS) estaba desconectado de la transmisión con los dientes del acoplamiento interior desgastados; el eje de transmisión del rotor de cola desprendido en la unión del acoplamiento delantero con la transmisión.
- **Motores**: El motor izquierdo con su tobera de escape parcialmente aplastada y su capota superior con evidencia de sobre temperatura; soporte del brazo de control en la unidad de control de combustible, fracturado; motor derecho con su tobera de escape deformada por aplastamiento.
- **Sistema hidráulico**: El estanque de líquido hidráulico izquierdo con fracturas instantáneas en salida de presión, con evidencia de derrame de líquido hidráulico.
- **Sistema eléctrico**: Las cablerías ubicadas detrás del panel de instrumentos en el área de la cabina de mando se encontraron desgarradas, cortadas y con daños en su aislación; la batería de la aeronave desprendida de su alojamiento.

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre la tripulación

1.5.1 Piloto al mando

Edad	59 años	
Nacionalidad	Chileno	
Tipo de licencia	Piloto comercial de helicóptero	
Habilitaciones	Clase	N/A
	Tipo	LAMA-Bell212-Bell206/206L-Bell204/205/UH-1 Series-HUCO-AS350/350B3-Bell212/412-SUCO-A119.
	Función	Instructor de vuelo
Examen médico	Vigente	Si
	Apto	Si
Suceso anterior	Accidente. 30.03.2010. Causa, pérdida de eficiencia del rotor de cola del helicóptero al ser afectado por el viento de cola en el área de azimut crítico de viento, que ocasionó una pérdida de control por parte del piloto, impactando sin control contra el terreno.	

Experiencia	Horas de vuelo
Total	7.100:42
En el material	1.367:48
24 horas previas	1:30
7 días previos	34:12
90 días previos	79:36
Fuente de información	Bitácora personal de vuelo, relato del piloto y registro de la empresa.

1.6 Información de la aeronave

1.6.1 Información general

Aeronave	Helicóptero	
Fabricante	Bell Helicopter Textron	
Modelo	212	
N° Serie	30615	
Año Fabricación	1974	
Horas de vuelo	37.184,6	
Pesos Certificados	PV	6.863,0 libras
	PMD	11.200 libras
Última inspección	16.06.2020, Inspección de 600 horas/12 meses parte B.	

1.6.2 Motores

Posición	1	2
Fabricante	Pratt & Whitney Canada Corp	Pratt & Whitney Canada Corp
Modelo	PT6T-3B	PT6T-3B
Número de Serie	CP-PS-627336	CP-PS-62859
Última inspección	26.01.2021, Inspección de 150 horas/6 meses y de 150 horas / 12 meses.	26.01.2021, Inspección de 150 horas/6 meses y de 150 horas / 12 meses.

1.6.3 Rotor principal

Palas	1	2
Fabricante	Bell Helicopter Textron	Bell Helicopter Textron
N° de parte	212-015-501-115	212-015-501-115
Número de Serie	BH138298	BH405682
Última inspección	22.01.2021 a las 37.159,9 horas cada 25 horas	22.01.2021 a las 37.159,9 horas cada 25 horas

1.6.4 Rotor de cola

Palas	1	2
Fabricante	Bell Helicopter Textron	Bell Helicopter Textron
N° de parte	212-010-750-133	212-010-750-133
Número de Serie	A-19132	A-19202
Última inspección	22 enero 2021 a las 37.159,9 horas cada 25 horas	22 enero 2021 a las 37.159,9 horas cada 25 horas

1.6.5 Estado de mantenimiento de la aeronave

La revisión de los registros de aeronavegabilidad continuada permitió establecer que el operador cumplía con el Programa de Mantenimiento aprobado para el tipo de aeronave conforme a la normativa aeronáutica, en un Centro de Mantenimiento Aeronáutico (CMA) autorizado, habilitado y vigente en la marca y modelo de aeronave.

El 26 de enero del 2021, a las 37.182,8 horas de la aeronave y 1,8 horas de funcionamiento, antes del suceso investigado, de acuerdo a la Orden de Trabajo N°B200166, se dio término a la inspección a ambos motores (150 horas / 6 meses, 150 horas 12 meses y 50 horas compressor wash recovery), además se efectuó la “Lubricación del Main Drive Shaft (MDS)” (cada 600 horas o 12 meses) de acuerdo al “Component Repair and Overhaul Manual BHT-212-CR&O-3, párrafo 63-3”, efectuando el desmontaje, la limpieza, inspección, lubricación, ensamblado e instalación del MDS, para posteriormente efectuar pruebas funcionales a la aeronave, todo sin observaciones.

Al término de los trabajos, el CMA encargado emitió la respectiva conformidad de mantenimiento, certificando que los trabajos e inspecciones se realizaron en forma satisfactoria de acuerdo con el Manual de Mantenimiento BHT- 212-MM y que la aeronave se encontraba en condiciones para retornar al servicio.

Según Informe remitido por la empresa operadora y el relato del mecánico que inspeccionó la aeronave antes del despegue, previo al suceso investigado, no se observaron fugas o daños en el eje ni descoloración de los Temp Plates (Indicadores de Sobre temperatura) del MDS.

En la bitácora de vuelo de la aeronave con fecha 27 de enero 2021 se encontró registrado el cumplimiento de la Inspección Especial Diaria, sin observaciones.

Según el “Informe Técnico” emitido por el operador de la aeronave, de fecha 10 de febrero 2021 (posterior al suceso), el proceso seguido en la ejecución de la tarea de “Lubricación del MDS” en la aeronave, las condiciones ambientales tales como; luz, temperatura, ruido y humedad eran adecuadas.

De acuerdo con las licencias y habilitaciones remitidas por el operador del personal que realizó el proceso de lubricación del eje principal de transmisión MDS, estos contaban con sus licencias, habilitaciones y recurrent vigentes en el material en comento.

1.6.6 Combustible

El combustible utilizado en la aeronave correspondía a JET A-1.

Según consta en el “Comprobante de Entrega de Combustible” de la empresa operadora, la cantidad de combustible cargado en la aeronave para el vuelo fue de 422 litros (753,6 lb).

Según el registro de Peso y Balance entregado por el piloto, la aeronave despegó con 799,6 litros (1.428 lb) de combustible en su estanque.

Según las declaraciones de testigo y el piloto al mando, los motores continuaron en funcionamiento un tiempo prolongado posterior al impacto contra el terreno, deteniéndose hasta el agotamiento del combustible.

1.6.7 Documentación a bordo

Documentación	Condición
Certificado de Matrícula	Sin observaciones.
Certificado de Aeronavegabilidad	Sin observaciones.
Manual de vuelo	Sin observaciones.
Bitácora de vuelo	Sin observaciones.

Lista de verificaciones	Sin observaciones.
--------------------------------	--------------------

1.6.8 Carga de la aeronave

De acuerdo con los antecedentes entregados por el piloto al mando, el peso de la aeronave al despegue habría estado dentro de los rangos permitidos.

