

INFORME PRELIMINAR 36 MESES DEL SUCESO DE AVIACIÓN N° 2033-23

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: 02 de julio 2023.

Hora suceso: 17:10 hora local.

Lugar: Aeródromo Municipal de Vitacura (SCLC), Región Metropolitana

Aeronave: Helicóptero Robinson R 44II

Licencia: Piloto Privado Helicóptero

Ocupantes: 01 piloto, 03 pasajeros

Reseña del suceso:

El suceso de aviación ocurrido con fecha 02 de julio de 2023, que afectó a un Piloto Privado de Helicóptero, estando al mando del helicóptero marca Robinson, modelo R44 II, junto a tres pasajeros a bordo. Durante un vuelo local, y al momento de realizar un aterrizaje en el sector Este del Aeródromo Municipal de Vitacura (SCLC), Región Metropolitana, oportunidad en donde aeronave habría realizado un aterrizaje brusco (Hard Landing).

A consecuencia de lo anterior, el piloto al mando y tres pasajeros habrían resultado con lesiones y la aeronave con daños.

Lesiones de personas

Lesiones	Piloto	Pasajeros	Otros	Total
Mortales				
Graves	1	1		2
Menores		2		2
Ninguna				
Total	1	3		4

Daños en la aeronave

Fuselaje: Principal con diferentes abolladuras y el parabrisas frontal derecho quebrado, puertas de la aeronave deformadas.

Cono de cola: Doblado aproximadamente a un metro de la unión con el fuselaje, estabilizadores horizontal y vertical doblados.

Rotor principal: Ambas palas del rotor principal dañadas y dobladas, varilla de cambio de paso pala rotor principal quebrada.

Transmisión Principal: Con filtraciones de aceite.

Rotor de cola: Eje de mando al rotor de cola, doblado, pedales doblados y patín de cola doblado.

Tren de aterrizaje: Tubos cruzados doblados.

Motor: Con diversas filtraciones.

Otros daños

No hubo.

Información Piloto al mando

Edad	58 años	
Nacionalidad	Chilena	
Tipo de licencia	Piloto Privado de Helicóptero	
Habilitaciones	Clase	N/A
	Tipo	R44
	Función	N/A
Examen médico	Vigente	Si.
	Apto	Si.
Sucesos anteriores	No registra.	

Experiencia	Horas de vuelo
Total	239:42
En el material	239:42
24 horas previas	00:24
7 días previos	00:42
90 días previos	05:50

Información de la aeronave

Información general

Aeronave	Helicóptero	
Fabricante	Robinson	
Modelo	R44 II	
N° Serie	11400	
Año Fabricación	2006	
Horas de servicio al día del suceso	2.308.0	
Pesos Certificados	Peso Vacío	1.526,45 libras.
	Peso Máximo Despegue	2.500 libras.
Última inspección	02.JUN.2023	

Motor

Fabricante	Lycoming	
Modelo	IO-540-AE1A5	
Número de Serie	L-31447-48E	
Última inspección	02.JUN.2023	

Palas del rotor principal

Fabricante	Robinson	
Vida útil	2.200 hr. 12 años	
Numero de parte	C016-7	CO16-7
Número de Serie	10158	10215

Palas del rotor de cola

Fabricante	Robinson	
Vida útil	2.200 hr. 12 años	
Número de parte	CO29-03	CO29-03
Número de Serie	8930	8931

Estado de mantenimiento de la aeronave

El operador demostró que cumplía con el mantenimiento obligatorio establecido por la Dirección General de Aeronáutica Civil (DGAC) en las frecuencias establecidas por el fabricante y la normativa aeronáutica, en un Centro de Mantenimiento Aeronáutico (CMA) autorizado, habilitado y vigente en la marca y modelo de aeronave.

Los Registros de Mantenimiento de la aeronave, no presentaban observaciones.

La última inspección a la aeronave fue realizada a las 2.296,8 horas de servicio de la aeronave, el 02 de junio de 2023 y contempló requisitos de anual, 100 horas, 12 meses. Los trabajos realizados permitieron volver al servicio la aeronave en forma satisfactoria, conforme a la orden de trabajo N° CMA N°095/2023.

Conforme a los registros de mantenimiento verificados, no se encontró discrepancias ni observaciones anteriores, relacionadas con algún sistema de operación de la aeronave.

