



INFORME FINAL DE INVESTIGACIÓN ACCIDENTE DE AVIACIÓN 2047-24

Accidente de aviación ocurrido a un helicóptero fabricado por Robinson Helicóptero Company (RHC), modelo R44 II, el 06 de febrero de 2024, en la Comuna de Lago Ranco, Provincia de Ranco, Región de Los Ríos.

DATOS GENERALES

NÚMERO	2047-24		
CLASIFICACIÓN	CLASE	ACCIDENTE	
	CATEGORÍA	VUELO CONTROLADO CONTRA EL TERRENO (CFIT)	
	FASE DEL VUELO	ASCENSO INICIAL(ICL)	
AERONAVE	TIPO DE AERONAVE	HELICÓPTERO	
	FABRICANTE	ROBINSON HELICOPTER COMPANY	
	MODELO	R44 II	
	MATRÍCULA	CC-PHP	
	PROPIETARIO	TRANSPORTES ICARO S.A.	
	OPERADOR	TRANSPORTES ICARO S.A.	
PILOTO AL MANDO	NOMBRE	SR. MIGUEL JUAN SEBASTIÁN PIÑERA ECHENIQUE (Q.E.P.D.)	
	TIPO DE LICENCIA	PILOTO PRIVADO DE HELICÓPTERO	
	NUMERO	351	
UBICACIÓN	LUGAR	LAGO RANCO, COMUNA DE RANCO, REGIÓN DE LOS RÍOS.	
	COORDENADAS	40°18′52,91″ Sur (S)	72°24′25,67″ Oeste (O)
	FECHA	06.02. 2024	
	HORA	14:57 HORA LOCAL	
FECHA DE INICIO	06.02.2024		
FECHA DE TÉRMINO	17.06.2025		

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 DE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL, Y LO ESTABLECIDO EN EL "REGLAMENTO SOBRE INVESTIGACIONES DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN" (DAR-13), APROBADO POR DECRETO SUPREMO N° 302 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 DETERMINACION DE LAS CAUSAS QUE ORIGINARON EL SUCESO Y NO OBEDECEN A OTRO FINES QUE NO SEAN LA PREVENCIÓN DE FUTUROS ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN.

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

CONTENIDO

DATOS GENERALES	1
ANTECEDENTES	2
LISTA DE ABREVIATURAS Y TÉRMINOS	5
RESEÑA DEL SUCESO	7
1. INFORMACIÓN FACTUAL.....	7
1.1 Antecedentes del vuelo.....	7
1.2 Lesiones de personas	9
1.3 Daños a la aeronave	9
1.4 Otros daños	10
1.5 Información sobre la Tripulación.....	11
1.5.1 Piloto al mando.....	11
1.5.2 Experiencia de vuelo	11
1.6 Información de la aeronave.....	12
1.6.1 Información general	12
1.6.2 Motor.....	13
1.6.3 Rotor Principal.....	13
1.6.4 Rotor de Cola.....	13
1.6.5 Estado de mantenimiento de la aeronave.....	13
1.6.6 Combustible	16
1.6.7 Documentación a bordo.....	17
1.6.8 Carga de la aeronave.....	18
1.7 Información Meteorológica	18
1.7.1 Informe Técnico Operacional N° 051/24 de la Dirección Meteorológica de Chile (DMC)	18
1.7.2 Informe Técnico Operacional N° 177/24 de la Dirección Meteorológica de Chile (DMC)	20
1.8 Ayudas para la navegación	20
1.9 Comunicaciones.....	20
1.10 Registradores de vuelo	20
1.11 Información del lugar de despegue.....	20
1.12 Información del sitio del suceso.....	21
1.13 Información sobre los restos de la aeronave.....	22
1.14 Información médica y patológica	31
1.15 Incendio	31
1.16 Aspectos de supervivencia.....	31

1.17	Ensayos e investigación	32
1.18	Información sobre organización y gestión.....	48
1.19	Información adicional.....	48
1.20	Relatos.....	59
1.21	Técnicas de investigaciones útiles o eficaces.....	63
2	Análisis	63
3	Conclusiones	69
4	Causa / Factores Contribuyentes	70
5	Recomendaciones sobre seguridad.....	70

LISTA DE ABREVIATURAS Y TÉRMINOS

AD	Directiva de Aeronavegabilidad (Airworthiness Directives)
AGL	Altura sobre el terreno
AIP- CHILE	Publicación de la Información Aeronáutica (AIP-CHILE)
CAVOK	Techo y visibilidad Ok (Ceiling And Visibility OK)
CG	Centro de gravedad
CMA	Centro de Mantenimiento Aeronáutico
DA	Directiva de Aeronavegabilidad
DAN	Norma Aeronáutica
DAP	Procedimiento Aeronáutico
DAR	Reglamento Aeronáutico
DGAC	Dirección General de Aeronáutica Civil
DMC	Dirección Meteorológica de Chile
DPA	Departamento Prevención de Accidentes
DPATO	Punto de decisión después del despegue
FDR	Registrador de Datos de Vuelo
EADS	European Aeronautic Defence and Space
EVCA	Extensión de Vigencia de Certificado de Aeronavegabilidad
FATO	Área de aproximación final y de despegue
FF.HH.	Factores humanos
Ft	Pie (Unidad de medida)
GAMET	Información meteorológica de aviación general
GPS	Sistema de Posicionamiento Global (Global Positioning System)
GFS	Sistema de Pronóstico Global (Global Forecast System)
HL	Hora local
IMC	Condiciones meteorológicas de vuelo por instrumentos
MSNM	Metros sobre el nivel del mar
NM	Millas náuticas
N/A	No aplicable
NTSB	National Transportation Safety Board
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
OMA	Organización de Mantenimiento Aprobada

OT	Orden de Trabajo
POH	Manual de vuelo de la aeronave
PV	Presión de vapor de agua
PVS	Presión de vapor saturación
PV	Peso vacío
PMD	Peso máximo de despegue
RHC	Robinson Helicopter Company
RPM	Revoluciones por minuto
SPECIALIST'S FACTUAL REPORT	Informe factual de especialista
S	Sur
UTC	Tiempo Universal Coordinado
VFR	Reglas de Vuelo Visual
VMC	Condiciones meteorológicas de vuelo visual
W	Oeste (West)
WRF	Investigación y Pronóstico del Tiempo (Weather Research and Forecasting)

RESEÑA DEL SUCESO

El 06 de febrero de 2024, un piloto privado de helicóptero junto a tres pasajeros, a bordo de una aeronave marca Robinson Helicopter Company, modelo R44 II, despegaron desde una propiedad privada ubicada en el sector de Ilihue en la ribera sur del Lago Ranco, Comuna de Lago Ranco, Región de Los Ríos, con destino el sector de Coique, Comuna de Futrono, Región de Los Ríos.

Luego, durante el ascenso inicial del helicóptero, el entorno visual desde la cabina hacia el exterior se vio degradada, lo que llevó a que en forma inadvertida se iniciara un descenso sin pérdida de control y con ello, a que impactara contra la superficie del Lago Ranco y luego se iniciara su hundimiento en el agua.

Durante el hundimiento del helicóptero en el agua, los tres pasajeros lograron salir nadando hasta ser rescatados, resultandos ilesos, no obstante, el piloto al mando falleció a consecuencia de este hecho.

En cuanto al helicóptero resultó con daños de importancia.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1 Antecedentes del vuelo

El 06 de febrero de 2024, un piloto privado de helicóptero junto a tres pasajeros, a bordo de la aeronave marca Robinson Helicopter Company, modelo R44 II, aterrizaron en una propiedad privada ubicada en el sector de Ilihue de la ribera sur del Lago Ranco, Comuna de Lago Ranco, Región de Los Ríos.

Luego, de acuerdo con la información proporcionada por un testigo, siendo las 14:40 hora local, el piloto al mando y los tres pasajeros decidieron regresar a la propiedad del piloto al mando, ubicada en el sector de Coique en el mismo Lago Ranco en la Comuna de Futrono, Región de Los Ríos.

Para lo anterior, recorrieron 44 metros aproximadamente desde la casa hasta la aeronave, trayecto en el cual, comenzó a precipitar una llovizna, la cual humedeció las vestimentas de todos los ocupantes del helicóptero.

Según el mismo testigo, una vez embarcados en el helicóptero, el piloto realizó el encendido del motor de la aeronave, pero no tuvo éxito. Ante lo cual, el piloto al mando

decidió esperar unos 5 minutos aproximadamente para realizar un nuevo encendido del motor, lapso, donde todos permanecieron a bordo de la aeronave y con la puerta del costado derecho (lado del piloto), abierta.

Posteriormente, el piloto al mando realizó un segundo intento de encendido del motor, el cual resultó exitoso, ante lo cual, el testigo se alejó del helicóptero, retirándose de la zona de despegue.

Conforme al relato obtenido de los pasajeros, el piloto al mando mantuvo el motor en funcionamiento aproximadamente 2,5 minutos.

Luego, el piloto al mando despegó el helicóptero a vuelo estacionario alto, momento en el cual, y conforme al relato de un pasajero, el parabrisas de la cabina quedó completamente empañado, dificultando la visibilidad hacia el exterior de la aeronave, ante lo cual, el piloto al mando manifestó a los que volaría cerca de la orilla del Lago Ranco para tener una mejor visión.

Enseguida, el piloto realizó un viraje de 180°, quedando orientado hacia el Lago Ranco e inició el ascenso con rumbo Noreste y luego efectuó un viraje hacia la izquierda.

Durante el ascenso inicial del helicóptero y conforme a los relatos de los pasajeros, la visión desde la cabina hacia el exterior de la aeronave se vio degradada, lo que impedía ver algún tipo de referencia.

En esta condición, el piloto al mando no advirtió el descenso del helicóptero, lo que lo llevó a impactar contra la superficie del Lago Ranco, aproximadamente a 172 metros desde el lugar de despegue.

A raíz de lo anterior, el helicóptero comenzó a hundirse en el agua, logrando salir los tres pasajeros, quienes fueron auxiliados por terceras personas las cuales se desplazaban en lanchas particulares, no obstante, el piloto al mando no alcanzó abandonar la aeronave hundiéndose con ella, falleciendo en el lugar del suceso. En cuanto a la aeronave resultó con daños y hundida en el lecho del Lago Ranco.

1.2 Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros	Total
Mortales	1	-.-	-.-	1
Graves	-.-	-.-	-.-	-.-
Menores	-.-	-.-	-.-	-.-
Ninguna	-.-	3	-.-	3
Total	1	3	-.-	4

1.3 Daños a la aeronave

Fuselaje:

- Recubrimiento en la zona lateral inferior derecha, fracturado y deformado.
- Parabrisas del lado izquierdo, fracturado y desprendido.
- Soporte estructural del cinturón de seguridad trasero izquierdo, fracturado y desprendido.
- Estructura tubular de unión entre fuselaje, motor y caja de engranajes de la transmisión principal, con diversas fracturas.
- Mamparo cortafuego horizontal, deformado y fracturado.
- Mamparo cortafuegos vertical, con deformaciones en forma de arrugas.