Pesos	PV	6.863 lb.		
	Configuración	57 lb.		
	Piloto	200 lb.		
	Pasajeros	No.		
	Carga	134 lb.		
	Combustible	1.428 lb.		
	Peso al despegue	8.682 lb.		
	PMD	11.200 lb.		
Centro de gravedad	Límites	Delantero (+130.0)	Trasero (+144.0)	Lateral Lh - 4,7 In Rh + 6,5 In
	CG del despegue	142,48 Inch		1,28 Inch

1.7 Información meteorológica

El Informe Técnico Operacional N° 038/21 de la Dirección Meteorológica de Chile, señaló que las condiciones meteorológicas para el día 27 de enero de 2021, entre las 10:00 hora local y las 11:00 hora local, en el sector El Olivar, comuna de Olivar, Región del Libertador General Bernardo O' Higgins, eran:

“CONCLUSIONES:

El día 27 de enero de 2021, entre las 10:00 y 11:00 hora local, en el sector El Olivar, comuna de Olivar, Región del Libertador Bernardo O’Higgins, la configuración en superficie es margen anticiclónico débil.

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

Según la información de reanálisis NCAR/UCAR, de las 12:00 hora local (09 UTC), se registraron movimientos de ascenso sobre la zona.

De acuerdo con la información de reanálisis NCAR/UCAR de las 09:00 hora local del día 27 de enero de 2021, se aprecia temperaturas de 14°C hasta 18°C en el nivel de 850 hPa (1500 m apróx.) y de 18°C a 22°C en el nivel de 925 hPa (750 m aprox.).

1.8 Ayudas para la navegación

No aplica.

1.9 Comunicaciones

Según los registros de audio, el piloto al mando tomó contacto con la Torre de Control del Aeródromo “La Independencia” (SCRG), notificando su posición, altura, lugar de despegue, destino y solicitó cruzar al este del control.

De acuerdo con el relato del piloto, este notificó la emergencia en frecuencia Torre SCRG, de lo cual no hay registro en las grabaciones.

Al momento de la emergencia se pudo escuchar que otros tráficos, también mantenían contacto con la Torre de Control.

No hay registros que el piloto al mando haya notificado anomalías o fallas de la aeronave previo al suceso.

1.10 Información del sitio del suceso

La aeronave se encontraba en un terreno ubicado en la comuna de Olivar, Región del Libertador General Bernardo O'Higgins, en las coordenadas $34^{\circ}12'10''\text{S}$, $70^{\circ}45'58''\text{O}$, con una elevación de 510 metros (1.673 pies), con dimensiones de 400 x 480 metros. El terreno se encontraba libre de vegetación y construcciones, de superficie de tierra y consistencia dura. Al norte del sitio del suceso, existen construcciones de viviendas.



Imagen 1: Lugar del suceso

1.11 Registradores de vuelo

De acuerdo con la información entregada por la empresa operadora, la aeronave contaba con un sistema de seguimiento de flota, el cual entregó como última posición la siguiente información:

- *Timestamp:* 27 ene.2021; 10:40:00 local
- *Position:* $34^{\circ}14'02,0''\text{S}$; $070^{\circ}47'03,6''\text{W}$
- *Altitude:* 3.245 ft
- *Track:* $034,0^{\circ}$
- *Speed:* 121 nudos.

Los datos anteriores, ubican a la aeronave a 3,8 Kilómetros al sur del lugar del accidente, aún en un vuelo a nivel.

1.12 Información sobre la aeronave y el impacto

1.12.1 Inspección en el sitio del suceso

El equipo investigador inspeccionó el lugar del suceso, en la comuna de Olivar y posteriormente la aeronave, obteniendo las siguientes evidencias:

- La aeronave se encontraba en la dirección 246° suroeste, opuesta a la trayectoria de vuelo
- El fuselaje de la aeronave se encontró con deformaciones; el tren de aterrizaje, con los tubos cruzados, abiertos e inclinados hacia atrás; el mástil del rotor principal, colapsado y desviado hacia la izquierda; parte del cono de cola desprendido del fuselaje (Fotografía 1).



Fotografía 1: De la aeronave en el sitio del suceso.

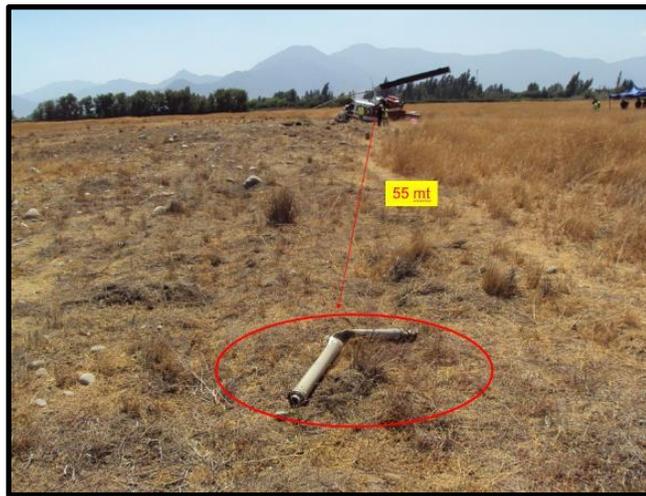
- La cabina de mando se encontró colapsada en su parte delantera y con integridad de sus sistemas de control e instrumentos.
- No se observaron deformaciones, marcas, ni desprendimientos en las palas del rotor principal, asociadas a alta energía rotacional.

- En una de las palas del rotor principal, se observó un fragmento del estabilizador horizontal, incrustado en la superficie inferior, asociada al impacto con la estructura posterior de la aeronave.
- La tobera de escape del motor N°1, se encontró deformada, asociada al impacto con una de las palas del rotor principal. Además, se observaron indicios de sobre temperatura en la pintura de la capota superior y tobera del mismo motor, producto de una fuga de los gases de escape al quedar funcionando los motores en tierra posterior al impacto contra el terreno.
- Partes del estabilizador vertical y el rotor de cola se encontraron desprendidos del fuselaje, a una distancia de 10 y 21 metros respectivamente, ubicados al noreste de la posición final de la aeronave (Fotografía 2).



Fotografía 2: Partes del estabilizador vertical y rotor de cola.

- A una distancia de 55 metros a la izquierda de la aeronave, se encontró una sección del eje de la transmisión del rotor de cola (Fotografía 3).



Fotografía 3: Parte del eje de transmisión del rotor de cola

- A 13 metros delante, en dirección sur, se observaron marcas y restos de pintura, asociados a un primer contacto de la aeronave con el terreno (Fotografía 4).



Fotografía 4: Marcas del primer contacto de la aeronave con el terreno.

- El MDS estaba desconectado de la Transmisión Principal, los dientes de engrane del acoplamiento con evidencia de desgaste (Fotografías 5 y 6).



Fotografías 5 y 6: Desconexión del MDS con la Transmisión Principal.