Combustible

Se extrajo el combustible de la aeronave, encontrándose aproximadamente 40 litros, el combustible correspondía a gasolina de aviación 100LL, recomendada por el fabricante.

Documentación de abordó

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 de la investigación, el peso de la aeronave al momento del suceso habría sido de:

Pesos	PV	1.526,45 lb.
	Piloto y tres pasajeros	600,00 lb.
	Carga	n/a
	Combustible	63,20 lb.
	Peso de despegue	2.189,65 lb.
	PMD	2.500,00 lb.

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 aeródromo

De acuerdo con la Publicación de Información Aeronáutica (AIP CHILE) Volumen I, las características del aeródromo eran las siguientes:

Nombre	Municipal de Vitacura
Designador OACI	SCLC
Coordenadas	33° 22' 50.6" Latitud Sur
	70° 34' 56.1" Longitud Oeste
Elevación	2.250 pies / 686 metros
Pistas	08/26
Dimensiones	550 * 10
Tipo de superficie	Asfalto (ASPH)
Horas de operación	HJ
Uso	Público

Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

El helicóptero se encontraba apoyado hacia el costado derecho, frente al hangar donde se guardaba el helicóptero en la zona Este del Aeródromo Municipal de Vitacura (SCLC). Se observó poca dispersión de restos de la aeronave, probablemente debido a la caída en forma vertical y la velocidad del helicóptero. Al momento de la inspección, se identificaron todos los componentes de los controles de vuelo del helicóptero.

Durante la dinámica e impacto con el terreno, el helicóptero hizo un aterrizaje brusco (Hard Landing) frente a los hangares. (Fotografías 01 y 02)



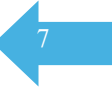
Fotografías 01 y 02: Posición final del helicóptero

De acuerdo con los registros obtenidos en la investigación, el helicóptero al momento de llegar al punto de posada frente a los hangares, el piloto al mando realizó un giro de 90 grados, quedando en estacionario, a una altura aproximada de 12 metros, fuera del efecto suelo (OGE). (Imagen 01)



Imagen 01: Helicóptero en estacionario, fuera de efecto suelo

Posteriormente, el helicóptero se elevó en dos oportunidades y girando hacia la derecha, alcanzando a girar siete vueltas (360 grados), hasta impactar finalmente contra la plataforma (Hard Landing). (Imágenes 02 al 07)



Imágenes 02 a 07: Giros del helicóptero e impacto contra el terreno.

Inspección de la aeronave:

Se efectuó una fijación fotográfica y planimetría de la aeronave.

La aeronave quedo frente al hangar, lugar de estacionamiento normal. (Fotografía 03)



Fotografía 03: Vista desde el costado derecho de la aeronave.

Se verifico que la integridad de la aeronave estaba completa.

Ambas palas del rotor principal dañadas y dobladas. (Fotografías 04, 05 y 06)





Fotografías 04, 05 y 06: Vistas del daño de las palas del rotor principal

Una de las palas del rotor principal estaba girada, quedando la superficie inferior hacia arriba.
(Fotografías 07 y 08)



Fotografías 07 y 08: Vistas de las palas

10

Esto se produjo por el corte de la varilla de cambio de paso de esta pala. (Fotografías 09 y 10)



Fotografías 09 y 10: Vista de la varilla de cambio de paso del rotor principal.

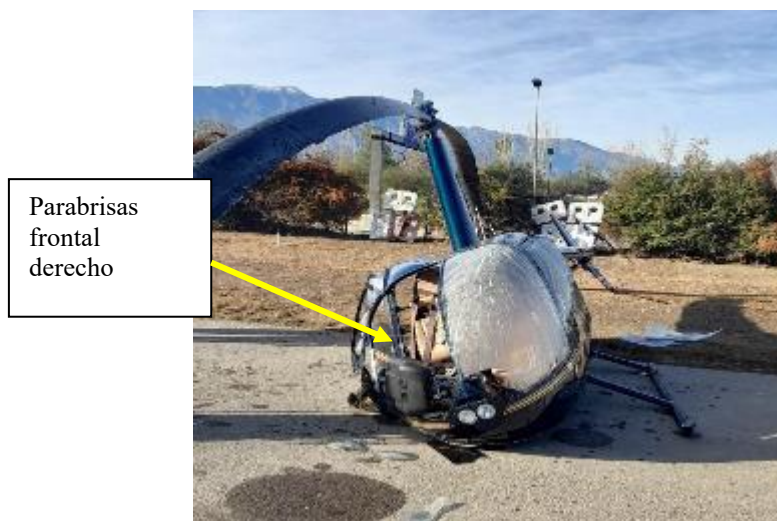
El cono de cola estaba desgarrado desde el fuselaje principal, pero su eje de mando al rotor de cola estaba conectado. (Fotografías 11, 12 y 13)