Transmisión Principal:

- Carcasa de la caja de transmisión principal, fracturada en los dos montantes traseros.
- Caja de transmisión principal inclinada hacia atrás aproximadamente en 45°.
- Correas trapezoidales desprendidas desde las poleas.
- Actuador de tensión de las correas, fracturado y con rayaduras.
- Acoplamiento flexible, doblado.
- Eje de transmisión, trabado.
- Ambos topes de balanceo elastoméricos aplastados en sus centros.
- Spindle¹ de la pala del rotor principal S/N 11946, deformado.
- Pala de rotor principal S/N 11946, con orificio del perno de cambio de paso deformado.

¹ Main Rotor Blade Spindle Assembly.

Rotor Principal:

- Las dos palas deformadas y fracturadas.

Rotor de Cola:

- Una de las palas doblada y fracturada y con una abolladura en el borde de ataque cerca de su punta.
- Eje de transmisión al rotor de cola, deformado.

Controles de vuelo:

- Varillas de mando con discontinuidades debido a las deformaciones y desgarros internos en la estructura del fuselaje.

Tren de Aterrizaje:

- Carenados de los tubos cruzados, deformados.

Empenaje:

- Estabilizador vertical inferior con recubrimiento, fracturado.
- Cono de cola, en costado inferior izquierdo, deformado.

Motor

- Corrosión superficial en las paredes de los cilindros (atribuible a la inmersión en el lago y almacenamiento previo a la inspección).
- Magneto derecho no funcionaba en el momento de la prueba funcional (condición que se atribuyó a la corrosión producida por la inmersión en agua, posterior almacenamiento y envío del motor desde Chile a las instalaciones de Lycoming, USA).

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre la Tripulación

1.5.1 Piloto al mando

Edad	74 años	
Nacionalidad	Chilena	
Tipo de licencia	Piloto privado	
Habilitaciones	Categoría	Helicóptero
	Clase	N/A
	Tipo	R44
	Función	N/A
Examen médico	Vigente	Sí
	Apto	Sí, uso de lentes.
Sucesos anteriores	Si	

1.5.2 Experiencia de vuelo

Experiencia	Horas de vuelo
Total	569:18
En el material	569:18 ²
El día del suceso	00:24 ³
60 días previos	08:00
Fuente de información	Antecedentes obtenidos desde Calificación Final del Piloto Privado, en poder de la DGAC, de fecha 28 DIC 2018

Nota: Se realizaron diligencias para recuperar la bitácora personal de vuelo del piloto al mando, lo que no fue posible.

² Las horas de vuelo estimadas del piloto al mando se encuentran refrendadas hasta el 28.DIC.2018, mediante la calificación final de piloto privado en poder de la DGAC.

³ Tiempo de vuelo desde sector de Coique al sector de Ilihue realizado el día del suceso, track de vuelo que fue realizado vertical la ribera Este el Lago Ranco.

1.6 Información de la aeronave

1.6.1 Información general

Aeronave	Helicóptero	
Fabricante	Robinson Helicopter Company	
Modelo	R44 II	
N° Serie	11776	
Año Fabricación	2007	
Horas de Servicio	585,9	
Pesos Certificados	PV	1.506,6 libras
	PMD	2.500,0 libras
Última inspección	El 14/08/2023, a las 577,9 horas de servicio. Inspección Anual conforme a la normativa aeronáutica DAN 43 “Mantenimiento”, más aplicación de AD/DA y DAN.	



Fotografía N°1: Helicóptero marca Robinson Helicopter Company, modelo R44 II, similar al accidentado.

1.6.2 Motor

Fabricante	Lycoming Engines
Modelo	IO-540-AE1A5
Número de Serie	L-31953-48E
Última inspección	El 14/08/2023 a las 577, 9 horas de servicio. Inspección Anual.

1.6.3 Rotor Principal

Fabricante	Robinson Helicopter Company	
Numero parte	CO16-7	
Número de Serie	11946	11956
Última inspección	El 14/08/2023 a las 577,9 horas de servicio.	

1.6.4 Rotor de Cola

Fabricante	Robinson Helicopter Company	
Numero de parte	CO29-3	
Número de Serie	12811	12816
Última inspección	El 14/08/2023 a las 577,9 horas de servicio.	

1.6.5 Estado de mantenimiento de la aeronave

El 21.05.2007, la Administración Federal de Aviación (Federal Aviation Administration, FAA) de Estados Unidos de América a través del certificado de Exportación de Aeronavegabilidad N° E426532, estableció que el helicóptero marca Robinson Helicopter Company, modelo R44 II, número de serie 11776, podía ser exportado a Chile en calidad de nuevo, estando equipado con un motor marca **Lycoming Engines** modelo IO-540-AE1A5 número de serie L-31953-48E.

El Registro Nacional de Aeronaves estableció en el certificado de matrícula emitido para la aeronave la clasificación de la aeronave para uso privado.

En el formulario de solicitud de primera Certificación de Aeronavegabilidad, de fecha 06.07.2007, el representante legal de la empresa propietaria de la aeronave registró que el helicóptero sería utilizado para vuelos deportivos particulares.

El 24.04.2017, en un CMA aprobado por la DGAC, se efectuó el último pesaje a la aeronave, conforme a la DAN 08-11, “Requisitos de pesaje de aeronaves” ⁴.

El 26.05.2023, conforme a lo registrado en la Orden de Trabajo (OT) N° 0526_1/23 y en la respectiva conformidad de mantenimiento emitida por un CMA aprobado por la DGAC, se efectuó la última inspección y pruebas al transpondedor de control de tránsito aéreo (ATC transponder) y al sistema automático de reporte de altitud de presión. **El CMA certificó que, las pruebas habían sido efectuadas conforme a la DAN 43 y se encontraron conformes.**

El 14.08.2023, a las 577,9 horas de servicio de la aeronave y 8,0 horas de servicio antes del accidente, se efectuó el último Mantenimiento Obligatorio (Inspección Anual) establecido en la norma aeronáutica DAN 92 Volumen III “Regla de Operación para Operaciones no Comerciales-Helicópteros”. Los trabajos fueron requeridos por el representante legal del propietario de la aeronave, a un CMA aprobado por la DGAC y habilitado en el tipo y modelo de aeronave.

Conforme al detalle registrado en la respectiva conformidad de mantenimiento emitida al final de los trabajos, asociados con la Orden de Trabajo N°1.844, se realizaron los siguientes trabajos:

En la aeronave:

- Reemplazo del filtro hidráulico.
- Inspección de 100 Horas / anual.
- Mantenimiento de puntas de palas del rotor principal.
- Revisión por filtración de la válvula de alivio de presión.
- Limpieza de los detectores de partículas ferrosas en la caja de engranajes.

En el motor:

- Inspección y mantenimiento cada 100 horas.
- Aplicación de los Instructivos de Servicio publicados por Lycoming N°1129D, N°1191A, y N°1080C.
- Aplicación de los Boletines de Servicio publicados por Lycoming N°342G, N°388C y N°480F.

Aplicación de los siguientes AD, DA o requisitos de DAN:

⁴ Actualmente, derogada.

- AD 2015-19-07, Fuel injector fuel lines (cada 100 horas)
- DA 96-01R1, Marcas de identificación de fluidos (cada 12 meses).
- DAN 92 Volumen III, párrafo 92.603, Mantenimiento Obligatorio (Inspección Anual /100 horas).
- DAN 92 Volumen III, párrafo 92.613, Pruebas e Inspección del transmisor localizador de emergencia (ELT).

En la conformidad de mantenimiento, el Encargado de Control de Calidad del CMA que realizó los trabajos, registró que se llevaron a cabo en forma satisfactoria y que, en cuanto a estos, la aeronave a esa fecha se encontraba aprobada para el retorno al servicio. Además, en la misma Conformidad fue registrado que entre el 08.08.2023 y el 14.08.2023, se había efectuado a la aeronave una Inspección Anual/100 horas (Mantenimiento Obligatorio), de acuerdo con los requisitos establecidos en la DAN 43 Mantenimiento, párrafo 43.111(b), para lo cual fue aplicada una Lista de Chequeo de fecha 08.08.2023.

Con fecha 14.08.2023 la aeronave se encontraba en condición Aeronavegable⁵. La conformidad de mantenimiento fue encontrada en la bitácora de mantenimiento de la aeronave.

Adicionalmente, conforme a lo registrado en la Lista de Chequeo en la zona de cabina, ítem 2.410.17, fueron revisadas las ventilaciones de las puertas de cabina por operación, no registrándose discrepancias.

Zona de la aeronave	Item	Detalle a inspeccionar (Ver más detalles en Manuales y/o Normas aplicables).	Propietario indica omitir (Llenar según nota al final).	✓ o el N° de la Obs.
Cabin	2.410 17.	Doors: Inspect for cracks around hinges and latches. Check vents for operation. Ensure hinge pins are secured with cotter pins. Check tightness of hinge mounting screws. Verify proper operation of door latching and locking mechanisms.		✓

Imagen N°1: Inspección de las compuertas de ventilación de aire fresco a la cabina.

El 18.08.2023, el representante legal de la empresa propietaria de la aeronave, conforme al procedimiento establecido en la DAP 08 06⁶, inició el proceso para la Extensión de la Vigencia del Certificado de Aeronavegabilidad (EVCA) ante la DGAC. La aeronave al ser

⁵ Según definición establecida tanto en la DAN 43 y DAN 92 Volumen III, es la condición de una aeronave, motor o hélice, cuando se encuentra conforme a su Certificado de tipo y en condición de operación segura.

⁶ Renovación de Certificados de Aeronavegabilidad de Aeronaves que No Operen Bajo la Norma DAN 121.

operada bajo la norma DAN 92 Volumen III y habiendo el operador dado el cumplimiento al Mantenimiento Obligatorio, presentó el correspondiente certificado que establecía que la aeronave se encontraba en condición Aeronavegable.

El 26.09.2023, la DGAC, una vez revisados los antecedentes aportados por el representante legal de la empresa propietaria de la aeronave y conforme al procedimiento establecido en DAP 08 06, dio término al proceso de EVCA, otorgando la cuarta Extensión del Certificado de Aeronavegabilidad⁷ del tipo Estándar, con vigencia hasta el 31.09.2025.

El 06.10.2023, cumpliendo con el proceso de vigilancia continua, un Inspector de Aeronavegabilidad efectuó la última inspección física a la aeronave, no encontrando observaciones, cuyo resultado quedó registrado en el formulario DGAC DSO08/2-209 “Guía de Inspección de Helicópteros”.

