



INFORME PRELIMINAR 36 MESES DEL ACCIDENTE DE AVIACIÓN N° 1983-22

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), aprobado por Decreto Supremo N° 302 de fecha 20 de octubre del 2020. Esta es información preliminar y podría estar sujeta a cambios.

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.

Fecha suceso : 11 de marzo 2022.

Hora suceso : 17:30 hora local.

Lugar : Sector rural de Coelemu, Región de Ñuble.

Aeronave : Helicóptero Bell 412

Licencia Piloto : Piloto Comercial de Helicóptero.

Reseña del suceso:

El suceso de aviación ocurrido con fecha 11 de marzo de 2022, que afectó a un Piloto Comercial de Helicóptero, estando al mando de la aeronave marca Bell, modelo 412. El hecho ocurrió durante un vuelo de combate de incendio forestal, en el sector rural de Coelemu, Región de Ñuble. Posterior al carguío de agua en un embalse del sector, el piloto señaló que el helicóptero habría tenido vibraciones verticales, por lo cual procedió a realiza un aterrizaje de precaución. A consecuencia de lo anterior, el piloto al mando resultó sin lesiones y la aeronave con daños.

Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total	Otros
Mortales				
Graves				
Menores				
Ninguna	1		1	
Total	1		1	

Daños a la aeronave

- **Fuselaje**: Nariz de la aeronave con fracturas y deformación en la parte inferior. Carenado de protección del radar con múltiples fracturas.

Parabrisas derecho con trizaduras, ventanilla superior derecha destruida, ventanillas inferiores izquierda y derechas destruidas.

Soporte delantero de la pisadera del lado izquierdo deformado.

Cortacables inferiores desprendido de su base.

- **Tren de aterrizaje (skid)**: Tubos cruzados deformados, abiertos e inclinados hacia atrás con los fitting traseros de unión a los skids fracturados.
- **Main drive shaft**: Con evidencia de desplazamiento y golpe en su coupling delantero.

Otros daños

No hubo.

Información sobre la tripulación Piloto al mando

Edad	56 años	
Nacionalidad	Chileno	
Tipo de licencia	Piloto Comercial de Helicóptero	
Habilitaciones	Clase	N/A
	Tipo	H500 / Bell206/206L / BELL204/205/UH-1 Series / AS350/350B3 / AS65 / Bell212/412 / B407 / AS55 / AS332
	Función	Instructor de vuelo
Examen médico	Vigente	Si
	Apto	Si, sin observaciones
Suceso anterior	No registra	

Experiencia	Horas de vuelo
Total	7.964:18
En el material	2.985:00
24 horas previas	06:48
7 días previos	16:36
90 días previos	27:00
Fuente de información	Bitácora personal de vuelo.

Información de la aeronave
Información general

Aeronave	Helicóptero	
Fabricante	Bell Helicopter Textron	
Modelo	412	
N° Serie	33084	
Año Fabricación	1982	
Horas de vuelo	15.653,1	
Pesos Certificados	PV	7.271,06 libras
	PMD	11.200 libras
Última inspección	600 hrs./12 m parte B 13 sep 2021 a las 15.456,10 hrs.	

Motores

Posición	1	2
Fabricante	Pratt & Whitney Canada Corp.	Pratt & Whitney Canada Corp.
Modelo	PT6T-3BF	PT6T-3B

Número de Serie	CP-PS 63359	CP-PS 63360
Última inspección	100 hrs. /25-feb.-2022 a las 3.682,10 hrs.	100 hrs. /25-feb.-2022 a las 3.682,10 hrs.

Rotor principal

Palas	1	2	3	4
Número de Serie	A-1753	A-2865	A-3352	A-4038
Fabricante	Bell Helicopter Textron			
N° de parte	412-015-300-109			
Última inspección	Cada 25 hrs./30 días parte B 10 mar 2022 a las 15.646,3 hrs. de la aeronave			

1.1.1 Rotor de cola

Palas	1	2
Fabricante	Bell Helicopter Textron	Bell Helicopter Textron
N° de parte	212-010-750-133	212-010-750-113FM
Número de Serie	A-18297	A-13203
Última inspección	Cada 25 hrs./30 días parte B 10 mar 2022 a las 15.646,3 hrs. de la aeronave	

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 13 de septiembre del 2021, a las 15.456,10 horas de la aeronave y 197,0 horas de funcionamiento, antes del suceso investigado, se dio término a la inspección de 600 horas o cada 12 meses a la aeronave.