1.12.2 Inspección interior de la cabina.

- Los instrumentos se observaron sin deterioro visible y con las marcas de rango de operación de acuerdo con lo establecido en el Manual de Vuelo.
- Se revisaron los bastones colectivo y cíclico, encontrándose continuidad de movimiento hasta las barras de control en el rotor principal.
- Se verificó el control de pedales hasta la sección de cono de cola fracturada, observando movimiento de las barras de control hasta esta zona.
- Se verificó el control de los aceleradores hasta las unidades de control de combustible, permitiendo el accionamiento de los brazos de control en ambos motores.
- Los extintores de incendio de los motores se encontraron sin activar y con las palancas de accionamiento ubicadas en la cabina en posición adentro (no activadas).
- Los ejes de transmisión del rotor de cola se encontraron lubricados, sin evidencia de daño en los dientes de sus engranajes; la sección que se desprendió se encontró deformada.
- Una revisión al sistema eléctrico de la aeronave permitió establecer que la batería se había desprendido de su alojamiento, quedando ubicada fuera de la aeronave, detrás de esta, atribuible al impacto de la aeronave contra el terreno.
- Las cablerías ubicadas detrás del panel de instrumentos en el área de la cabina de mando se encontraron con evidencias de cortes, desgarros y daños en su aislación,

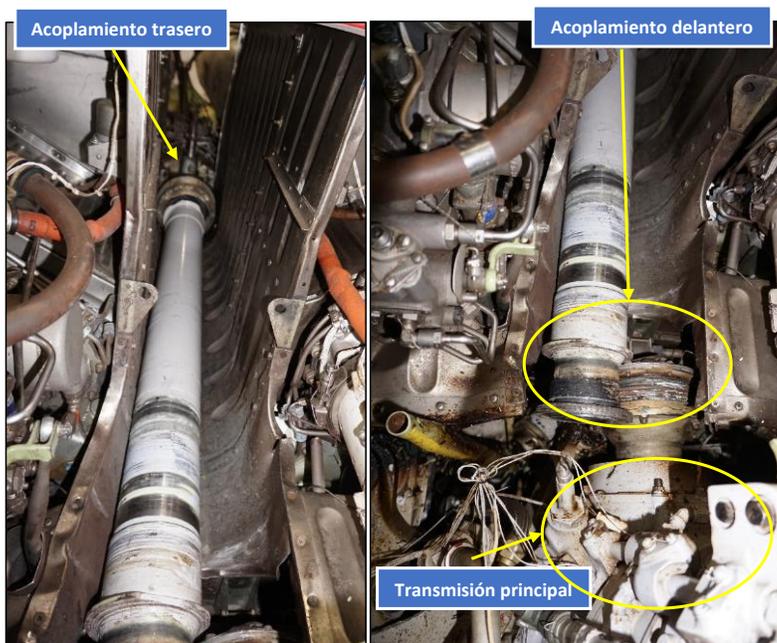
todo ello atribuible al colapso de la nariz de la aeronave durante el impacto contra el terreno.

- Se pudo comprobar la integridad de la aeronave, no hubo desprendimiento de partes o piezas de la aeronave, previo al impacto con el terreno.

1.12.3 Inspección posterior

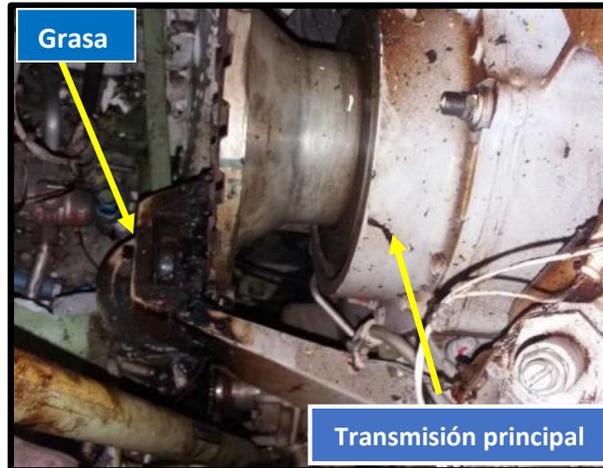
Una vez retirada la aeronave del sitio del suceso, fue inspeccionada con apoyo de un CMA autorizado, habilitado y vigente, donde se efectuó la siguiente inspección:

- Se verificó el giro de la transmisión principal, a través del accionamiento del acoplamiento de conexión al MDS, sin observaciones.
- Se efectuó una inspección visual al MDS, encontrándose su acoplamiento trasero unido a la caja de combinación que transmite la potencia de los motores, con evidencia de grasa en las paredes del alojamiento y su bota rasgada; el acoplamiento delantero que une el MDS con la Transmisión Principal se encontró desprendido (Fotografías N°7 y 8).



Fotografía N°7 y 8: Acoplamientos trasero y delantero del MDS.

- Al inspeccionar el área de conexión del acoplamiento delantero del MDS con la transmisión, se encontró grasa diseminada en la parte inferior y en las paredes del alojamiento de la transmisión (Fotografía N°9).



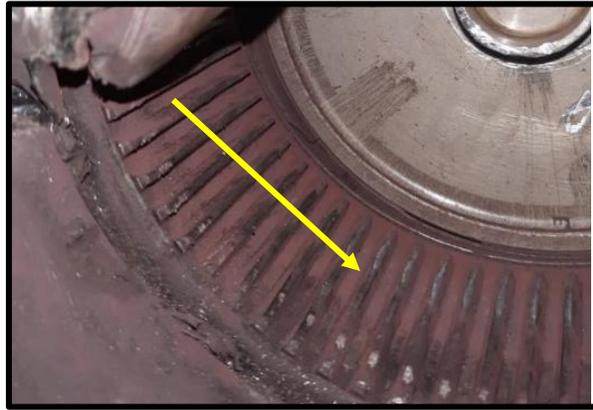
Fotografía N°9: Grasa en la zona exterior de conexión del acoplamiento delantero.

- La sección del acoplamiento delantero que permanecía afianzado a la transmisión principal mostraba en su exterior evidencia de haber estado expuesto a alta temperatura, sus indicadores de sobre temperatura (Temp Plates) estaban quemados, su interior estaba seco y sin grasa, cubierto por un residuo de color café rojizo, la bota de goma del acoplamiento estaba destruida solo con evidencia de restos de su estructura (Fotografías N°10 y 11).



Fotografías N°10 y 11: Acoplamiento delantero con sobre temperatura y sin grasa.

- Además, se pudo observar en el acoplamiento delantero que sus dientes tenían evidencia de deformación (Fotografía N°12).



Fotografía N°12: Interior del acoplamiento delantero y sus dientes..