Debido a que la bitácora de vuelo de la aeronave no fue encontrada al interior de la cabina, ni en el lugar del suceso, se consultó al representante legal de la empresa propietaria de la aeronave, acerca de la existencia de discrepancias en la aeronave generadas después de la última Inspección Anual. Éste señaló que no había discrepancias. Lo anterior, fue concordante con lo verificado en las bitácoras de mantenimiento de la aeronave y del motor, donde no se registraron trabajos de mantenimiento posterior a la última Inspección Anual.

1.6.6 Combustible

Conforme a lo establecido en el “Pilot’s Operating Handbook Robinson R44 II and FAA Approved Rotorcraft Flight Manual, RT 462”, página 2-6, la gasolina de aviación (AVGAS) de octanaje 100 LL se encuentra dentro de los combustibles aprobados por el fabricante para ser utilizado en la aeronave.

El 19.01.2024, durante el trayecto desde Santiago hacia Futrono, la aeronave fue abastecida de combustible en el Aeródromo General Bernardo O'Higgins (SCCH), Chillán, con 138 litros de AVGAS 100 LL.

El 19.01.2024 fueron adquiridos 400 litros de AVGAS de un octanaje 100LL en el Aeródromo Las Marías (SCVL), Valdivia, y transportados vía terrestre en dos tambores

⁷ Según DAP 08 06, en el procedimiento de EVCA, la responsabilidad de establecer y certificar que la aeronave se encuentra en condición aeronavegable recae sólo en la OMA que efectúa la inspección anual de la aeronave y en la persona con licencia de mantenimiento que la certifica.

plásticos hacia la propiedad del piloto al mando, ubicada en la ribera del Lago Ranco, comuna de Futrono, Región de Los Ríos.

El 06.02.2024, según relato de un testigo, en la propiedad de piloto al mando la aeronave fue reabastecida con 50 litros de AVGAS 100 LL, trasvasijados desde uno de los tambores de plástico.

Posterior al accidente, se obtuvieron muestras de combustible desde cada uno de los tambores plásticos, para su análisis en laboratorio especializado. Su resultado estableció que correspondían a una gasolina de aviación de octanaje 100LL.

Debido a la permanencia del helicóptero bajo el agua, desde el 06 hasta el 10 de febrero del 2024, ingresó agua al interior de los estanques de combustible principal y auxiliar, drenando el combustible existente en su interior, lo cual, fue verificado en la inspección técnica.

Según lo registrado en informe emitido por el fabricante del motor, el filtro de entrada del servo combustible del motor fue retirado y examinado, no siendo observada la presencia de elementos sólidos, sedimentos, caucho u otra contaminación que pudiera impedir el flujo normal de combustible a través del filtro.

1.6.7 Documentación a bordo

Documentación	Condición
Certificado de Matrícula	No fue recuperado ⁸ .
Certificado de Aeronavegabilidad	Recuperado (vigente y sin observación).
Manual de vuelo	Recuperado ⁹ .
Bitácora de vuelo	No fue recuperada.

⁸ Se verificó que la aeronave estaba registrada en la DGAC.

⁹ Número de parte RTR 462 última revisión de fecha 17/11/2021.

1.6.8 Carga de la aeronave

De acuerdo con los antecedentes obtenidos durante la investigación, el peso de la aeronave al momento del despegue habría sido de:

Pesos	Peso Vacío (PV)	1.506,6 lbs
	Piloto al mando	161,0 lbs ¹⁰
	Pasajero 1	170,0 lbs ¹¹
	Pasajero 2	170,0 lbs
	Pasajero 3	170,0 lbs
	Combustible estanque principal	128,0 lbs ¹²
	Combustible estanque auxiliar	38,0 lbs
	Peso al despegue	2.190,3 lbs
	PMD	2.500,0 lbs
	Rango de Centro de Gravedad (CG)	Longitudinal entre 93,0" y 98,0"
	CG al momento del suceso	94,5"

El cálculo del CG al momento del despegue permitió establecer que se encontraba dentro de rango de CG establecido por el fabricante.

1.7 Información Meteorológica

1.7.1 Informe Técnico Operacional N° 051/24 de la Dirección Meteorológica de Chile (DMC)

El informe estableció que el 6 de febrero de 2024, entre las 10:00 y las 18:00 hora local, en las coordenadas 40° 18' 52.91" Sur; 72° 24' 25.67" Oeste, en el sector Lago Ranco, Región de Los Ríos, la configuración en superficie es el paso de un frente con aproximación de una baja presión asociada a un segundo frente.

De acuerdo con lo observado en las imágenes satelitales, a la hora de interés, el cielo se encontraba nublado.

De acuerdo con la información del modelo de Investigación y pronóstico del tiempo (Weather Research and Forecasting, WRF) con datos aportados por el Sistema Global de Predicción (Global Forecast System, GFS), el día 6 de febrero de 2024, entre las 14:00 y las 16:00 hora local, se encontraba:

¹⁰ Peso del piloto al mando, mediante registro MEDAV.

¹¹ Pesos de pasajeros 1, 2 y 3 conforme peso estándar descrito en el POH de la aeronave.

¹² Conforme a relato de testigo que reabasteció de combustible la aeronave por última vez.

- el cielo nublado.
- la temperatura del aire variaba de **12°C a 20°C**, en superficie.
- la humedad relativa en superficie variaba entre **70% y 100%**.

Fue estimado que:

- El viento en superficie presentó una dirección predominantemente Norte con una intensidad que fluctuaba entre 4m/s y 6m/s¹³ y
- **La precipitación acumulada fue entre 4 a 8 milímetros.**

Cabe señalar que los datos obtenidos del modelo WRF con datos GFS corresponden a información referencial para las condiciones del sitio.

Por otro lado, la estación meteorológica Fundo El Maitén – Paillaco registró:

- **Temperatura media del aire de 19,6 °C**, con una humedad relativa del 88%, entre las 11:00 a.m. hora local y las 6:00 p.m. hora local.
- **El viento** que predominó en el lugar fue del Norte y alcanzó intensidades de 2,6 m/s¹⁴ a las 13:00 hora local.

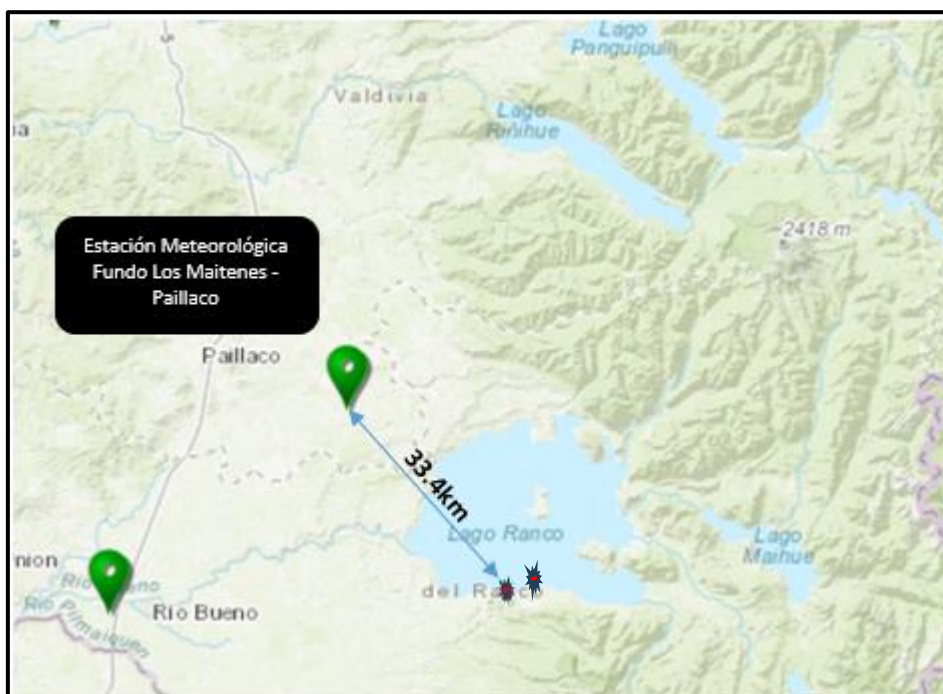


Imagen N°2: Estación Meteorológica Fundo Los Maitenes – Paillaco.

¹³ 14 a 22 kph.

¹⁴ 09 kph aprox.

1.7.2 Informe Técnico Operacional N° 177/24 de la Dirección Meteorológica de Chile (DMC)

La DMC estableció como definición de “Condensación” lo siguiente:

Es el cambio de agua desde el estado gaseoso a líquido.

Esto ocurre cuando la presión de vapor de agua (PV) es mayor a la presión de vapor saturación (PVS). Esto puede provocar a un aumento en PV o una disminución de la PVS.

La causa fundamental de una disminución en PVS son el decrecimiento de la temperatura (en la atmósfera).

Los mecanismos de enfriamiento de la atmósfera son:

- La mezcla de masas de aire húmedo a diferente temperatura.
- Contacto con una superficie fría.
- Enfriamiento adiabático¹⁵, que es el más efectivo.

1.8 Ayudas para la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

No aplicable.

1.10 Registradores de vuelo

La aeronave no contaba con ningún tipo de registradores de datos de vuelo, debido a que conforme a la norma aeronáutica DAN 92, Volumen III, no era requerido.

La aeronave no contaba con una cámara de cabina, la cual, es un equipamiento opcional.

1.11 Información del lugar de despegue

La aeronave despegó desde una propiedad privada ubicada en el sector de Ilihue de la ribera sur de Lago Ranco, comuna de Ranco, Región de Los Ríos, 64 metros sobre el nivel medio del mar, en las coordenadas Latitud 40° 18' 57.48" Sur; Longitud 72° 24' 13.62" Oeste.

¹⁵ El enfriamiento adiabático es un proceso físico mediante el cual se produce el enfriamiento del aire mediante la evaporación de agua previamente añadida.



Imagen N°3: Lugar de despegue de la aeronave.

1.12 Información del sitio del suceso

La aeronave fue encontrada a 28 metros de profundidad y a 172 metros aproximadamente de la orilla del Lago Ranco, en las coordenadas geográficas Latitud 40°18' 51,79" Sur y Longitud 72° 24' 21,52" Oeste.