Fotografías 11, 12 y 13: Vistas de la fractura del cono de cola

El fuselaje principal con diferentes abolladuras y el parabrisas frontal derecho quebrado. (Fotografía 14)



Fotografía 14: Vista del fuselaje principal

El tren de aterrizaje tipo skid con los dos tubos cruzados deflactados tocando la superficie inferior del fuselaje principal con el terreno. (Fotografías 15, 16 y 17)



Fotografías 15, 16 y 17: Tren de aterrizaje tipo skid con los dos tubos cruzados deflactados

Las varillas de cambio de paso, ferretería en general del rotor de cola, no presentaban observaciones. (Fotografía 18)

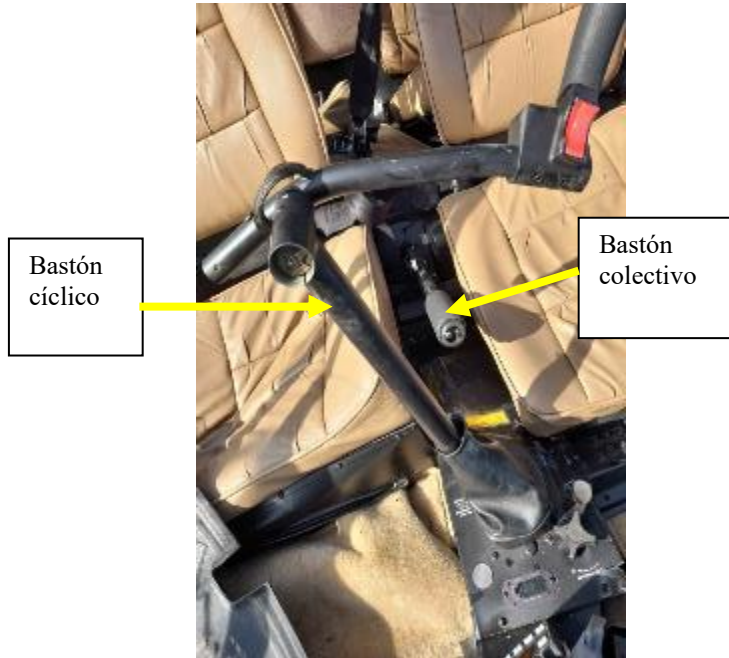


Fotografías 18: Varillas de cambio de paso

El estabilizador horizontal estaba doblado. (Fotografía 19)



Fotografías 19: Estabilizador horizontal



Fotografía 20: Vista de los bastones de vuelo cíclico y colectivo

Se movieron los controles de vuelo (bastón colectivo y cíclico), el control cíclico tenía mando sobre el swash plate (plato oscilante).

El control colectivo tenía mando sobre una pala del rotor principal, ya que la otra pala tenía la varilla de cambio de paso quebrada.

El rotor de cola estaba sobre el terreno con el patín de cola doblado. (Fotografía 21)



Fotografía 21: Patín de cola doblado

El eje de mando al rotor de cola tenía continuidad desde la transmisión principal a la caja trasera y palas del rotor de cola, estos, giraron al moverlo desde las palas del rotor principal. (Fotografía 22)



Fotografía 22: Vista de las palas del rotor de cola.

- Segunda inspección de la aeronave, verificación de la continuidad del mando desde los pedales al cambio de paso de las palas del rotor de cola.

La aeronave para inspeccionar se trasladó al interior de un hangar, del citado aeródromo quedando en resguardo por la autoridad Aeronáutica. (Fotografía 23)



Fotografía 23: Vista de la aeronave en el hangar de resguardo.

Se procede a despejar el área de los pedales del piloto. (Fotografías 24 y 25)



Fotografías 24 y 25: Vistas del área de los pedales del piloto.