Con fecha 28 de octubre del 2021, se dio inicio a los procesos de despreservación de la aeronave y sus motores, a la vez se comenzó con su proceso de armado dándose término con fecha 01 de noviembre 2021.

Al término de los trabajos, el CMA encargado emitió la respectiva conformidad de mantenimiento, certificando que los trabajos de despreservación y armado se realizaron en forma satisfactoria y que tanto la aeronave como sus motores se encontraban en condiciones para retornar al servicio.

En la bitácora de vuelo de la aeronave con fecha 11 de marzo del 2022 se encontró registrado el cumplimiento de la Inspección Especial Diaria, sin observaciones. El piloto posterior al aterrizaje de emergencia registró la siguiente nota: "Aeronave en tierra por hard landing".

Combustible

El combustible utilizado en la aeronave correspondía a JET A-1. Se verificó la presencia de combustible a través de la boca de carguío, encontrándose que el nivel era compatible con el indicador de cabina que marcaba 520 libras.

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.

Carga de la aeronave

De acuerdo con los antecedentes recabados en la investigación, el peso de la aeronave al momento del suceso habría sido el siguiente:

Pesos	PV	7.271,06 libras
	Piloto	190 libras
	Carga (Bambi Bucket)	2.840 libras (Aprox.)
	Combustible	520 libras
	Peso Total	10.821,06 libras
	PMD	11.200 libras

Información meteorológica

De acuerdo con los antecedentes de la investigación, al momento del suceso las condiciones meteorológicas eran aptas para el vuelo en condiciones meteorológicas visuales (VMC).

Ayudas para la navegación

No aplica.

Comunicaciones

No aplica.

Información del sitio del suceso

El sitio del suceso estaba ubicado en la comuna de Coelemu, Región de Ñuble, en las coordenadas 36°30'37.9" Latitud Sur y 72°43'40.9" Longitud Oeste y correspondía a un predio perteneciente a una empresa maderera. La superficie del terreno era plana y de consistencia dura, cubierto con pasto seco. En el lugar existía una laguna artificial de la cual los helicópteros realizaban las cargas de agua para labores de extinción de incendio forestal. Al Oeste del sitio del suceso, existían instalaciones pertenecientes a una empresa maderera (Imagen N° 1).



Imagen N° 1: Lugar del suceso.

Registradores de vuelo

No aplica.

Información sobre la aeronave y el impacto
Inspección en el sitio del suceso

El equipo investigador inspeccionó el lugar del suceso y posteriormente la aeronave, efectuando una fijación fotográfica obteniendo las siguientes evidencias:

La aeronave se encontraba en la dirección al rumbo 150°, a 263 metros del lugar de carguío de agua, con dirección Sur, en la trayectoria del despegue. (Fotografía N° 1)



Fotografía N°1: Aeronave en el sitio del suceso.

Se realizó una inspección general del lugar donde cargó agua y alrededores, constatando que el helicóptero, ni el Bambi Bucket, impactaron con algún tipo de objeto u obstáculo.

Se revisó panel de instrumentos encontrándose en buen estado sin daños visibles.

Los instrumentos sin daños visibles y con marcas de operación de acuerdo con el Manual de Vuelo de la aeronave, disyuntores del compartimiento superior en posición adentro y en buen estado.

Las manillas actuadoras de extintores de incendio de motor estaban en posición adentro (sin activar).

Se revisó el bastón de mando colectivo y el cíclico encontrándose con continuidad hasta las barras de control del rotor principal, permitiendo el movimiento de los mecanismos asociados.

Se inspeccionó palas del rotor principal y de cola no encontrando daños visibles.

Los pedales del piloto permitían el movimiento de las barras de control del rotor de cola sin observaciones, sus palas no mostraban daños visibles.

Se inspeccionaron visualmente los montantes de la transmisión principal no encontrando daños visibles y/o partes sueltas.

El eje de transmisión de potencia (MDS) se encontró instalado y sin daños visibles.

Los ejes de transmisión al rotor de cola se encontraban instalados completos y lubricados.

La cabina de pasajeros se encontraba sin daños visibles.

Los estanques de combustible no presentaban evidencias de derrames.