Imagen N°4: Sitio del Suceso

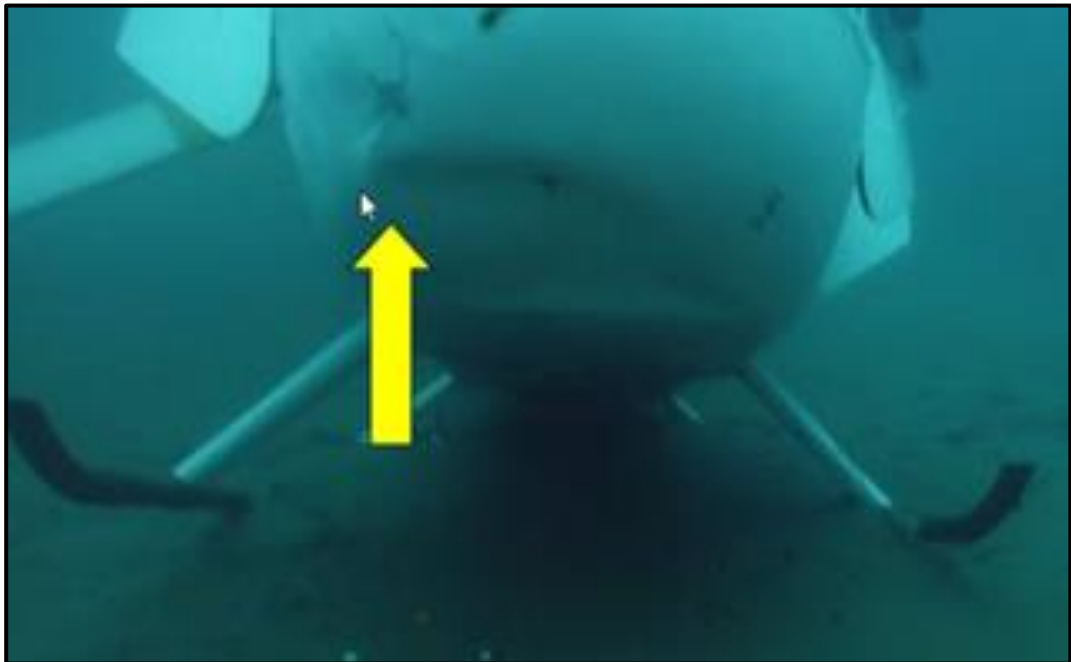
1.13 Información sobre los restos de la aeronave

1.13.1 Inspección de la aeronave en el lugar del suceso

La primera inspección de la aeronave fue realizada por buzos criminalistas de la Policía de Investigaciones de Chile (PDI), los cuales efectuaron registros fílmicos que permitieron al equipo investigador de la DGAC, establecer la posición, daños y la integridad del helicóptero.

Los registros fílmicos permitieron establecer que la aeronave estaba inclinada hacia atrás, apoyada sobre la parte trasera de los tubos de deslizamientos del tren de aterrizaje.

En la zona inferior derecha del fuselaje se observó el recubrimiento fracturado y deformado (Fotografía N°2).



Fotografía N°2. Daños en costado derecho del fuselaje (vista frontal).

El parabrisas del lado izquierdo estaba desprendido y fracturado, siendo encontrado en el lecho del lago (Fotografía N°3).



Fotografías N°3: Parabrisas izquierdo, desprendido.

La caja de engranajes del rotor principal se desprendió de la estructura tubular del fuselaje, quedando desplazada hacia atrás, haciendo que el mástil y el conjunto del rotor principal se desplazaran hacia el mismo lado (Fotografía N°4).



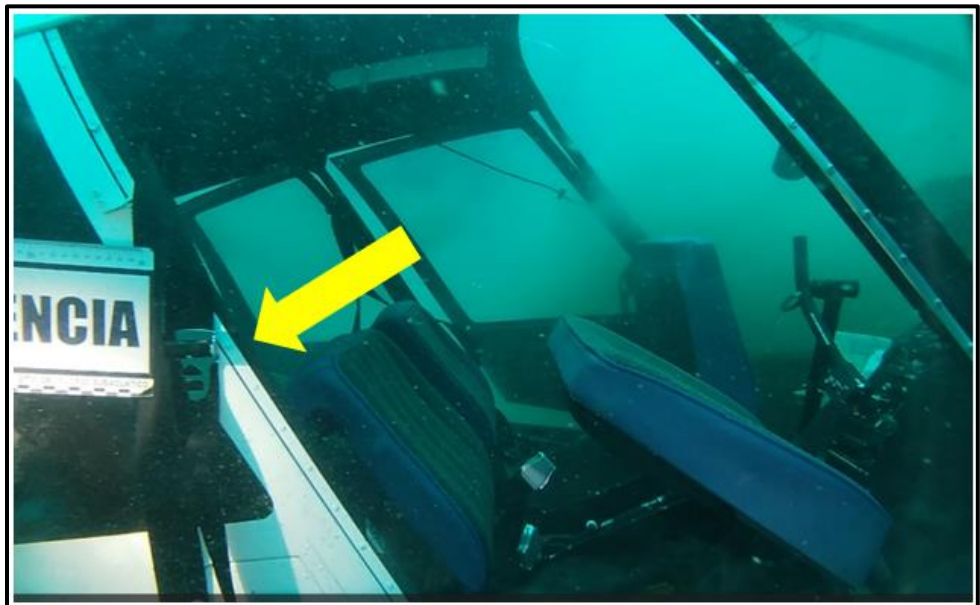
Fotografía N°4. Caja de engranajes principal y conjunto de rotor principal desplazadas hacia atrás.

Las palas del rotor principal estaban deformadas hacia abajo y fracturadas en la zona de unión con el cubo, debido al impacto contra la superficie del lago.

El cono de cola sin evidencias de daños provocados por las palas del rotor principal.

El mando cíclico y los pedales estaban instalados solo en el lado derecho de la cabina, lugar usado por el piloto al mando.

El arnés de seguridad del asiento delantero derecho (puesto del piloto al mando) estaba desasegurado y la puerta delantera de acceso a la cabina del mismo lado, abierta (Fotografía N°5).



Fotografía N°5: Arnés de seguridad usado por el piloto al mando y puerta acceso a la cabina lado derecho, abierta.

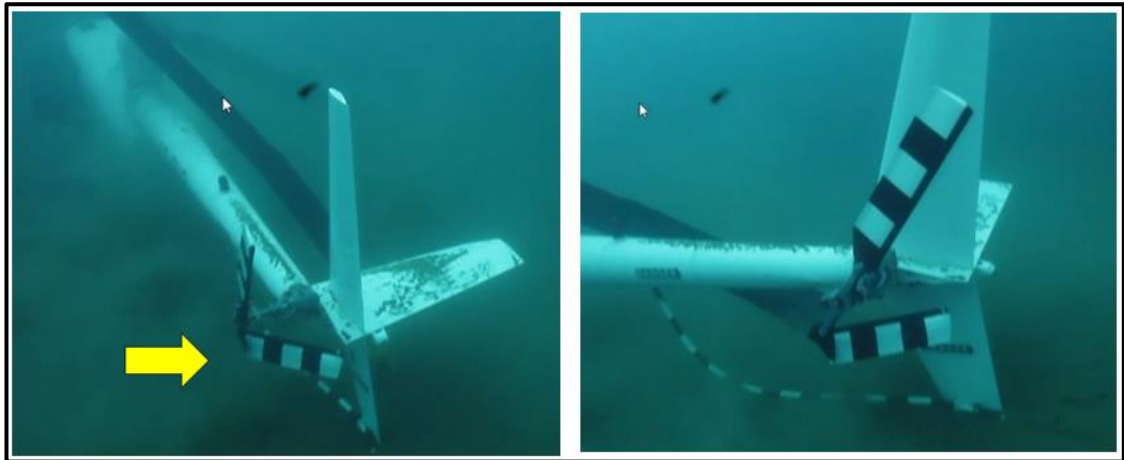
La puerta trasera del lado izquierdo estaba desasegurada y abierta.

Las ventilaciones de cada una de las puertas de acceso a la cabina estaban cerradas (Fotografía N°6).



Fotografía N°6. Ventilaciones de las puertas de acceso a la cabina cerradas.

En el rotor de cola, una de sus palas estaba fracturada y deformada, dañando el recubrimiento del lado izquierdo del estabilizador vertical inferior (Fotografías N° 7 y 8).



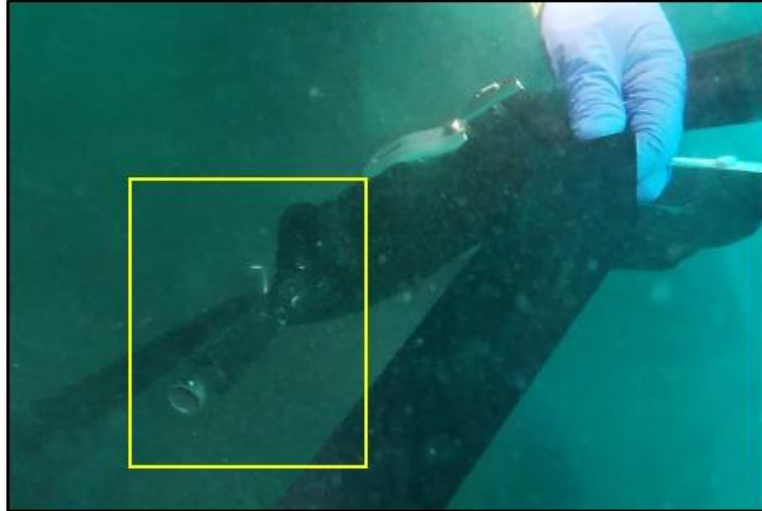
Fotografías N° 7 y 8: Daños en el rotor de cola.

En el interior de la cabina, bajo uno de los asientos, se observó el manual de vuelo de la aeronave y una Publicación de la Información Aeronáutica (AIP-CHILE).

Los arneses de seguridad, utilizados por los pasajeros ubicados en el asiento delantero izquierdo y asiento trasero derecho, estaban con sus seguros en posición abierta.

El arnés de seguridad utilizado por el pasajero del asiento trasero izquierdo, estaba desprendido desde el punto de anclaje. El punto de anclaje a la estructura de la cabina estaba fracturado en la zona de unión a la estructura de la cabina, atribuido al sobre

esfuerzo provocado por las varillas de los mandos verticales del rotor principal, las cuales se deformaron y provocaron la fractura de la zona de unión del punto de anclaje del cinturón (Fotografía N° 9).