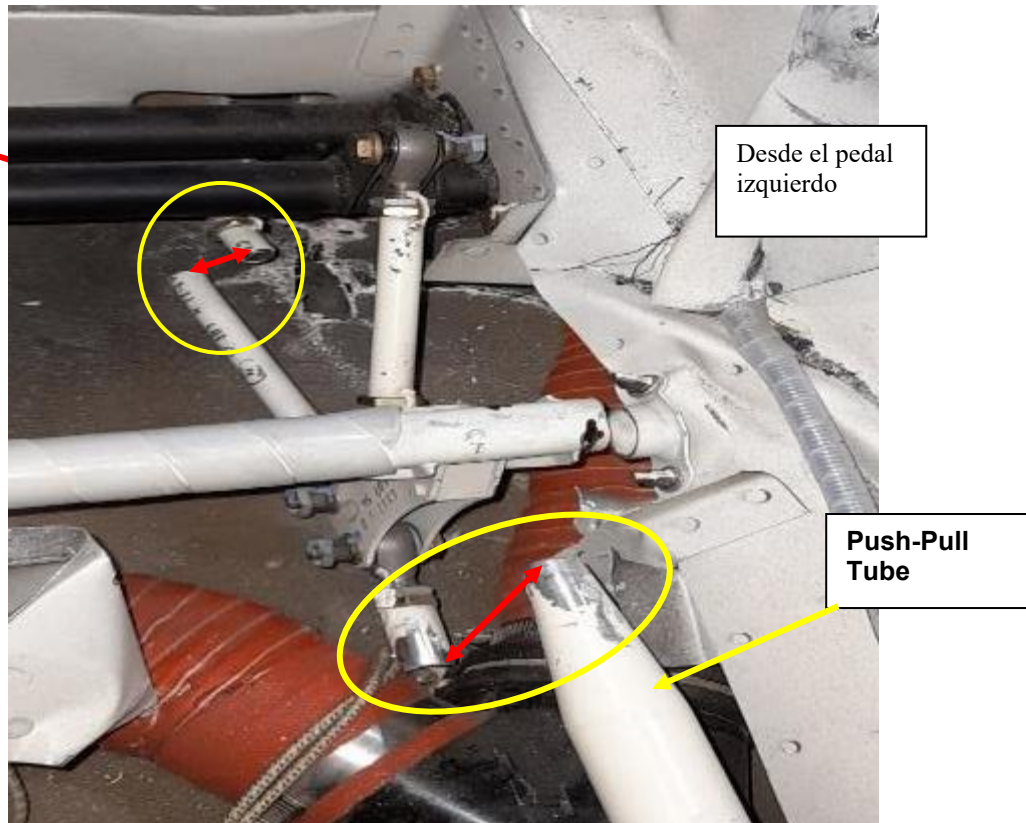
Se retira parte del piso de la cabina sector del copiloto a fin de acceder a las varillas de mando hacia el rotor de cola. (Fotografía 26)



Zona de las
varillas, tubo y
bellkran

Fotografía 26: Vista del área interior del piso lado copiloto.

Las varillas y el tubo quebrado son las de mando desde el pedal derecho y las de mando desde el pedal izquierdo, ambas con evidencias de haberse quebrado por consecuencia del impacto de la aeronave contra el terreno. (Fotografía 27)



Fotografía 27: Vista de las varillas de mando quebradas

Al estar estas varillas quebradas, no es posible la transmisión del mando desde los pedales, al rotor de cola, por lo que se mueve, la varilla desde el Push-Pull tube (Tubo Tira y empuja) cortado, hacia la zona de la Bellkran Assembly. (Fotografía 28)