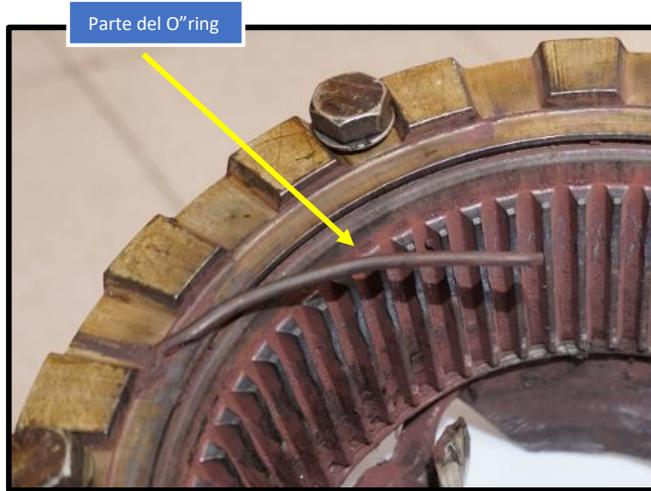
- En el extremo delantero del MDS, que forma parte del acoplamiento de unión a la transmisión (inner coupling), se pudo observar que sus dientes de engranaje estaban gastados con evidencia de exposición a alta temperatura (Fotografía N°13).



Fotografía N°13: Acoplamiento interior.

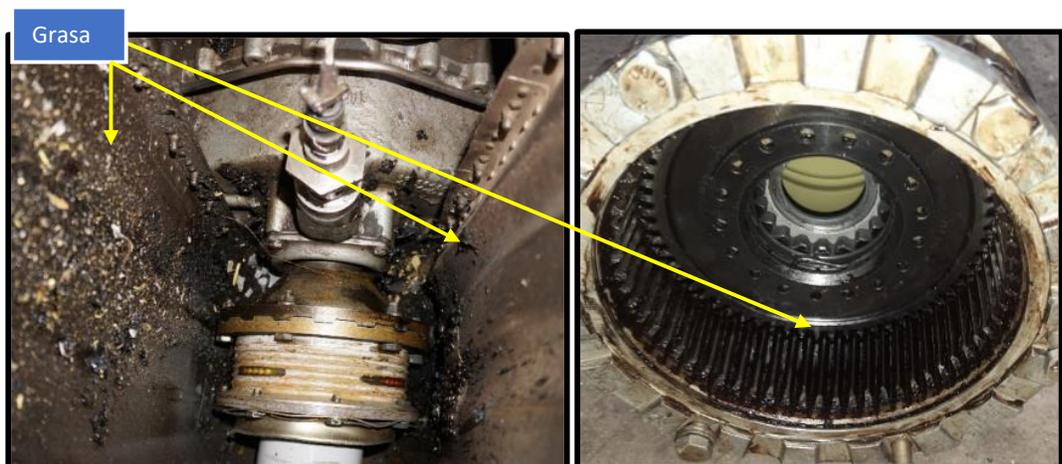
- Al desmontar la parte del acoplamiento delantero que quedó unido a la transmisión, se desprendió el seguro y la tapa que mantiene la grasa en el interior del acoplamiento. La

empaquetadura (o"ring) que se ubica en la tapa, se encontraba partida y una sección permanecía adherida al acoplamiento (Fotografía N°14).



Fotografía N°14 Muestra la empaquetadura adherida al acoplamiento exterior.

- Al inspeccionar el Acoplamiento Trasero del MDS que va unido a la caja de combinación que transmite la potencia desde los motores, se encontró grasa en las paredes adyacentes. Posteriormente, se desmontó el acoplamiento verificando que su bota se encontraba deformada, y sus engranajes con evidencia de grasa (Fotografías N°15 y N°16).



Fotografías N°15 y 16: Acoplamiento trasero MDS, conexión caja de combinación.

- Se inspeccionaron los Chip Detector en la caja de 42° y 90° del rotor de cola, no encontrando partículas magnéticas.
- Se inspeccionaron visualmente los filtros de aceite de ambos motores, no encontrando evidencia de contaminación por partículas metálicas.
- Se efectuó una inspección visual al sistema de indicación de RPM de Rotor Principal, desmontándose el Generador Tacómetro y el Indicador Tacómetro, encontrándose en buen estado, sin evidencia de daños.
- Se revisó en forma visual el “Detector de RPM Limit” P/N°1372-1-101 S/N°1299, encontrándose el conector eléctrico con todos sus pines y su carcasa exterior deformada.

1.13 Información médica y patológica

Según consta en el informe médico al piloto al mando se le diagnosticó:

- Politraumatismo con lesiones de carácter grave.

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Aspectos de supervivencia

El piloto al mando fue sacado de la cabina por equipos de emergencia y posteriormente trasladado al Hospital Regional, vía aérea.

El transmisor localizador de emergencia (ELT) se encontró activado.

El asiento del piloto se encontró afianzado a su sistema de soporte, levemente inclinado hacia delante. Los cinturones, arneses de seguridad y casco se encontraron en buenas condiciones.

1.16 Ensayos e investigación

1.16.1 Prueba funcional al sistema de indicación de RPM del rotor principal.

Se efectuó una prueba funcional al Generador tacómetro, Indicador tacómetro y al Detector de RPM Limit. La prueba fue efectuada con el equipo “1790 TACHOMETER TESTER”, donde se obtuvo como resultado que la indicación del Indicador Tacómetro estaba de acuerdo con la señal producida por el Generador Tacómetro y equivalente con las RPM

indicadas por el equipo de prueba. La luz de advertencia funcionó correctamente y la alarma audible se mantuvo encendida durante toda la prueba (Fotografía N°17).



Fotografía N°17 Prueba funcional de instrumentos.

- Se comprobó continuidad en la cablería asociada al sistema de indicación de RPM del Rotor Principal, con multímetro digital, encontrándose sin observaciones.

1.16.2 EXAMINATION OF A MODEL 212 MAIN DRIVESHAFT

Inspección al Eje de Transmisión Principal (MDS) y su acoplamiento delantero (Traducción de cortesía).

“LABORATORIOS INGENIERÍA BELL (EE.UU)”

Cuando se inspeccionó en el laboratorio, no quedaba grasa visible en o sobre los dientes de los acoplamientos macho o hembra en el extremo del eje de transmisión. El acoplamiento macho todavía estaba unido al conjunto del eje de transmisión, pero todos los dientes se habían desgastado hasta la raíz (Imagen 1 y 2). Parte de la deformación observada en los bordes del acoplamiento macho había ocurrido cuando el acoplamiento estaba lo suficientemente caliente como para ablandar el acero. La tuerca de retención del acoplamiento macho se soltó en el laboratorio con relativamente poco esfuerzo. El seguro de bloqueo todavía estaba instalado correctamente. Aproximadamente a 0,5 pulgadas del extremo de la transmisión, los dientes del acoplamiento hembra se habían deformado por el contacto con el acoplamiento macho. Los dientes del engranaje estaban recubiertos por un polvo rojo que fue determinado por espectroscopia de rayos X dispersiva de energía (EDS) siendo principalmente óxido de hierro, silicio y magnesio (Imagen 2). Se realizó una prueba de quemado en la FIL, con la grasa tomada del lado del motor, del eje de

transmisión principal, se calentó hasta 1000 ° F. El análisis de EDS de los restos de grasa quemada del laboratorio mostró que los restos eran principalmente silicio y magnesio con otros oligoelementos. El silicio y el magnesio indicaron que el polvo rojo probablemente contenía restos de la grasa quemada, y el óxido de hierro produjo el color rojo en los residuos de polvo. Se observaron daños extensos y decoloración en la superficie del diámetro exterior, y las plantillas indicadoras de temperatura desaparecieron. En el lado de la transmisión, el eje de transmisión principal se sobrecalentó durante el evento que condujo al accidente, y las partes circundantes se ablandaron debido a las altas temperaturas.