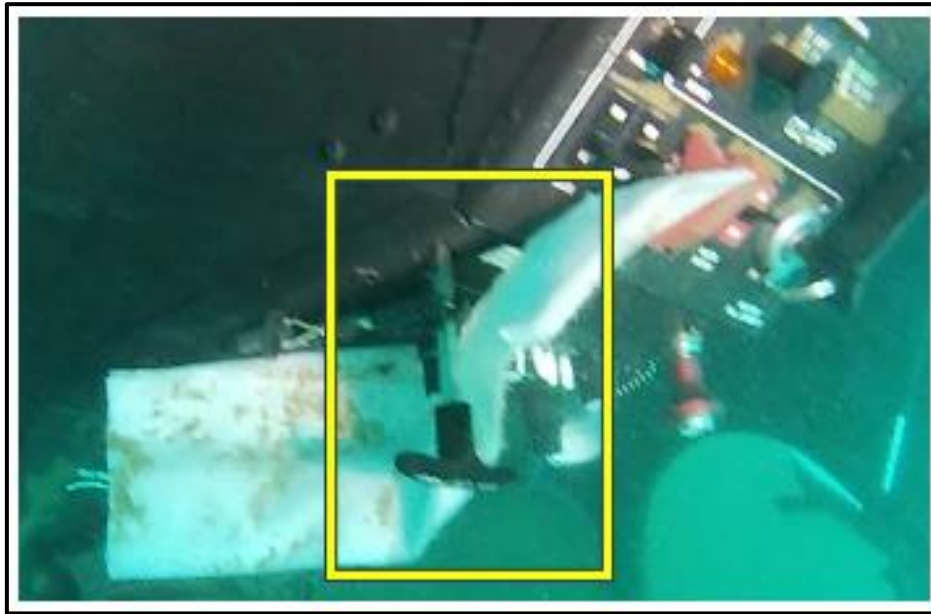
Fotografía N°9: Punto de anclaje a la estructura de la cabina, fracturado.

Los daños en las palas del rotor principal fueron concordantes con el impacto de ellas contra la superficie acuosa del lago, que provocó su inmediata detención y el desplazamiento hacia atrás del conjunto de transmisión principal (fotografía N° 10) y la consiguiente desconexión del motor.



Fotografía N°10: Desplazamiento hacia atrás de transmisión y rotor principales.

La manilla de control de ingreso frontal de aire a la cabina (air cabin) estaba en posición abierta (Fotografía N°11).



Fotografía N°11. Posición del control de la válvula de aire para la cabina.

1.13.2 Reflotación de la aeronave del sitio del suceso

El 10.02.2024, después de permanecer cuatro días sumergido el helicóptero a 28 metros de profundidad en el Lago Ranco, una vez autorizado el plan presentado por la empresa responsable de la recuperación de la aeronave, la Armada de Chile autorizó su reflotamiento.

La aeronave fue izada y colocada sobre la rampa de un camión grúa ubicado en la cubierta de una barcaza.

Durante el desplazamiento de la aeronave desde el sitio del suceso hacia el Muelle de Futrono, se debió desmontar una de las palas del rotor principal.

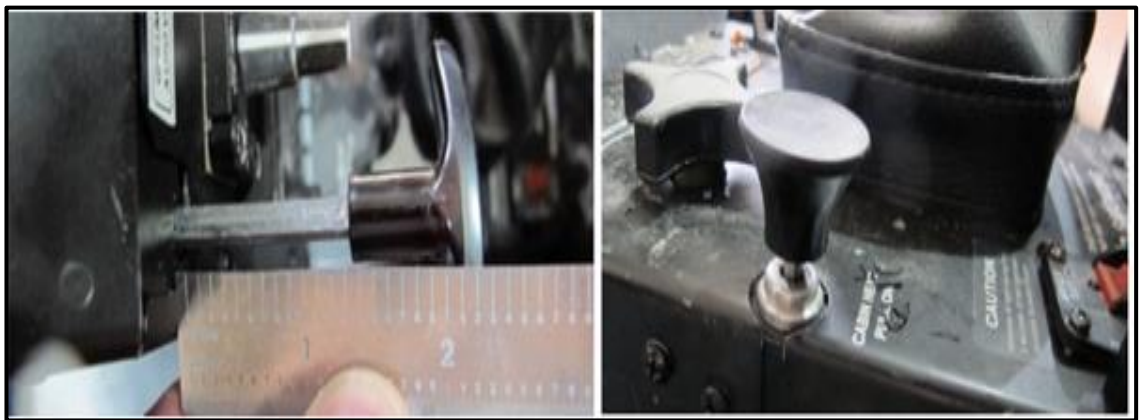
1.13.3 Primera Inspección de la aeronave

El día 10.02.2024, en instalaciones de Carabineros de Chile, ubicada en la comuna de Futrono, el equipo investigador inspeccionó la aeronave estableciendo su integridad (estaba completa).

En la cabina de la aeronave se verificó que la manilla de control de ingreso de aire de impacto a la cabina estaba en posición abierta (1) y la de control de aire caliente (2) a la cabina estaba en posición hacia abajo (cerrada) (Fotografías N°12)



Fotografía N°12. Ubicación de los controles de ingreso de aire frontal o de impacto y de aire caliente a la cabina.



Fotografías N°13 y 14: Posición de los controles de aire frontal para cabina y aire caliente.

Al interior de la cabina y en el compartimiento ubicado bajo los dos (02) asientos delanteros, se encontraron:

- Un Manual de vuelo.

- Un extintor de incendio.
- Un soporte para teléfono celular.
- Dos embudos.
- Una protección para el tubo Pitot.
- Un botiquín de primeros auxilios.
- Cuatro audífonos.
- Un Certificado de Aeronavegabilidad.
- Una cartilla de información de seguridad, aplicable al tipo de helicóptero.
- Una Lista de verificación para el piloto aplicable al tipo de aeronave.
- Una publicación AIP-Chile.
- Seis (6) envases de aceite para motor (W100).
- Una botella con líquido extintor de incendio.
- Un vaso para inspección de combustible.
- Un mando cíclico para lado izquierdo.
- Dos pedales de vuelo para el lado izquierdo.
- Una funda para lentes.
- Controles de vuelo solo en el lado derecho (lado del piloto).

En el compartimiento de equipaje se encontró un bidón vacío de color amarillo con capacidad para 20 litros.

El panel de circuit breaker, ubicado bajo el asiento delantero izquierdo, se encontró con sus disyuntores en posición adentro, a excepción de COM 2, DME y GOV.

El horómetro del colectivo registraba 585,9 horas.

El interruptor remoto en cabina del ELT estaba en posición ARM.

El mando de mezcla estaba en posición adentro (Full Rich).

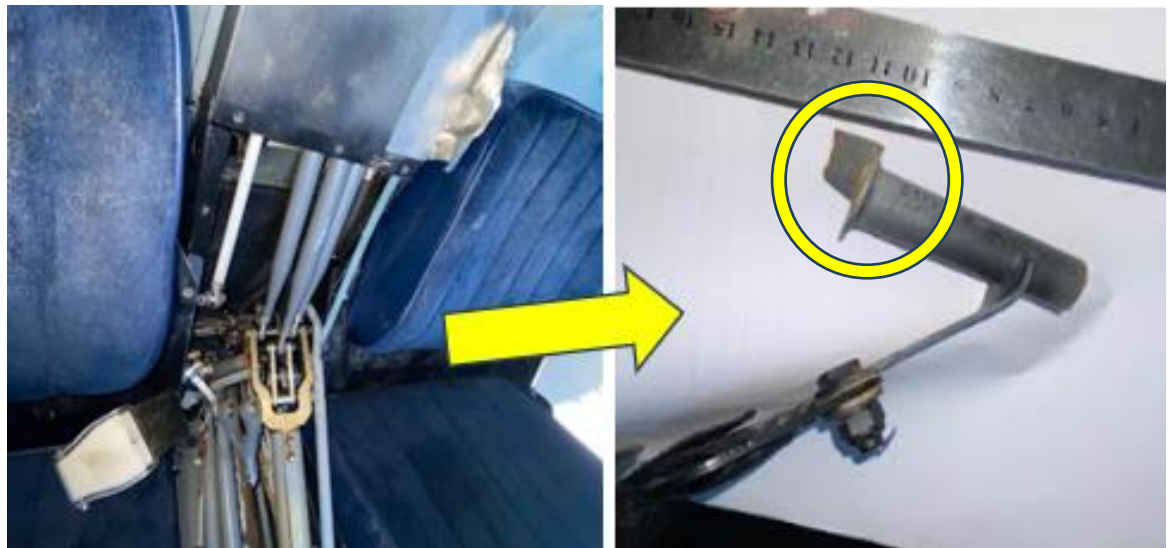
El transpondedor estaba seleccionado en ALT.

Se corroboró la existencia de daños estructurales en el conjunto de transmisión, los rotores principales y de cola y en el estabilizador vertical inferior, visualizados en la fijación submarina realizada por buzos criminalistas de la Policía de Investigaciones de Chile.

Posteriormente y para el traslado vía terrestre de la aeronave hasta el lugar de custodia en la ciudad de Santiago, fueron desmontados los estabilizadores vertical y horizontal del helicóptero.

1.13.4 Segunda inspección de la aeronave

En la instalación fijada para la custodia de la aeronave, el equipo investigador verificó la existencia de una fractura en el soporte de anclaje a la estructura del fuselaje del arnés de seguridad del asiento trasero izquierdo. La fractura provocada por las barras de empuje del mando del rotor principal produjo el desprendimiento del conjunto del arnés de seguridad permitiendo que el pasajero saliera de la cabina rápidamente (fotografía N° 15 y 16).



Fotografías N°15 y 16: Fractura en el soporte del arnés de seguridad del asiento trasero izquierdo por desplazamiento de las barras verticales.

En relación con el sistema de ventilación, se pudo corroborar lo evidenciado en la primera inspección y fijación realizada en el sitio del suceso, donde las puertas de ventilación (laterales), ubicadas en cada una de las puertas de acceso a la cabina, se encontraban en posición cerrada.

La compuerta de ventilación o válvula frontal de la cabina estaba en posición abierta, concordante con la posición del mando en cabina.

Las salidas de aire caliente, proveniente de la caja de aire caliente en el motor, ubicadas en la parte delantera de la cabina estaban sin obstrucción. Al ser actuados los dos mandos, el de ventilación y calefacción, operaron abriendo y cerrando las respectivas válvulas sin observaciones.

1.14 Información médica y patológica

En el informe de autopsia emitido por el Servicio Médico Legal estableció que el deceso del piloto al mando fue por “*asfixia por inmersión*”, atribuible a un accidente aéreo.

En el informe toxicológico se estableció que, no se detectó la presencia de drogas de abuso y/o sus metabolitos.

En el Informe de alcoholemia estableció que existía 0,00 gramos por litro (g/L) de alcohol en la sangre.

1.15 Incendio

No aplicable.

1.16 Aspectos de supervivencia

En cuanto a las actividades de búsqueda y salvamento, las acciones iniciales fueron realizadas por personas que vieron el suceso y concurrieron con sus lanchas al lugar del hundimiento de la aeronave para asistir a los ocupantes de la aeronave.

Un bombero del Cuerpo de Bomberos del Lago Ranco asistió al lugar del hundimiento de la aeronave, recuperando el cuerpo el piloto al mando (fallecido), el cual fue encontrado fuera de la cabina y al costado derecho de la aeronave.