Los estanques de líquido hidráulico no presentaban evidencia de derrames y su nivel se encontraba en su rango normal para la operación de los sistemas de la aeronave.

Se inspeccionaron visualmente ambos motores encontrándose sin observaciones. Se verificó el nivel de aceite a través de sus ventanillas de inspección, encontrándose dentro del rango normal.

Los espejos ubicados bajo la zona de la nariz estaban con sus bases de soporte fracturadas.
(Fotografía N° 2)



Fotografía N° 2: Daños espejos del helicóptero

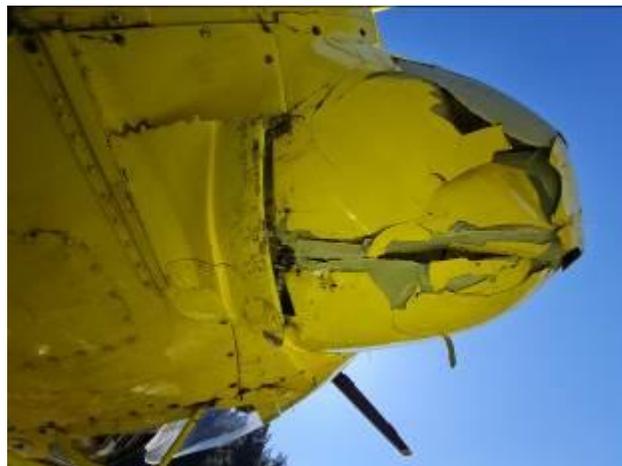
La aeronave se encontró posicionada sobre su tren de aterrizaje (skid), con sus tubos cruzados deformados, abiertos e inclinados hacia atrás. Los fitting traseros del tren de aterrizaje de unión de los skid a los tubos cruzados, se encontraron fracturados. (Fotografías N° 3 y 4)



Fotografías N° 3 y 4: tubos cruzados deformados

Se pudo observar una deformación en el soporte delantero de la pisadera del lado izquierdo.

La nariz de la aeronave presentaba fracturas y deformaciones en la parte inferior, el carenado de protección del radar fabricado en fibra se encontraba con múltiples fracturas. (Fotografías N° 5 y 6)



Fotografías N° 5 y 6: Nariz de la aeronave presentaba fracturas y deformaciones en la parte inferior
El cortacable inferior de la aeronave se encontró desprendido de su base y enterrado en el suelo.
(Fotografía N° 7)



Fotografías N° 7: Cortacable inferior de la aeronave se encontró desprendido.
El parabrisas del lado derecho presentaba fracturas, la ventanilla superior derecha se encontraba destruida, ventanillas inferiores izquierda y derecha destruidas. El resto de las ventanillas de la aeronave estaban en buen estado. (Fotografías N° 8, 9 y 10)



Fotografías N° 8, 9 y 10: Parabrisas derecho y ventanillas inferiores (derecha e izquierda) con daños.

Se inspeccionó el Bambi Bucket utilizado en las labores de extinción de incendios encontrándose su estructura y sistema de soporte sin observaciones. Sus líneas de sujeción al gancho de carga del helicóptero estaban completas y sin evidencia de daño. (Fotografía N° 11)



Fotografía N° 11: Bambi Bucket utilizado.

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

Inspecciones posteriores

El equipo investigador una vez que la aeronave fue retirada del sitio del suceso y trasladada al interior de un hangar, se reunió con el Gerente de Mantenimiento y el Supervisor responsable para

planificar los trabajos e inspecciones requeridas que estuvieran asociadas a la falla reportada por el piloto "Vibraciones verticales", efectuando las inspecciones más abajo detalladas:

La aeronave se encontró al interior de un hangar, con su rotor principal, cono de cola y tren de aterrizaje desmontado.

Se efectuó una inspección visual a las palas y conjuntos del rotor principal, no encontrando evidencia de algún daño (Fotografía N° 12).