Una parte de la junta tórica (o´ring), normalmente asentada en la ranura de la placa de retención, se encontró adherida al borde del acoplamiento hembra. También se encontraron partes adicionales de la junta tórica, identificadas por la espectroscopia infrarroja de transformada de Fourier (FTIR), en la ranura del anillo de retención en el acoplamiento (Imagen 3). La junta tórica se había soltado de su asiento en la placa de retención y se había alojado en la ranura del anillo de retención y entre las superficies de contacto de la espiga de entrada principal y el acoplamiento hembra del eje de transmisión principal.

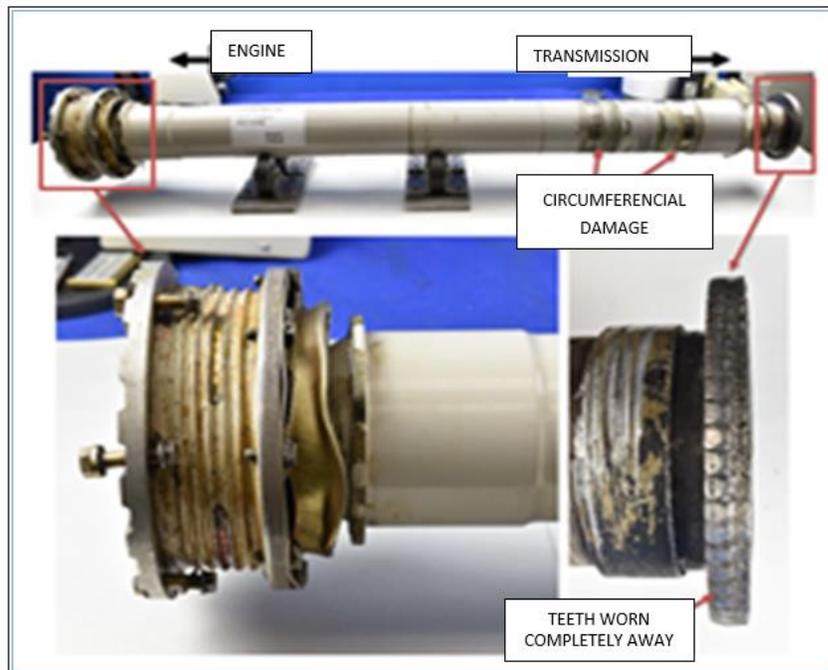


Imagen N°1: Main driveshaft.

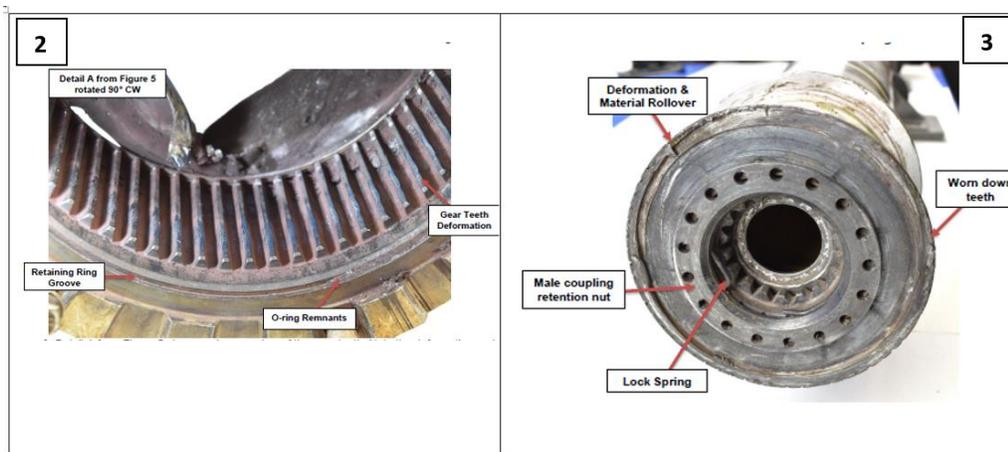


Imagen N°2 y N°3: Acoplamiento delantero

Conclusiones del examen.

Los acoplamientos del eje de transmisión principal del extremo de la transmisión tenían desgaste, deformación y decoloración como resultado de las altas temperaturas.

Los dientes del engranaje de acoplamiento macho del extremo de la transmisión (inner coupling) se habían recalentado y desgastado por completo. El sobrecalentamiento y desgaste de los dientes del engranaje de acoplamiento macho se produjo debido a una lubricación inadecuada.

No se pudo determinar de manera concluyente cómo o por qué el acoplamiento tenía una lubricación inadecuada. Algunos escenarios podrían ser: pudo haber ocurrido porque no se puso suficiente grasa en el acoplamiento durante el mantenimiento; la grasa también podría haber escapado a través del lado de la placa de retención del conjunto si no se instaló correctamente; o podría haberse filtrado a través del extremo de la bota del ensamblaje.

1.17 Información sobre organización y gestión

1.17.1 Manual de Operaciones de la Empresa

- De acuerdo con el Manual de Operaciones de la empresa, el piloto al mando se encontraba registrado como dotación de pilotos eventuales de helicóptero de la

empresa operadora y la aeronave se encontraba autorizada para realizar trabajos aéreos.

- El Manual de Operaciones señala en el punto 1.23, “Instrucciones sobre cómo y cuándo usar las Listas Normales de Verificación”.
 - 1) La empresa operadora, mantiene disponibles en todas sus aeronaves, listas de chequeo actualizadas y aprobadas por el fabricante para procedimientos normales y de emergencias.
 - 2) Esta lista de chequeo aprobada incluye todos los ítems necesarios para que los tripulantes de vuelo puedan verificar en forma segura los procedimientos, antes de poner en marcha los motores, los despegues y aterrizajes y en casos de falla de motor o sistemas. Esta lista de chequeo está diseñada de manera tal que los tripulantes de vuelo no requieran hacer uso de su memoria para verificación de cada ítem de los procedimientos contenidos en la lista.
 - 3) Esta lista de chequeo aprobada estará disponible permanentemente para su uso en la cabina de mando de la aeronave y la tripulación de vuelo deberá ceñirse a ella en forma estricta cuando opere la aeronave.

1.17.2 Verificación Práctica de Maniobras y Procedimientos “Formato de Calificaciones del Manual de Operaciones de la Empresa”

Con fecha 26 de agosto del 2019, el piloto realizó la verificación práctica de maniobras en la cual se encontraban las siguientes:

- Autorrotación de estacionario.
- Descenso en autorrotación y recuperación con potencia.