La puerta del lado derecho delantero estaba abierta. El arnés de seguridad usado por el piloto al mando fue encontrado abierto, permitiendo ambas condiciones la salida desde el interior de la cabina.

Los tres pasajeros no sufrieron lesiones durante su propia evacuación desde el interior de la cabina. El pasajero que se encontraba en el asiento delantero izquierdo salió por la puerta trasera del mismo lado. La puerta delantera del lado izquierdo se encontró cerrada. Los arneses usados por los pasajeros ubicados en el asiento delantero izquierdo y trasero derecho fueron encontrados en posición abiertos.

El arnés de seguridad instalado en el asiento trasero izquierdo estaba en posición cerrado, debido a que el soporte a la estructura del fuselaje estaba fracturado. La falla estructural (fractura instantánea) encontrada en el soporte metálico del cinturón de seguridad del asiento izquierdo trasero, se atribuyó al sobreesfuerzo provocado por las barras verticales de mando de vuelo, ubicadas bajo el piso y entre los asientos traseros. Estas barras, al ser desplazadas por el movimiento de la transmisión hacia atrás, durante el impacto de las palas del rotor principal contra el agua del lago, permitió que el cinturón

de seguridad dejara de estar anclado a la estructura del helicóptero, facilitando la salida del pasajero desde el interior de la cabina.

Los mecanismos de apertura y cierre de las puertas de acceso a la cabina inspeccionados funcionaron sin observaciones.

El parabrisas del lado izquierdo se encontró desprendido, lo cual pudo aliviar la tensión producida sobre la puerta delantera izquierda, permitiendo ser abierta en el sitio del hundimiento de la aeronave por los buzos criminalistas de la PDI.

El interruptor remoto del transmisor localizador de emergencia (ELT) en cabina estaba de posición ARM. La antena y cable de conexión estaban sin observaciones. El interruptor en el equipo ELT estaba en posición ARM. El ELT no se activó con el impacto del helicóptero contra el agua.

1.17 Ensayos e investigación

1.17.1 Inspección de la aeronave por el fabricante de la aeronave

Entre el 14 y 15 de febrero del 2024, un investigador del fabricante Robinson Helicopter Company (RHC) efectuó una inspección a la aeronave en presencia del equipo investigador designado al suceso. El informe emitido permitió establecer lo siguiente:

a) Los instrumentos y equipos:

- Indicador de velocidad vertical : 400 pies por minutos (fpm) en ascenso.
- Velocímetro : Sobre los 145 nudos (Kts).
- Tacómetro de motor / rotor : Motor 46% y Rotor 48%.
- Altímetro : 1.630 pies (ft).
- Escala barométrica : 1.014 Milibar (Mb).
- Presión de entrada : 30 pulgadas de mercurio (In hg).
- Indicador de temperatura exterior : Inoperativo.
- Amperímetro : Cero

- Presión de aceite : Bajo cero (lower pin).
- Temperatura de aceite : Bajo cero (lower pin).
- Temperatura cabeza de cilindros : Bajo cero (lower pin).
- Indicador de cantidad combustible de estanque principal : Vacío.
- Indicador de cantidad combustible de estanque auxiliar : Vacío.
- Dimmer/ luces de panel : Totalmente brillante.
- Reloj : Inoperativo.
- Compas magnéticos : Dañado.
- Horómetro : 585:9 horas.
- Transpondedor : Inoperativo.
- Radios/ Comunicaciones /Nav : Inoperativo.
- GPS : Inoperativo.

b) Los interruptores:

- Luces de navegación : Apagadas.
- Luces estroboscópicas : Encendidas.
- Embrague : Enganchado.
- Protección de embrague : Abajo.
- Alternador : Encendido.
- Master : Encendido.
- Encendido : Ignición apagada- Sin llave.¹⁶

¹⁶ La llave fue retirada desde el helicóptero durante inspección inicial del equipo investigador en Futrono.

- Luces de aterrizaje : Encendidas.
- Luz de mapa : Apagada.
- Gobernador : Encendido.
- Intercom : Inoperativo.
- Hidráulico : Encendido.

c) **Perillas de control (Control Knobs)**

- Aire de cabina (válvula) : Abierta entre 1,25 -1,30 pulgadas.
- Mezcla : Totalmente rica.
- Válvula de calor a la cabina : Abierta 0,25 pulgadas.
- Fricción del mando cíclico : Off.
- Fricción del mando colectivo : Off.
- Válvula de combustible : Abierta.

d) **Las etiquetas de sobre temperatura** estaban sin observaciones.

e) **Los disyuntores** estaban abajo o adentro (posición normal), excepto los denominados “GOV” y “COM2/DME” que estaban en posición arriba o afuera. Debido a la condición del disyuntor denominado “GOV”, se decidió desmontar y enviar a inspección la unidad de control del gobernador y dos convertidores de corriente DC A DC, un modelo LT-46(D) y el otro LT-71A, al fabricante RHC.

f) **Las ampollitas de las luces de advertencia** estaban sin observaciones

g) Los paneles centrales entre los asientos traseros se levantaron y deformaron por el contacto con los controles de vuelo del rotor principal.

h) Los controles del rotor de cola y del cíclico del tipo extraíbles del lado izquierdo no estaban instalados, siendo encontrados bajo uno de los asientos (compartimiento de carga).

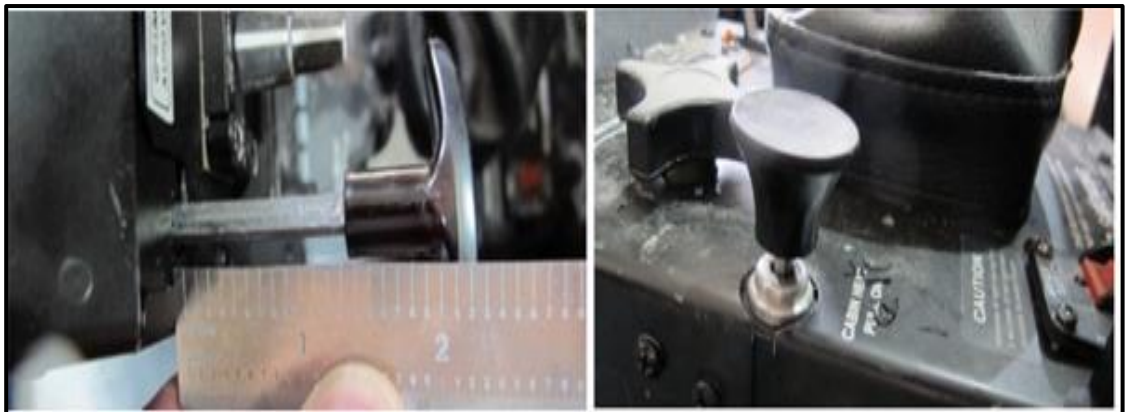
i) La corredera de fricción del colectivo estaba fracturada.

j) El arnés de seguridad izquierdo trasero permaneció abrochado, pero el anclaje se separó de la estructura (fotografía N° 17).



Fotografía N°17. Anclaje de cinturón de seguridad trasero del lado izquierdo, fracturado.

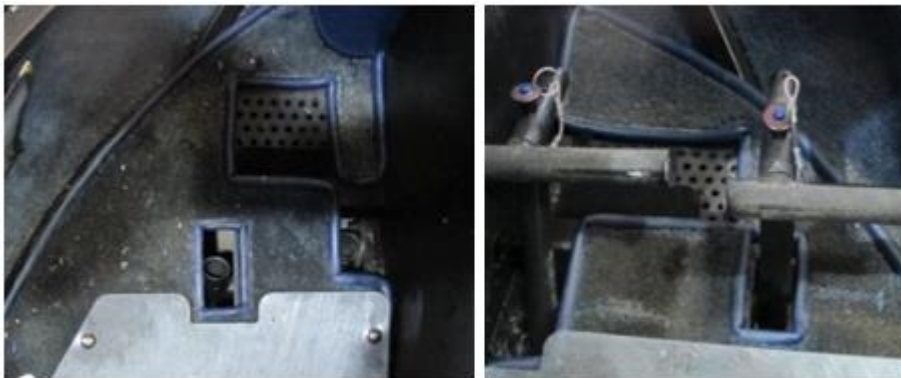
- k) Los otros tres arneses de seguridad estaban desabrochados. El carrete de inercia delantero derecho (usado por el piloto al mando), funcionó correctamente.
- l) La perilla de control del aire fresco de la cabina se encontró abierta 1,3", con la compuerta frontal 65 % abierta, al ser actuada funcionó correctamente. Salidas de aire caliente sin obstrucciones (ver fotografías 18 y 19).



Fotografías N°18 y 19: Posición de los controles de aire frontal para cabina y aire caliente.



Fotografía N° 20. Compuerta frontal de ingreso aire a cabina, parcialmente abierta.



Fotografía N°21 y 22: Salidas de aire caliente en el piso de cabina.

i) **Sistema de combustible**

- El estanque de combustible principal tenía deformaciones y daños por impacto, asociados con el movimiento de la caja de engranajes del rotor principal que comprometió el panel interior.
- La tapa de llenado del estanque permaneció asegurada.
- El filtro de malla (finger screen) estaba limpio.
- Fue drenada agua del estanque, no había combustible presente.
- El estanque de combustible auxiliar sufrió daños menores por el impacto contra la caja de engranajes del rotor principal.

- La tapa de llenado del estanque auxiliar permaneció asegurada y la rejilla de filtrado estaba limpia.
- Fue drenada el agua existente en el estanque de combustible auxiliar, no fue encontrado combustible producto del ingreso de agua.
- La válvula de corte de combustible estaba en la posición ON (encendido), aunque el tubo de control estaba desconectado.
- Las mangueras de ventilación de combustible se sacaron de los tubos de ventilación.
- La totalidad de las mangueras y los tubos estaban limpios al ser sopladados.
- El recipiente del gascolator estaba lleno de agua, pero libre de residuos.
- El filtro del gascolator tenía algunos residuos que cubrían aproximadamente el 20% de la rejilla o filtro de malla.
- Las líneas de combustible no estaban dañadas y estaban despejadas.
- Fue energizada la bomba de combustible auxiliar, operando en forma normal.

j) Controles del motor

- La manilla de control de la mezcla de combustible estaba en la posición de mezcla rica y su protector colgaba desde el costado de la consola.
- El brazo de la unidad de control de combustible estaba en la posición de mezcla rica y el cable de control estaba asegurado al brazo.
- El control de la mezcla de combustible funcionaba correctamente.
- La biela del acelerador estaba en una posición de recorrido medio, al igual que el brazo del acelerador en la unidad de control de combustible.
- El acelerador funcionó correctamente con la mano.

k) Motor

- La inspección visual del motor no reveló daños por impacto.
- El engranaje impulsor del motor de arranque estaba atascado en la corona dentada del motor de arranque y se retrajo fácilmente cuando fue movida la corona dentada.
- Fueron desmontadas las bujías inferiores y las tapas de válvulas.
- Las bujías estaban mojadas y con corrosión superficial.
- Utilizando el ventilador de refrigeración, se hizo girar el cigüeñal a mano varias revoluciones sin anomalías, lo que confirmó el movimiento de cada balancín y fue verificada la compresión a través de la succión del pulgar en cada cilindro.