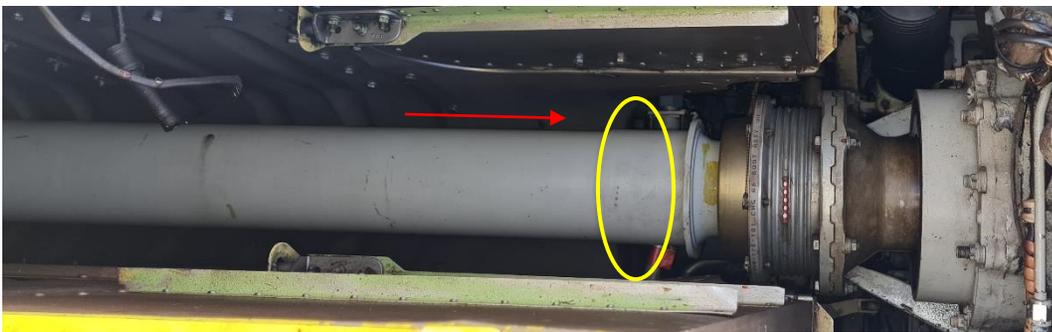
Fotografía N° 12: Conjunto rotor principal.

Se revisó la condición de los bumper de elastómeros de las palas del rotor principal, no encontrando observaciones (Fotografía N° 13).



Fotografía N° 13: Bumper de elastómero.

Se desmontó e inspeccionó visualmente Main Drive Shaft, encontrando el coupling delantero con evidencia de daño por impacto, atribuible al aterrizaje brusco (Fotografía N° 14).



Fotografía N° 14: Coupling delantero MDS con evidencia de desplazamiento y golpe.

Se desmontó el Tail Rotor Drive Shaft, para ser inspeccionado, no encontrando observaciones (Fotografía N° 15).



Fotografía N° 15: Tail Rotor Drive Shaft sin observaciones

Se desmontó la transmisión principal, no encontrando observaciones en la transmisión o en sus estructuras de soporte.

Se inspeccionaron visualmente los controles cíclico y colectivo, para lo cual, se desmontando los asientos y el piso de la cabina. Lo anterior, permitió verificar las barras de control y sus conexiones, desde los bastones de mando hasta el rotor principal por evidencia de juegos excesivos y continuidad de movimientos, no encontrando observaciones.

Verificación de la fricción del colectivo

Con apoyo del centro de mantenimiento encargado de la aeronave se verificó la fricción del bastón de mando colectivo de acuerdo con el Manual de Mantenimiento de la aeronave BHT-412-MM-8

volumen 8, capítulo 67 “FLIGHT CONTROL RIGGING item 22” (Imagen N° 2) encontrándose dentro del rango establecido obteniendo 13,23 libras (Fotografía N° 16)

22. Adjust the minimum friction as follows:

NOTE

Step a and step b are applicable to helicopters without 4-axis AFCS/Flight Director kit installed when a hydraulic power cart is not used.

a. Disconnect the control tube (10, Figure 67-1) from the collective jackshaft (12) by removing the cotter pin, nut, two washers, and bolt.

b. Attach a spring scale at the center of the upper throttle grip within 0.50 inch (12.7 mm). The correct measurement is 13 to 14 pounds (57.8 to 62.3 N) up-collective stick force. Proceed to step d.

Imagen N° 2: Extracto Manual de Mantenimiento BHT-412-MM-8 volumen 8



Fotografía N° 16: Fricción del bastón de mando colectivo

Sistema AFCS (Aircraft Flight Control System) (Piloto Automático)

Respecto del sistema del piloto automático, Bell Helicopters Textron indico que se realizará una prueba del sistema según el RFM Cap.2 párrafo 2-6-I AFCS CHECK, el cual fue realizado por el

piloto al mando, señalando que las pruebas funcionales del AFCS hechas antes de los vuelos conforme a lo descrito, no se detectaban discrepancias. (Imágenes N° 3, 4 y 5)

2-6-I. AFCS CHECK

BHT-412-FM-1

NOTE

A verification of AFCS actuator centering is necessary. Failure of the actuators to center could result in reduced control margins and abnormal control position.

Pilot and copilot attitude indicators — Erect

Move cyclic forward, aft. Observe pitch API moves down, up.

Depress right pedal, then left. Observe yaw API moves right, left.

SYS 2 button — Depress and hold.

Move cyclic right, left. Observe roll API moves right, left.

Move cyclic forward, aft. Observe pitch API moves down, up.

SYS 2 button — Release.

of VG FAST ERECT button will disengage the respective helipilot.

FORCE TRIM switch — ON.

WARNING

IF AFCS IS LEFT ENGAGED IN ATT MODE DURING GROUND OPERATION, IT CAN DRIVE THE CYCLIC STICK TO A CONTROL STOP.