1.18 Información adicional

1.18.1 Helicopter Flying Handbook (FAA-H-8083-21B) “Traducción de cortesía”

Autorrotación

- Es una maniobra de apagado en la que el motor se desconecta del disco del rotor principal y las palas del rotor son impulsadas únicamente por el descendente flujo de aire a través del rotor. En otras palabras, el motor ya no suministra energía al rotor principal. La razón más común para una autorrotación es la falla del motor o **la línea de transmisión...**”.

- Si se aplica demasiado colectivo demasiado pronto durante la etapa final de la autorrotación, la energía cinética puede agotarse, lo que resulta en poco o ningún efecto de amortiguación disponible. Esto podría resultar en un aterrizaje forzoso con el correspondiente daño al helicóptero.



Imagen: Etapas de autorrotación

1.18.2 PILOT CHECKLIST

PROCEDIMIENTOS ANORMALES Y DE EMERGENCIA

Pág.12 “FALLO DEL EJE PRINCIPAL DE POTENCIA”

La rotura del eje de potencia a la transmisión tiene como resultado la pérdida total de potencia al rotor principal.

Aunque las indicaciones del fallo en cabina son **similares al fallo de los dos motores**, es imperativo el **establecimiento inmediato del procedimiento de autorrotación**, ya que, una reacción tardía a las indicaciones resultará en una pérdida total de control

Indicaciones: (extracto)

- Guiñada a la izquierda
- Caída rápida de NR
- Rápido incremento de N 2
- Luz **RPM** encendida y audio sonando
- Posible incremento de ruido debido a:
 - Sobre- velocidad de motores

- Sobre- velocidad de la caja combinada
- Rotura del eje principal de potencia

Pág. 9 y 10. "FALLA DE AMBOS MOTORES EN VUELO"

Las RPM del rotor pueden caer excesivamente si no se inicia inmediatamente la acción correctiva con colectivo.

1.- Colectivo: Reducir, establecer senda de autorrotación, velocidad de 65 a 90 KIAS.

NOTA: La velocidad óptima de senda de planeo en autorrotación es de 90 Kts y la de mínimo régimen de descenso es de 65 kts. El grado de régimen de descenso en autorrotación, está en función de la velocidad y de las RPM de rotor y, prácticamente, no se ve afectado por el GW y la Hd.

Autorrotación:

- 2.- Zona de aterrizaje: Seleccionar
- 3.- Llamada de emergencia: Realizar

Si no se intenta un arranque de motor en vuelo y, si el tiempo disponible antes del aterrizaje, lo permite:

- 4.- Ambos puños de gases: cerrado
- 5.- Interruptores FUEL (ambos motores): OFF
- 6.- Interruptores BOOST PUMP / FUEL TRANS (ambos motores): OFF

Entre 35 y 45 Ft (en función del peso bruto):

- 7.-Efectuar deceleración para reducir el régimen de descenso y velocidad de desplazamiento

A 10 Ft:

- 9.- Colectivo: ajustar para acolchar la toma

Después del aterrizaje:

- 10.- Completar la parada

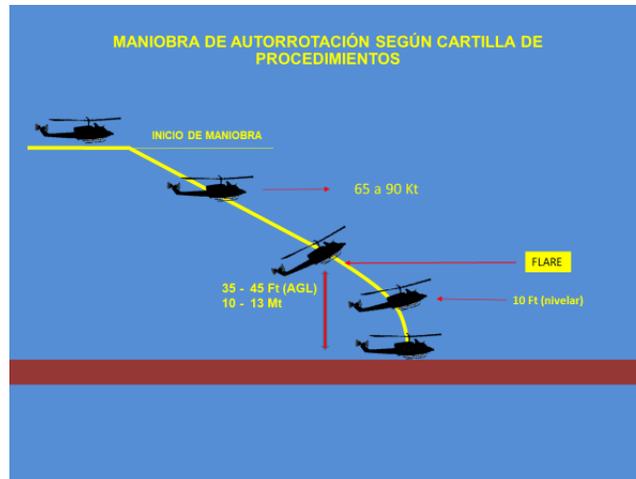


Diagrama N°1: Maniobra de autorrotación según Pilot Checklist de la aeronave.

1.18.3 Diagrama de maniobra de autorrotación realizada según relato del piloto.

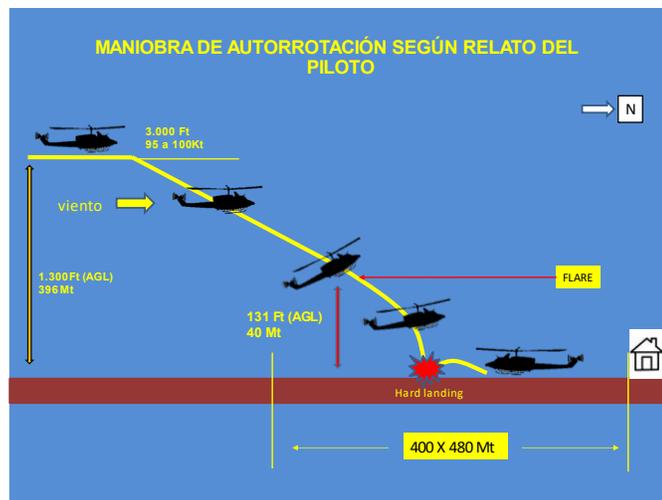


Diagrama N°2: Maniobra de autorrotación realizada por el piloto.

1.18.4 Manual de Mantenimiento Bell 212-MM-6 - Volumen 6

Capítulo 63- Main rotor drive system “Traducción de cortesía”

- **SISTEMA DE ACCIONAMIENTO DEL ROTOR PRINCIPAL.**

Los componentes del sistema que transmiten la potencia de los motores al conjunto del rotor principal y a los accesorios montados en la transmisión, incluyen la transmisión, el eje principal de potencia (Main Drive Shaft) y el conjunto del mástil del rotor principal.

- **EJE DE TRANSMISIÓN PRINCIPAL DEL MOTOR A LA TRANSMISIÓN** (Main Drive Shaft)

El eje de transmisión principal se instala entre un adaptador en la caja de engranajes de combinación (reducción) de los motores a la transmisión. El eje de transmisión es un tubo de acero con conjuntos de acoplamiento lubricados con grasa, dentados y ensamblados en cada extremo para proporcionar flexibilidad (figura N°1 y N°2).