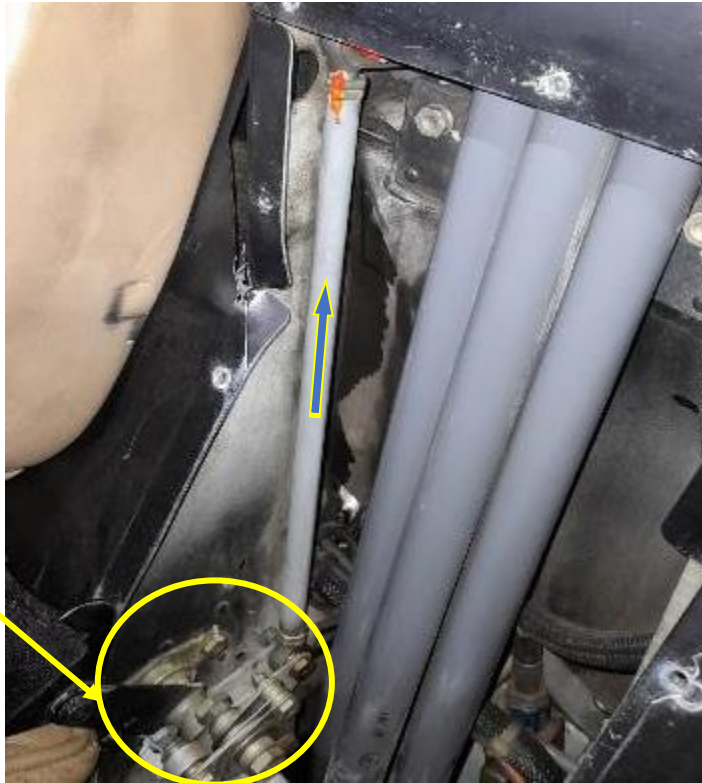


Fotografía 28: Vista del Push-Pull Tube.

El movimiento efectuado desde la varilla cortada fue transmitido hacia la zona de la Bellkran Assembly, ubicada detrás de los asientos traseros. (Fotografía 29)

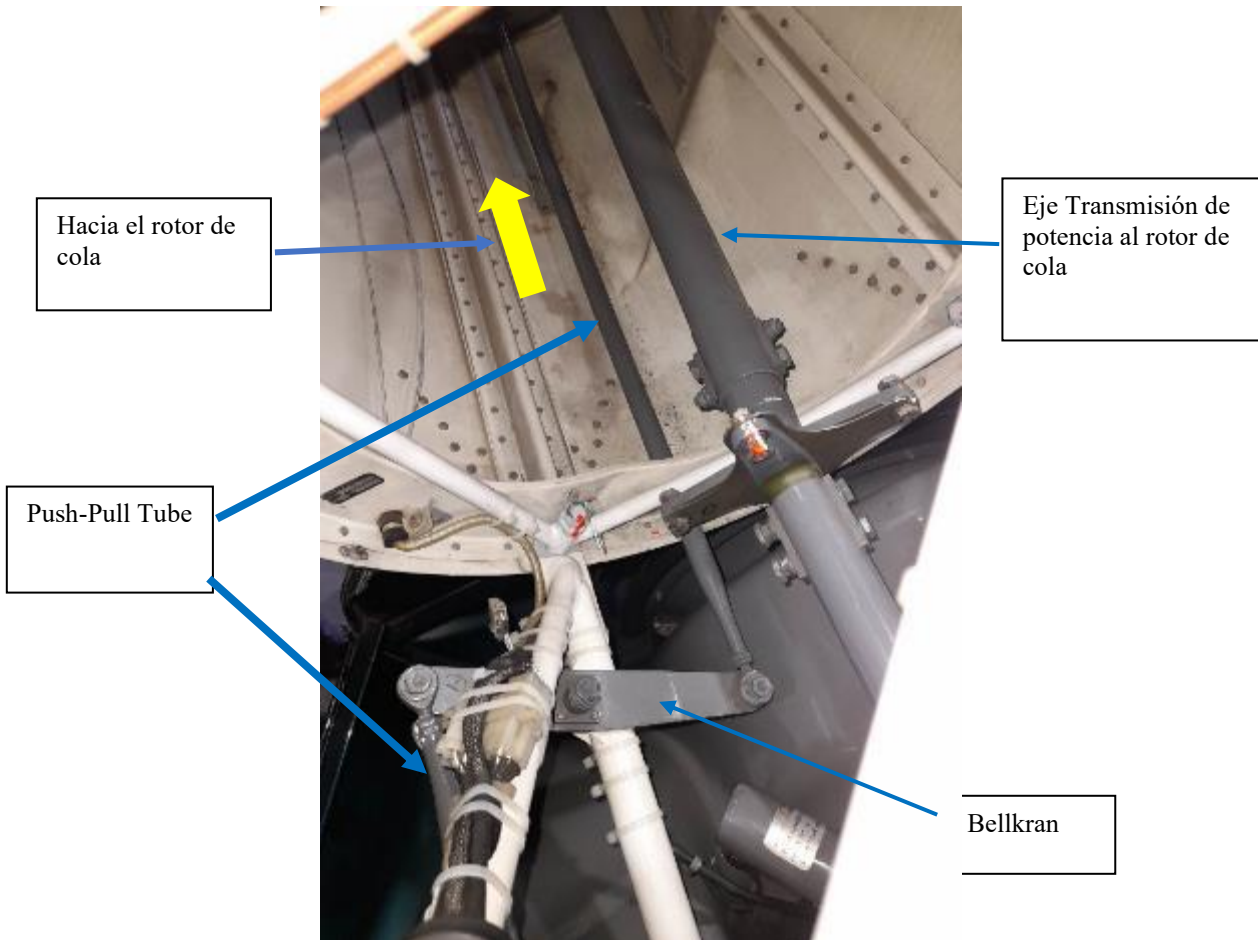
El conjunto del Bellkran Assembly transmite el movimiento hacia arriba, a la zona del cono de cola.