HP 1 and HP 2 buttons — ON. Observe ATT light illuminates, APIs center, and AFCS caution light extinguishes.

NOTE

CYC CTR caution lights may illuminate momentarily during cyclic control checks.

Move cyclic forward, aft, right, and left. Observe APIs do not move.

SYS 2 button — Depress and hold.

Move cyclic forward, aft, right, and left. Observe APIs do not move.

SYS 2 button — Release.

Cyclic ATTD TRIM switch — Right for 2 seconds, then aft for 2 seconds. Observe APIs move right, up.

SYS 2 button — Depress and hold. Observe SYS 2 actuators agree.

Cyclic FORCE TRIM release button — Depress. Observe APIs move to center.

SYS 2 button — Release. Observe SYS 1 actuators centered.

SAS/ATT button — Depress. Observe SAS light illuminates.

Move cyclic right, left. Observe roll API moves right, left.

Imágenes N° 3, 4 y 5: RFM Cap.2 párrafo 2-6-I AFCS CHECK

Inspecciones efectuadas a la aeronave por vibraciones verticales

El equipo investigador se reunió con el CMA encargado de la aeronave para determinar las inspecciones requeridas para establecer la causa de las vibraciones reportadas por el piloto al mando, agregándose a la inspección por Hard Landing inspeccionar los ítems sugeridos por el fabricante de la aeronave Bell Helicopter Textron, por "Vibraciones verticales", más abajo detallados quedando constancia en Acta de Diligencia del día 08 de junio del 2023, no encontrando observaciones en las inspecciones efectuadas.

Las inspecciones realizadas fueron las siguientes:

1. Verifique para asegurarse de que los pernos de fijación del soporte de esquina se instalaron correctamente con los pernos cortos (-11) y los pernos largos (-12) en sus posiciones correctas.

2. Consulte las Secciones 63-226 y 63-229 de 412MM y la Figura 63-57 con respecto a las posiciones adecuadas para los pernos de montaje.
3. Revise los espaciadores de las patas debajo de la transmisión para ver si hay rozamiento con los canales del fuselaje izquierdo y derecho. El roce indicaría un juego en la junta de montaje de la esquina debido a la ubicación incorrecta de los pernos de montaje o aplicación de torque (apriete) incorrectos.
4. Verifique si puede encontrar grietas en la caja de soporte de la transmisión principal en las siguientes ubicaciones (las grietas en la caja de soporte podrían crear vibraciones):
 - Debajo de las golillas en cada brazo de soporte.
 - En cada uno de los brazos de soporte y cerca del filtro de aceite ubicado en el brazo de soporte trasero derecho.
5. Verifique si la palanca de entrada del servo colectivo está suelta debido a un buje suelto. Esto podría generar movimientos de control erróneos que podrían iniciar una vibración y PIO (oscilación inducida por piloto) también podría afectarla.
6. Verificar el estado de los juegos de amortiguadores del rotor principal. Ver 412MM CR&O-3, Sección 62-6.
7. Revise los cojinetes de cizallamiento del pivote y los cojinetes del husillo en busca de elastómeros cizallados/deslaminados en el cubo M/R
8. Revise los cojinetes de los controles de vuelo para ver si están flojos o desgastados, especialmente en los controles giratorios.

Inspección efectuada por el Laboratorio de Ingeniería de Bell Textron Inc.

Dentro de las inspecciones sugeridas por Bell Helicopter Textron para identificar la posible causa de vibraciones verticales reportadas por el piloto al mando de la aeronave, fueron desmontados los cuatro "Isolation Pylon Mount" y los dos "Pylon Friction Damper (Imágenes N° 3, 4 y 5), cuya función es unir la transmisión principal con la estructura de la aeronave y fueron enviados al Laboratorio de Ingeniería de Bell, para ser inspeccionados y sometidos a pruebas estáticas y dinámicas.