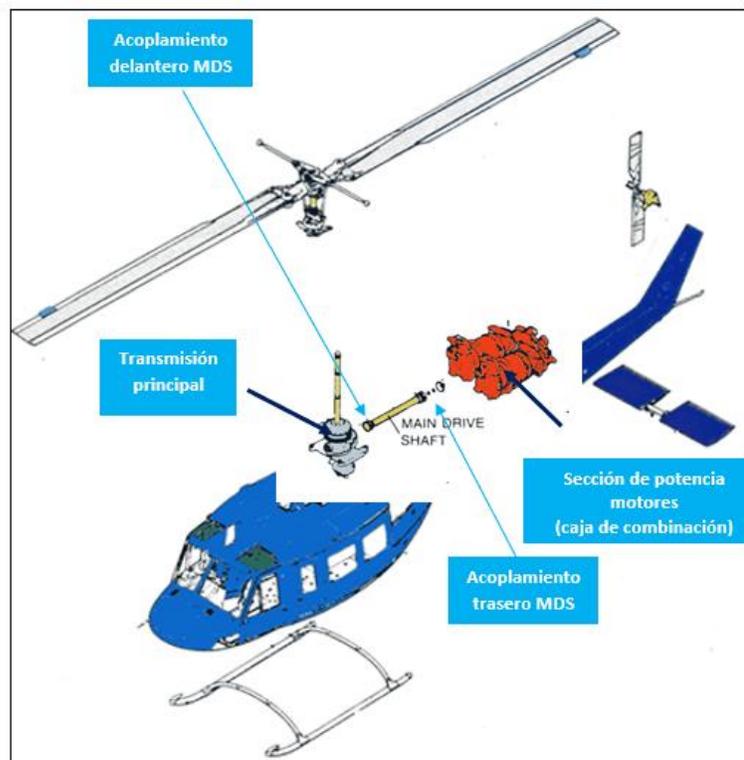


Figura N°1 Sistema de accionamiento del rotor principal.

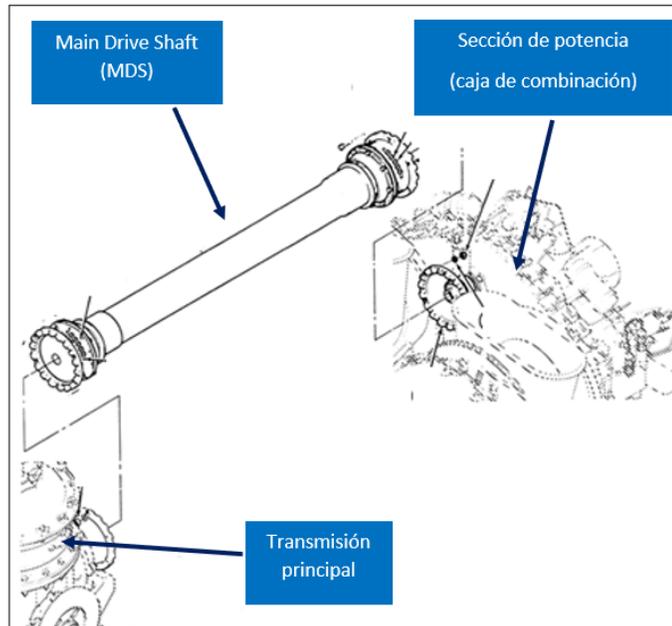


Figura N°2 Eje de transmisión principal (MDS).

1.18.5 Relato del piloto al mando

El piloto relató que, se encontraba volando la aeronave a 3.000 pies indicados a una velocidad entre 95 a 100 nudos en dirección norte, cuando sintió un ruido seco metálico en la parte posterior de la aeronave, seguido de indicación de disminución de las RPM del rotor, junto a la señal de aviso en el panel y sonido de disminución de las RPM. Posteriormente, la aeronave comenzó a descender y viendo que estaba sobre un sector habitado, decidió prolongar la autorrotación hacia el norte a una zona despejada. Al llegar al lugar seleccionado y apreciando que llevaba mucha velocidad, decidió realizar el flare más alto de lo normal y en forma pronunciada, estimando a 40 metros de altura. Al momento de que la aeronave impactó contra el terreno, esta rebotó y giró quedando en dirección sur contraria a la dirección de vuelo. Luego, cuando la aeronave se encontraba ya en tierra, el piloto señaló que no pudo detener los motores, aun cortando la válvula de combustible y bombas. El pre-vuelo y la puesta en marcha se realizó en forma normal, sin detectar anomalías.

1.18.6 Relato del piloto al mando que realizó la evacuación aérea

El testigo señaló que, al momento de llegar al sitio del suceso, observó que aún se encontraba a lo menos un motor de la aeronave en funcionamiento y el piloto al mando de la aeronave, se encontraba dentro de la cabina de mando sentado en el puesto del piloto, consciente y aparentemente con varias lesiones, acompañado de personal de emergencia (bomberos y carabineros). Posteriormente, una vez que el piloto fue estabilizado, se realizó la evacuación aérea desde el sitio del suceso.

1.18.7 Relato del mecánico que inspeccionó la aeronave antes del despegue

La aeronave fue inspeccionada antes del despegue de acuerdo con el “Manual de Vuelo BHT-212VFR-FM-1 Párrafo 2-3-A. Before exterior check”, que detalla el siguiente enunciado:

"Main driveshaft and coupling - Condition, security, and grease leakage. Check Temp-Plates (four places each coupling) for evidence of elevated temperature indicated by dot changing color to black."

De acuerdo con lo anterior, se inspeccionó el MDS, por condición, seguridad y por pérdida de grasa, encontrando el componente sin observaciones; fue verificado el color de los Temp-Plate, los cuales se encontraban en condiciones normales (sin decoloración). Posteriormente se revisaron los pernos y tuercas de sujeción las cuales también resultaron sin observaciones. Además, se buscó algún signo de daño o desgaste del mismo componente no encontrando novedades.

1.19 Técnicas de investigación útiles o eficaces

No aplica

2 Análisis

- 2.1 La verificación de la licencia y habilitaciones del piloto al mando permitió establecer que contaba con los requisitos exigidos reglamentariamente para operar la aeronave en el vuelo en que se produjo el suceso investigado, no existiendo observaciones.

- 2.2 De acuerdo con el Manual de Operaciones de la empresa, el piloto al mando se encontraba dentro de la dotación de pilotos eventuales de la empresa operadora y la aeronave se encontraba registrada para realizar la operación.
- 2.3 El piloto al mando realizó con fecha 26 de agosto del 2019, la verificación práctica de maniobras de emergencia, encontrándose entre ellas la maniobra de autorrotación.
- 2.4 Los registros de mantenimiento tenidos a la vista demostraron que el Programa de Mantenimiento fue efectuado de acuerdo con lo aprobado por la DGAC, en un Centro de Mantenimiento Aeronáutico (CMA) autorizado, habilitado y vigente en la marca y modelo de aeronave.
- 2.5 De acuerdo con los registros de mantenimiento a las 1,8 horas de funcionamiento, antes del suceso investigado, se efectuó la lubricación del eje principal de transmisión “Main Drive Shaft” (MDS), según el procedimiento establecido en el Manual de Mantenimiento de la aeronave, que considera el desarme y arme del componente. Lo anterior, conforme a la información remitida por el operador, se realizó por personal habilitado, con sus licencias y recurrent al día, por lo que, en este sentido, habrían cumplido con lo establecido en la normativa aeronáutica.
- 2.6 De acuerdo con el relato del mecánico que inspeccionó la aeronave antes del vuelo del suceso y lo registrado en la bitácora de vuelo, no se observó pérdida de grasa o sobre temperatura en el acoplamiento del componente MDS, que hubiese evidenciado la falla.
- 2.7 Las inspecciones efectuadas a la aeronave por el equipo investigador a la aeronave permitieron establecer, preliminarmente, la falta de lubricación en el engranaje del acoplamiento delantero del MDS, además de indicios de aumento de temperatura y deformación de los dientes interior del engranaje.
- 2.8 El desacoplamiento entre el MDS y la transmisión principal de la aeronave interrumpió la entrega de potencia de los motores, causando la disminución de las RPM en el Rotor Principal de la aeronave.
- 2.9 La inspección efectuada al MDS, por el “**Laboratorio de Ingeniería de Bell**” permitió corroborar que la falta de lubricación en el acoplamiento delantero del MDS, provocó un aumento de la temperatura en el acoplamiento, afectando la dureza de los dientes de la unión, provocando el desgaste de los dientes del engranaje interior de este y el desacoplamiento de ambos componentes.
- 2.10 Del mismo modo, el informe señaló que no se pudo determinar de manera concluyente cómo o por qué el acoplamiento tenía una lubricación inadecuada, indicando que algunos factores que podrían haber originado la falta de lubricación son los siguientes:

- No se colocó suficiente grasa en el acoplamiento durante el mantenimiento.
 - La grasa podría haber escapado a través del lado de la placa de retención del conjunto si no se instaló en forma correcta.
 - La grasa podría haberse filtrado a través del extremo de la bota del ensamblaje.
- 2.11 De acuerdo con el relato del piloto, durante el vuelo tuvo indicación de caída de RPM del rotor principal, señales visuales y auditivas en el panel de emergencias y un ruido seco metálico en la parte posterior de la aeronave. Esta condición sería atribuible a la falla del MDS, según las indicaciones señaladas en la “Pilot Checklist” de la aeronave “**Fallo del Eje Principal de Potencia**”. Ante esta emergencia el piloto habría realizado el procedimiento indicado en la misma Pilot Checklist “Autorrotación”.
- 2.12 El piloto al llegar al sector seleccionado para aterrizar y viendo que llevaba mayor velocidad de lo recomendado, decidió realizar el Flare (frenado aerodinámico) más alto de lo normal y más pronunciado. De acuerdo con el relato del piloto, esta maniobra se habría realizado a 40 metros de altura aproximadamente. Al respecto la “Pilot Checklist” de la aeronave señala que dicha maniobra debiera realizarse entre 35 y 45 pies (10 y 13 metros aproximadamente), con la finalidad de contar con suficiente energía cinética en el rotor principal y así poder amortiguar el contacto con el terreno en el aterrizaje.
- 2.13 El piloto al realizar el frenado aerodinámico (Flare) a una mayor altura que la estipulada, provocó que la energía cinética acumulada en el rotor principal se agotara antes de tocar el terreno, lo que resultó en poco o ningún efecto de amortiguación disponible. Esto produjo un contacto de la aeronave contra el terreno con gran energía, provocando que esta rebotara, quedando en dirección opuesta a la del vuelo y causara los daños.
- 2.14 El Informe Técnico Operacional N° 038/21 de la Dirección Meteorológica de Chile, señaló para el sector de vuelo y a la hora del suceso, el cielo se presentó despejado y no se observaron fenómenos de reducción de visibilidad en la zona, que hubiese contribuido al suceso.
- 2.15 Los daños encontrados en la aeronave son concordantes con el impacto con gran energía contra el terreno, provocando que esta revotara y quedara en dirección contraria a la del vuelo.

3 Conclusiones

- 3.1 El piloto al mando mantenía su licencia y habilitaciones vigentes para la operación de la aeronave objeto de la investigación.

- 3.2 El piloto se encontraba registrado como piloto eventual y la aeronave como dotación de la empresa operadora.
- 3.3 El operador cumplía con el Programa de Mantenimiento en un CMA autorizado, habilitado y vigente en marca y modelo de la aeronave.
- 3.4 La última lubricación efectuada al Eje Principal de Transmisión “Main Drive Shaft” (MDS) según los registros de mantenimiento, fue realizada de acuerdo con lo establecido en el Manual de Mantenimiento de la aeronave, no registrando falla de algún componente.
- 3.5 De acuerdo con la información remitida por el operador, los trabajos de mantenimiento fueron efectuados por personal debidamente calificado.
- 3.6 La revisión del registro de mantenimiento no estableció la existencia de hallazgos de fallas previas al suceso.
- 3.7 La falta de grasa en el acoplamiento delantero del MDS, generó un aumento de temperatura afectando la dureza de los dientes de la unión, lo que provocó la falla del acoplamiento interior.
- 3.8 La desconexión del acoplamiento delantero del MDS impidió la transmisión de potencia de los motores a la transmisión principal, provocando la disminución de revoluciones del rotor principal.
- 3.9 No se pudo determinar de manera concluyente cómo o por qué el acoplamiento delantero del MDS tenía una lubricación inadecuada.
- 3.10 La falla en el MDS provocó la disminución de la RPM, obligando al piloto a realizar un descenso en autorrotación.
- 3.11 El piloto al realizar la maniobra de flare, antes de alcanzar la altura recomendada, provocó que la aeronave impactara con gran energía contra el terreno.
- 3.12 Los daños encontrados en la aeronave corresponden a la dinámica del suceso.

4 Causas / Factores Contribuyentes

4.1 Causas

Desconexión del Eje Principal de Transmisión “Main Drive Shaft” (MDS), que conecta los motores con la transmisión principal de la aeronave, provocando una caída de las RPM del rotor principal, obligando al piloto a realizar un aterrizaje de emergencia en autorrotación, impactando contra el terreno con gran energía.

4.2 Factores contribuyentes

- Pérdida de lubricación (grasa) en el acoplamiento delantero del Eje Principal de Transmisión (MDS).
- Aumento de la temperatura en el acoplamiento, afectando la dureza de los dientes de la unión.
- Desgaste de los dientes del engranaje interior de este y el desacoplamiento de ambos componentes
- Realizar la maniobra de frenado aerodinámico (flare), antes de alcanzar la altura recomendada.

5 Recomendaciones sobre seguridad

- Remitir a las partes interesadas, el resultado de la investigación, para fines de prevención.
- Difundir el suceso investigado a través de la página Web y otros medios institucionales
- Reiterar a todos los propietarios y operadores de helicópteros, el peligro que implica una falla en el Eje Principal de Transmisión y la aplicación de los procedimientos de emergencia en forma oportuna y correcta.
- Difundir el suceso y sus conclusiones a las Organizaciones de Mantenimiento Aprobado (OMA), que realicen trabajos en el tipo y modelo de la aeronave investigada, con el fin de conocer este suceso, y su implicancia en el proceso de la lubricación en los acoplamientos del Eje Principal de Transmisión “Main Drive Shaft”.

6 Listado de apéndices

No aplica