BELLKRAM
ASSEMBLY



Fotografía 29: Vista del conjunto Bellkran Assembly.

Área interior del cono de cola donde se transmite el movimiento de los Push-Pull Tube hacia el rotor de cola. También se puede ver el eje de transmisión de potencia al rotor de cola. (Fotografía 31)



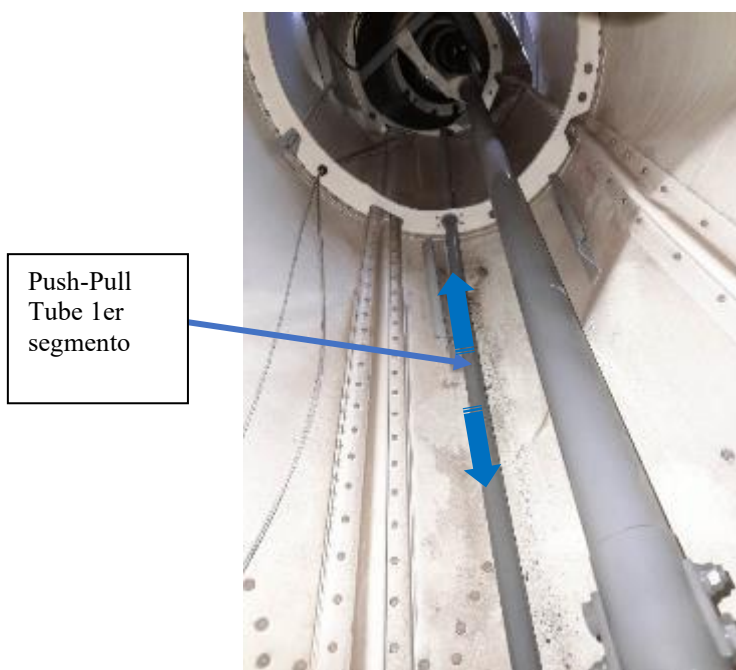
Para la verificación del movimiento hacia los pedales se desmonto el Push Pull Tube desde el terminal, (Rod End). (Fotografías 32 y 33)



Fotografías 32 y 33: Vistas de la desconexión del Rod End.

Esta prueba permitió la verificación del movimiento hacia la zona de los pedales.

El primer segmento del Push-Pull Tube al interior del cono de cola estaba sin observaciones. (Fotografía 34)



Fotografía 34: Vista del 1er segmento del Push-Pull Tube.

El cono de cola, se fracturo a una distancia de 1,50 metros, desde su inicio hacia el rotor de cola. (Fotografías 35 y 36)



Fotografía 35 y 36: Vistas de la fractura del cono de cola.

El área de fractura presentaba interiormente el push-pull tube doblado, producto de la caída del helicóptero sobre el terreno, este dobladura no permitía efectuar el movimiento del cambio de paso de las palas del rotor de cola durante la inspección de verificación de los daños. (Fotografías 37 y 38)



Una vez que la posición del cono de cola fue levantada, este alineamiento permitió el movimiento normal del cambio de paso desde los padales a las palas del rotor de cola, verificándose que anterior al suceso, funcionaba con normalidad.