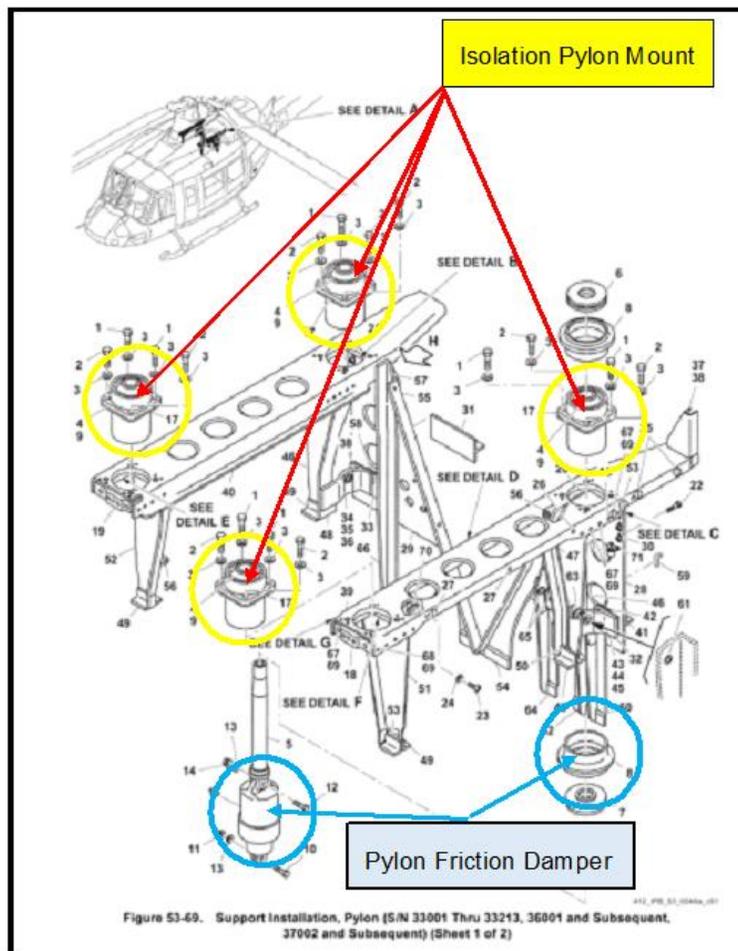


Imagen N° 3: Soportes de aislamiento de la transmisión principal y amortiguadores de fricción.

Isolation Pylon Mount

Part Number: 204-031-927-107 (4 each)

Serial Number: LK9865, LK9995, LK9974, LK10009

Total Part Time: 322,2

SN: LK9865	SN: LK9995	SN: LK9974	SN: LK10009



Imagen N° 5: Pylon Friction Damper

Conclusiones de las inspecciones y pruebas

A partir de las inspecciones y pruebas efectuadas por el laboratorio de ingeniería de Bell Helicopter Textron, se obtuvieron las siguientes conclusiones:

Se observó que los cuatro conjuntos de montaje “Isolation Pylon Mount” estaban en condiciones relativamente buenas. Por el análisis de las pruebas estáticas y dinámicas de los cuatro elementos se pudo establecer que cumplieron con los requisitos de Bell.

Según el análisis de la prueba de tasa de amortiguación, el Pylon Friction Damper trasero izquierdo (LH) cumplió con los criterios de aceptación para una pieza nueva, el amortiguador del lado derecho (RH) fue enviado al proveedor “Parker Lord” para un control dimensional, pruebas y desmontaje de piezas. Las pruebas del proveedor no revelaron ninguna discrepancia con el amortiguador de fricción derecho pasando las pruebas requeridas por Bell.

Información médica y patológica

No aplica.

Incendio

No hubo.

Aspectos de supervivencia

El piloto al mando abandonó la cabina por sus propios medios, resultando sin lesiones.

El transmisor localizador de emergencia (ELT) no se activó a consecuencia del suceso (estaba con su interruptor de activación en posición armado).

El cinturón y el arnés de seguridad operaron sin observaciones. El piloto usaba casco al momento del suceso y este se encontraba en buenas condiciones.

Información sobre organización y gestión

Manual de Operaciones de la Empresa

La empresa operadora contaba con la Autorización como Operador de Servicios Aéreos (AOC), la cual, se encontraba vigente al momento del suceso.

De acuerdo con el manual de operaciones de la empresa, la aeronave se encontraba autorizada para realizar labores de extinción de incendio forestales.

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

Del mismo modo, el manual incorpora el “Anexo E, Procedimiento de Extinción de Incendios Forestales”, que contiene información acerca de la manera en que se deben realizar las operaciones y procedimientos durante estas operaciones.