- Fueron girados los dos magnetos manualmente, lo que confirmó la generación de chispa en cada uno de los cables de encendido.
- El borde exterior delantero del ventilador de refrigeración del motor estaba con marcas de roce alrededor de 75° de su circunferencia.
- El filtro de aire estaba limpio.
- El conducto de admisión no estaba dañado.
- La corona dentada del motor de arranque no tocó los radiadores de enfriadores de aceite ni la polea del alternador/ventilador de refrigeración.
- La cara posterior de la polea superior tenía una marca de rayadura profunda alrededor de 180° de la circunferencia.
- Tanto el puntal de centrado del embrague como la cara delantera del actuador tenían marcas de rayaduras junto a la cara trasera de la polea superior.

l) Transmisión

- Las ranuras de la polea superior no presentaban ningún problema.
- Las cuatro correas trapezoidales habían saltado hacia adelante dos ranuras, y la correa más adelantada se había desprendido de las poleas.
- Las cuatro correas presentaban una protuberancia elevada en el centro del soporte.
- Las superficies de fricción parecían estar en condiciones de servicio.
- Las correas se cortaron para retirar el motor.
- El actuador de tensión de la correa estaba fracturado.
- La superficie trasera del actuador tenía marcas de rayaduras adyacentes al borde exterior del ventilador de refrigeración. La distancia de extensión era de aproximadamente 1,0".
- Los cojinetes de soporte superior e inferior giraban suavemente.
- La polea superior giraba libre y suavemente sobre el eje de transmisión cuando se movía con la mano en el sentido de las agujas del reloj (mirando hacia adelante) y se bloqueaba en el eje de transmisión cuando se giraba en sentido contrario a las agujas del reloj.
- El acoplamiento flexible delantero estaba plegado y los brazos inferiores estaban perforados a través del cortafuegos. No había marcas visibles de rayaduras en las puntas de los brazos de la placa flexible.
- La caja de engranajes del rotor principal estaba inclinada hacia atrás aproximadamente a 45°.

- La carcasa de la caja de engranajes del rotor principal estaba fracturada en la zona de los montantes traseros.
- El aceite de la caja de engranajes del rotor principal era de color azul, y era visible a través del indicador visual.
- El eje de transmisión y el tubo del mástil estaban rectos.
- El eje de transmisión no se podía girar debido a que el yugo de entrada/acoplamiento flexible estaba doblado. Se estableció continuidad entre el yugo de entrada y el eje de transmisión.
- Ambos topes de balanceo elastoméricos estaban aplastados en sus centros.
- Los topes de inclinación parecían no estar dañados.
- El “spindle” del eje de la pala del rotor principal SN 11946 estaba ligeramente doblado y el orificio del perno de paso estaba distorsionado.
- Las palas del rotor principal se habían quitado previamente para el transporte desde el lugar del suceso al lugar de inspección.
- Una pala del rotor principal estaba doblada hacia arriba 90° o más cerca de la raíz y arqueada hacia abajo desde la mitad del tramo hacia afuera.
- La otra pala del rotor principal estaba doblada ligeramente hacia arriba cerca de la raíz y ligeramente arqueada hacia abajo en la mitad de la envergadura.
- El acoplamiento flexible intermedio no presentaba daños.
- El eje de transmisión del rotor de cola estaba doblado.
- El amortiguador del eje de transmisión del rotor de cola estaba intacto. La fricción era normal y el cojinete giraba suavemente.
- El acoplamiento flexible trasero no presentaba daños.
- La caja de engranajes del rotor de cola parecía no presentar daños y el yugo de entrada se giró más de 360° sin anomalías, lo que confirmaba la continuidad a través del eje de salida.
- El eje de salida estaba recto.
- El aceite de la caja de transmisión del rotor de cola, de color azul y era visible en el indicador visual.
- Una pala del rotor de cola parecía no presentar daños.
- La otra pala del rotor de cola estaba doblada hacia adentro cerca de la raíz y tenía una gran abolladura poco profunda en el borde de ataque cerca de la punta.

m) Controles de vuelo

- El sistema de control de vuelo presentaba discontinuidades.
- No se encontró evidencia de fallas previas al impacto en el sistema de control de vuelo.
- Los servos se accionaron manualmente sin anomalías.
- El control deslizante de cambio de paso del rotor de cola podía deslizarse libremente a lo largo del eje de salida de la caja de engranajes del rotor de cola.

n) Estructura de la aeronave en general

- La inspección visual general reveló daños mínimos por impacto (abolladuras y arrugas en las capotas).
- La caja de engranajes del rotor principal estaba inclinada hacia atrás aproximadamente 45° con daños asociados en el fuselaje.
- Había una gran abolladura en la parte inferior de la cabina, con los controles de vuelo del rotor de cola expuestos a través de una grieta en la fibra de vidrio.
- Las cuatro puertas estaban presentes y parecían intactas.
- El parabrisas izquierdo estaba separado del marco.
- La estructura tubular superior, confeccionada con tubos de acero, tenía varias fracturas y estaba doblada hacia atrás junto con la caja de engranajes del rotor principal, separando una parte del cortafuegos horizontal junto con él. Las fracturas eran todas angulares y dentadas.
- La estructura tubular inferior, los tubos en su mayoría estaban intactos, con un solo tubo ligeramente doblado en el lado derecho.
- El cortafuegos horizontal estaba deformado y rasgado en el extremo delantero y perforado por el acoplamiento flexible delantero.
- El cortafuegos vertical tenía deformaciones.
- El cono de cola tenía una abolladura en el lado inferior izquierdo, delante de la caja de engranajes del rotor de cola, la que se mantenía alineada con la pala del rotor de cola.
- Una de las palas del rotor de cola estaba doblada hacía el interior, aproximadamente 120 grados, con una abolladura en su borde de ataque.
- El empenaje estaba en buen estado y se había removido para el transporte.
- El lado izquierdo del estabilizador vertical inferior tenía una perforación que coincide con la forma de la punta de la pala del rotor de cola, que se encontraba doblada.

- El protector del rotor de cola no estaba dañado, siendo previamente removido para el transporte de la aeronave desde el sitio del suceso.

o) Tren de aterrizaje

- El tren de aterrizaje estaba intacto, con la excepción de algunas abolladuras en los carenados de los puntales, aparentemente como resultado de la recuperación desde el sitio del suceso.

p) Unidad de Control del Gobernador (Governor Controller Unit) modelo D278-2, S/N 1798.

En instalaciones de RHC fue realizado:

- Un examen visual que reveló que la parte superior de la caja, estaba abollada hacia adentro en el centro.
- La tapa de la caja de la unidad de control permaneció sellada.
- Los 10 pines del conector eléctrico estaban intactos y limpios.
- La unidad de control se conectó al equipo de prueba y no mostró continuidad a través de su circuito.
- Se quitó la tapa de la caja de control, lo que confirmó que el sello completo no estaba comprometido.
- La placa de circuito no tenía daños visibles ni decoloración.
- Todos los cables se mantenían soldados a sus respectivos conectores.
- Al quitar la placa de circuito de la caja, se identificó el contacto con la caja de metal y la parte inferior de la placa de circuito que mantenía conexiones de soldadura desnudas.
- La placa de circuito se aisló de la caja y se conectó al equipo de prueba, lo que permitió el encendido inicial y confirmar la continuidad del circuito.
- Los resultados de la prueba indicaron que la caja de control del regulador habría funcionado según lo diseñado.

q) Inspección del convertidor de corriente eléctrica modelo LT-46(D), número de serie: 2016

- El examen visual no reveló daños externos visibles.
- Los 5 pines de conexión eléctrica estaban intactos y limpios.
- El sello de garantía no estaba roto.
- La entrada de 28 Volts se conectó al pin A, el pin B se conectó a tierra y la salida se midió en el pin C.

- Cuando se aplicó energía hasta 3,7 Amperes el voltaje de entrada cayó a 1,54 Volts, el voltaje de salida fue de 0,332 Volts y luego se apagó.
 - El convertidor no proporcionó la salida de 14 Volts requerida.
 - Se abrió la caja para examinar los circuitos.
 - No se identificó decoloración en las placas de circuitos ni en los componentes.
 - No hay conexiones sueltas.
- r) **Inspección del convertidor de corriente modelo LT-71A**, número de serie 1377.
- El examen visual no reveló daños visibles por impacto.
 - Se identificaron marcas de desgaste negras en un lado, con una decoloración dorada más oscura centrada cerca del borde inferior.
 - Después del desmontaje, no se observó decoloración en la superficie interior.
 - Los 5 pines del conector eléctrico estaban intactos y limpios.
 - El sello de garantía no estaba roto.
 - La entrada de 28 Volts se conectó al pin A, el pin B se conectó a tierra y la salida se midió en el pin C.
 - Cuando se aplicó energía hasta 1,8 Amperes, el voltaje de entrada cayó a 0,65 Volts y el voltaje de salida fue de 0,00 Volts. El convertidor no proporcionó la salida de 14 Volts requerida.
 - Se abrió la caja para examinar los circuitos.
 - No se identificó decoloración en las placas.
 - No había conexiones sueltas.
- s) **Relación de los hallazgos encontrados en los convertidores.**
- Con relación a los hallazgos encontrados en la inspección de la unidad de control del gobernador, el fabricante señaló que:
- El convertidor de corriente directa a corriente continua modelo LT-46 alimenta al gobernador y el convertidor corriente directa a corriente directa modelo LT-71A, alimenta al equipo Garmin GNC 250XL (GPS/Com2).
 - Si, el convertidor de corriente modelo LT-46 no estuviera operativo, el regulador no funcionaría, las RPM del motor no se mantendrían y el piloto tendría que controlar el acelerador manualmente.
 - Si, el Convertidor de corriente modelo LT-71A no estuviera operativo, el GPS/COM 2 no funcionaría y la pantalla del equipo estaría en blanco.