Las varillas de cambio de paso, caja de cola y ferretería en general del rotor de cola, no presentaban observaciones. (Fotografías 39 y 40)



Fotografías 39 y 40: Vistas del rotor de cola.

Registradores de vuelo

No aplica.

Incendios

No aplica.

Aspectos de supervivencia

El piloto al mando y los tres pasajeros abandonaron la aeronave asistidos por los servicios de urgencia de una clínica cercana.

Los cinturones de seguridad y el arnés de seguridad se encontraron en buenas condiciones. Los carretes de inercia funcionaron y aseguraron normalmente.

El (ELT) o transmisor localizador de emergencia no se activó.

Ensayos e investigación

No aplica.

Información sobre organización y gestión

No aplica.

Información adicional

El manual de vuelo de helicópteros (Helicopter Flying Handbook, FAA-H-8083-21A), Capítulo 11, Helicopter Emergencies and Hazards, página 11-17, Loss of Tail Rotor Effectiveness (LTE), señala lo siguiente:

La pérdida de efectividad del rotor de cola (LTE) o una guiñada no prevista se define como una guiñada rápida y no controlada hacia la pala que avanza que no cede por sí sola. Puede provocar la pérdida del control de la aeronave si no se controla. Es muy importante que los pilotos comprendan que la LTE es causada por una interacción aerodinámica entre el rotor principal y el rotor de cola y no por una falla mecánica. Algunos tipos de helicópteros tienen más probabilidades de encontrarse con LTE debido al empuje de certificación normal producido por tener un rotor de cola que, aunque cumple con los estándares de certificación, no siempre es capaz de producir el empuje adicional que exige el piloto.

LTE es una condición que ocurre cuando el flujo de aire a través de un rotor de cola se altera de alguna manera, ya sea alterando el ángulo o la velocidad a la que el aire pasa a través de las palas giratorias del sistema del rotor de cola. Un rotor de cola eficaz depende de un flujo de aire estable y relativamente tranquilo para proporcionar una reacción anti-torsión constante. El paso y el ángulo de ataque de las palas individuales determinarán la salida de empuje del rotor de cola. Un cambio en cualquiera de estos altera la cantidad de empuje generado. La entrada del pedal de guiñada de un piloto afecta una reacción de empuje del rotor de cola. Alterar la cantidad de empuje entregado para la misma entrada de guiñada crea un desequilibrio. Llevar este desequilibrio al extremo dará como resultado la pérdida de control efectivo en el avión que guiña, y se producirá LTE.

Hay varios factores que contribuyen, pero lo más importante para comprender el LTE es tomar los factores que contribuyen y combinarlos con situaciones que deben evitarse.

Siempre que sea posible, los pilotos deben aprender a evitar las siguientes combinaciones:

- Vuelo bajo, fuera del efecto suelo.
- Flujo de aire y corriente descendente generados por las palas del rotor principal que interfieren con el flujo de aire que ingresa al conjunto del rotor de cola.
- Vórtices de las palas principales que se desarrollan en las puntas de las palas principales que ingresan al rotor de cola.
- Un ajuste de potencia alto, por lo tanto, un ángulo de paso del rotor principal grande induce una corriente descendente considerable de las palas del rotor principal y, por lo tanto, más turbulencia que cuando el helicóptero está en una condición de baja potencia.

El manual de vuelo de helicópteros (Helicopter Flying Handbook, FAA-H-8083-21A), Glosario:

Efecto suelo. Una influencia generalmente beneficiosa en el rendimiento del helicóptero que se produce cuando se vuela cerca del suelo. Es resultado de una reducción de los vórtices ascendentes, descendentes y de las puntas de las palas, que proporcionan una disminución correspondiente de la resistencia inducida.

Vuelo estacionario fuera del efecto suelo (OGE): Vuelo estacionario a una distancia superior al diámetro de un disco de rotor sobre la superficie. Debido a que la resistencia inducida es mayor al volar fuera del efecto suelo, se necesita más potencia para lograr un vuelo estacionario fuera del efecto suelo.

Estado de la investigación:

La investigación se encuentra en etapa de presentación del Informe Final, para posteriormente determinar la causa del suceso y con ello generar recomendaciones de seguridad operacional, en este tipo de aeronave.