Información adicional

Información técnica

AERODINÁMICA Y ACTUACIONES DEL HELICÓPTERO

THOMSON (Editorial Paraninfo)

Vibraciones:

Las vibraciones pueden estar causadas por fuerzas periódicas que varíen con el tiempo de una manera repetida y regular, por fuerzas aleatorias sin especial patrón de tiempo o por impulsos simples.

Se puede clasificar en dos grupos principales a las vibraciones de los helicópteros:

- Las vibraciones generales que se encuentran en todos los tipos de aeronave que son causadas por: los motores, las transmisiones y los ejes motrices, turbulencia y ráfagas.
- Las vibraciones típicas de los helicópteros, originadas por: vibraciones del rotor principal, vibraciones del rotor de cola.

El helicóptero está dimensionado para estas vibraciones y, sin daños estructurales ni sobrecargas, ha sido diseñado para convivir con ellas sin riesgos de fallo por fatiga entre los intervalos de mantenimiento. Esto supone que se siguen todas instrucciones estándar y especiales de mantenimiento. Si no fuese así se podría producir lo siguiente:

Vibraciones del rotor principal:

Vibraciones normales.

Las vibraciones del rotor en sentido longitudinal, transversal y lateral se transmiten hasta el fuselaje a través del (de los) mástil (es) del (de los) rotor (es). En consecuencia, a menudo se montan tanto el mástil como la transmisión sobre amortiguadores, para así reducir los niveles de vibración en el fuselaje.

Las vibraciones básicas del rotor principal están originadas por las variaciones de las cargas aerodinámicas sobre las palas cuando estas giran en vuelo. Las magnitudes y la distribución de las cargas a lo largo de las palas cambian debido a las variaciones en la velocidad y en el ángulo de ataque

Como resultado de las variaciones de carga al girar, las palas se doblan (flectan) como un muelle suave montado en una pared. Las flectuación consisten en un modo básico de baja

frecuencia y varios modos armónicos con frecuencias crecientes y amplitudes decrecientes.

Como la sustentación en la pala no cambia en un estacionario con aire en calma, la variación es cero en teoría a velocidad cero, y aumenta al aumentar la velocidad. Sin embargo, el entorno de vibración de un rotor es más complejo que el entorno de una sola pala. Al girar, cada pala origina una estela turbulenta sobre la siguiente, el chorro del rotor actúa sobre el fuselaje y el rotor de cola del helicóptero. A esto se añaden las vibraciones del motor, de la transmisión y del eje motriz. En consecuencia, la vibración a velocidad cero no es cero. De hecho, es un tipo de vibración general de alta frecuencia en el cual no se pueden sentir las oscilaciones individuales.

Las vibraciones del rotor de alta frecuencia y baja amplitud están normalmente amortiguadas y el piloto no las siente. Las vibraciones de menor frecuencia son las que crean los problemas de fatiga del piloto.

Como cada pala origina un impulso básico por revolución, el número de impulsos por cada vuelta girada por los rotores es igual al número de palas

Las vibraciones del rotor principal excitan al fuselaje y lo hacen vibrar de distintos modos.

Asimismo, resultan excitados los paneles de chapa, las puertas y varios tipos de equipos.

Las vibraciones de los rotores se transmiten a los controles. Esto puede ser muy incómodo, de modo que se utilizan dispositivos de amortiguación de varios tipos. Un dispositivo muy sencillo es el freno de fricción utilizado en los mandos de muchos helicópteros. Un buen amortiguamiento hace cómodo el viaje, pero puede hacer que sea difícil detectar las vibraciones anormales peligrosas.

Las vibraciones verticales básicas pueden ser muy desagradables a ciertas frecuencias, especialmente a las menores frecuencias producidas por los rotores bipalas. En consecuencia, los helicópteros modernos de este tipo poseen amortiguadores para reducir el nivel de vibración vertical.

Vibraciones autoexcitadas:

En ciertas combinaciones de rigidez estructural, cargas aerodinámicas y distribuciones de masa, puede existir una condición muy inestable. Las pequeñas perturbaciones pueden iniciar unas oscilaciones divergentes que pueden llegar a hacerse violentas. Son ejemplos de este tipo de oscilación el flameo (flutter), la oscilación del rotor y la resonancia en tierra.

Diligencia pendiente:

- En proceso se encuentra en presentación del Informe Final.