- La causa más probable de las fallas en ambos convertidores fue la exposición al agua (después del impacto), lo cual produjo un cortocircuito en los transformadores, y provocó un consumo de corriente que hizo saltar los disyuntores en los dos circuitos.
- Se debe considerar que los pasajeros, en sus declaraciones, no indicaron que el piloto al mando tuviera un problema con alguno de los sistemas antes señalados previo al impacto con el agua.
- Si el piloto hubiera tenido un problema con el gobernador y estaba intentando solucionar el problema apagándolo y encendiéndolo, esto podría explicar la posición "OFF", sin embargo, es más probable que el interruptor se haya movido durante la salida del piloto desde la cabina.
- Si el regulador de rpm del gobernador no funcionara en absoluto. Normalmente, antes del despegue, el piloto abre manualmente el acelerador justo por encima del 80 % de las RPM y luego activa el gobernador, lo que le permite abrir el acelerador hasta el 103 %.
- Si, el regulador no estuviera funcionando, las RPM permanecerían en más del 80 %.
- Si, el regulador dejara de funcionar durante el vuelo, es probable que el piloto no se diera cuenta hasta que realizara una maniobra que requiriera una respuesta adicional del acelerador y las RPM se desviarán del 103 %.

1.17.2 INSPECCIÓN DEL MOTOR

En motor fue enviado a instalaciones de Lycoming Engines (EE.UU.), para una inspección técnica, una prueba funcional y determinar la existencia de daños previos que hubieran causado o contribuido a una pérdida de potencia en el motor.

La actividad fue realizada en presencia de dos investigadores de accidentes de aviación de la DGAC, un Investigador Acreditado asignado por la "National Transportation Safety Board" (NTSB) como Estado de Diseño de la aeronave y la participación de personal de Lycoming Engines, fabricante del motor.

Posterior a la inspección y prueba funcional del motor, el fabricante del motor emitió un informe técnico que estableció lo siguiente:

El motor marca Lycoming modelo IO-540-AE1A5, número de serie L-31953-48E, de seis cilindros opuestos horizontalmente, refrigerado por aire de impacto, que debía generar una potencia nominal de 260 Hp al 2.800 rpm durante el arranque por un tiempo de cinco

minutos y una potencia nominal continua máxima de 235 Hp hasta los 2.800 rpm, entregó los siguientes antecedentes:

a) Inspección del motor

- Fue inspeccionada la brida del cigüeñal por descentramiento a través de la prueba descrita en el Boletín de Servicio Lycoming SB 201F (Inspection of Crankshaft Flange, for bent).
- Fue establecido que existía una deformación de menos de “0,001 de un límite máximo es de 0,005” (ver diagrama N° 7).

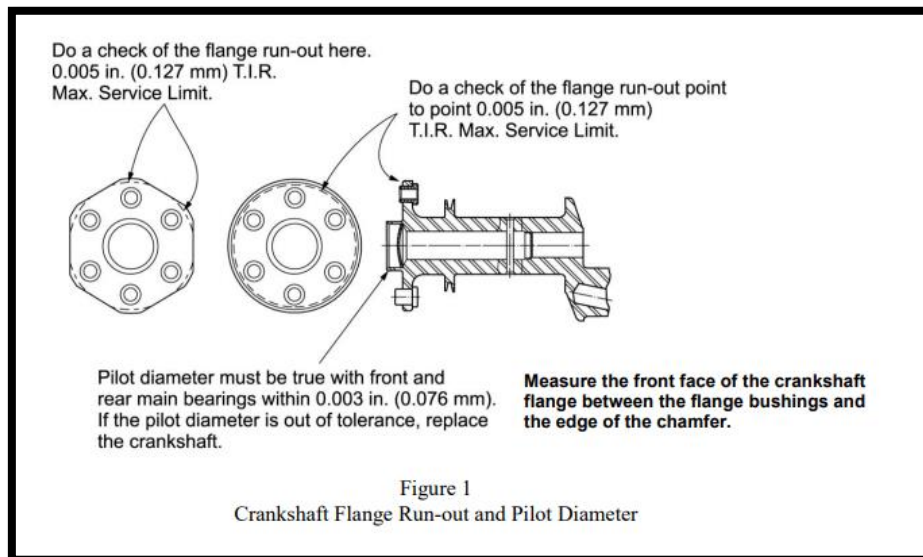


Imagen N°5: Figura 1 del Boletín de Servicio Lycoming SB 201F.

- Fueron removidas las bujías superiores y las tapas de la caja de balancines de los 6 cilindros.
- Fue realizada una inspección boroscópica para inspeccionar el estado de las paredes de los cilindros y las caras superiores de los pistones.
- Fue establecida la existencia de corrosión superficial en las paredes de los cilindros, debido a la inmersión del motor en agua (Lago Ranco), tiempo de almacenamiento y posterior envío del motor a EE. UU.; no fueron observadas otras anomalías.
- El cigüeñal inicialmente no giraba, esto se debía a la corrosión superficial formada entre las paredes de los cilindros y los anillos de los pistones, para lo cual, fue rociado aceite a los cilindros y se aplicó un apalancamiento adicional (mayor

fuerza) en la brida del cigüeñal, lo que liberó los anillos del pistón y permitió que el cigüeñal girara por completo.

- El cigüeñal posteriormente fue girado en 360 grados, evidenciando su recorrido en forma normal.
- Fue confirmada la continuidad mecánica desde la brida¹⁷ del cigüeñal hasta el engranaje de transmisión auxiliar.
- Fue observado un accionamiento normal en las válvulas de admisión y escape en cada uno de los cilindros.
- Al ser girado manualmente el eje cigüeñal, fue observada la acción de compresión y succión, en los 6 cilindros y con el orden de encendido correcto. En el cilindro N°2 la compresión era menor que en los otros 5 cilindros.
- Fue verificada la sincronización interna del motor encontrándose correcta.
- Posteriormente, se preparó el motor para una prueba funcional, siendo reinstaladas las bujías superiores, los cables del arnés de encendido, las tapas de la caja de balancines y el servomotor de combustible.

b) Prueba funcional del motor

- El motor fue lubricado previamente, haciendo fluir aceite presurizado a través de los conductos del motor para purgar el sistema de cualquier agua residual y garantizar la lubricación adecuada del motor.
- El motor arrancó después de varios intentos y funcionó durante varios minutos en un rango de 2.200 rpm.
- Una vez que el motor estuvo con la temperatura de operación normal, se completaron las comprobaciones de respuesta del acelerador y se hizo funcionar el motor en todos sus rangos de potencia (hasta 2.800 rpm).
- Fue comprobado el funcionamiento de los dos magnetos; durante la prueba cuando el magneto izquierdo se conectaba a tierra, el motor se apagaba, lo que indicaba que el magneto derecho no estaba funcionando en el momento de la prueba.

¹⁷ Brida del cigüeñal: Elemento que une el cigüeñal al volante del motor.

c) Inspección a los componentes del motor

Servo de combustible (fuel servo)

- El servomotor de combustible permaneció conectado a su alojamiento de entrada de aire de 90 grados, el control de mezcla estaba en el corte de ralentí y la placa del acelerador estaba medio abierta.
- La palanca de control de mezcla permaneció asegurada al brazo de mezcla y el control de mezcla se movió de “parada a parada”.
- Fue evidenciada una rigidez con el movimiento del control de mezcla, pero se atribuyó la corrosión (producida al permanecer bajo el agua).
- La palanca del acelerador permaneció asegurada al brazo del acelerador con la interfaz dentada acoplada de forma segura mediante una tuerca almenada y un pasador de chaveta, el control del acelerador se movió como se esperaba, de “tope a tope”.

Bomba de combustible

- La bomba de combustible del tipo diafragma permaneció asegurada a la carcasa de accesorios del motor y estaba asegurada con alambres de seguridad.
- No fueron observados daños en la bomba de combustible accionada por el motor.
- Fue verificado su funcionamiento durante la prueba del motor.

Motor de partida

- El motor de partida estaba completo y sin daños.

Alternador

- El alternador estaba completo y sin daños.

Magnetos

- Durante el funcionamiento del motor, se realizó una verificación de los magnetos; el magneto derecho no funcionaba; esto se atribuyó a la corrosión que se habría formado por la inmersión de la unidad en agua y el posterior almacenamiento con envío del motor desde Chile a las instalaciones del fabricante en EE.UU.

Cables de encendido

- Los cables de encendido permanecieron asegurados a los magnetos y cada tuerca de aseguramiento de cada cable de encendido permaneció asegurada a su respectiva bujía.
- No se observaron daños en los cables de encendido.

Bujías

- Fueron desmontadas y examinadas las 12 bujías, las cuales tenían un color grisáceo y se observó corrosión superficial en los electrodos de las bujías.
- Las bujías inferiores tenían contaminación de aceite, agua y aceite preservante, aplicado en Chile a la aeronave, para ayudar a controlar la corrosión durante el almacenamiento y el envío del motor.

Sistema de Combustible

- Se desmontó y examinó el filtro de entrada del servomotor de combustible; no se observaron elementos sólidos, sedimentos, goma u otra contaminación que pudiera impedir el flujo normal de combustible en el filtro.

Sistema de aceite

- Fue drenada una pequeña cantidad de aceite mezclado con agua del cárter de aceite.
- Fue removida y examinada la rejilla de succión de aceite; no se observaron contaminantes ni partículas metálicas.
- El filtro de aceite de flujo permaneció instalado en el adaptador de filtro de aceite y se mantenía asegurado con alambre de seguridad.
- Fue removido el filtro de aceite; no se observaron contaminantes ni partículas metálicas en los pliegues del elemento del filtro de aceite.

El resultado de la inspección permitió establecer daños por corrosión en componentes asociados con la permanencia bajo el agua y su posterior traslado hacia EE. UU.

Las pruebas funcionales realizadas al motor no evidenciaron la existencia de fallas previas que hubieran contribuido a una pérdida de potencia o a su detención.

1.18 Información sobre organización y gestión

El representante legal de la empresa propietaria de la aeronave registró que el helicóptero sería utilizado de forma deportiva particular.

El Registro Nacional de Aeronaves emitió un certificado de matrícula clasificando la aeronave de uso privado.

La aeronave era operada de acuerdo con la DAN 92 Volumen III, Regla de Operación para Operaciones No Comerciales-Helicópteros.

1.19 Información adicional

1.19.1 DAN 91, Reglas del Aire, Capítulo “A”, Definiciones, Reglas Generales, punto 91.157, Mínimas Condiciones Meteorológicas de Vuelo Visual (VMC) de visibilidad y distancia de las nubes.

91.157 Mínimas VMC de visibilidad y distancia de las nubes
Las mínimas VMC de visibilidad y distancia de las nubes figuran en la Tabla siguiente:

TABLA 3-1

CLASES DE ESPACIO AÉREO	B	C - D - E	G
A/O BAJO 600 m (2000 ft AGL)			
			2 000 m de visibilidad para aviones y 500 m para helicópteros libre de nubes y a la vista de tierra o agua

Imagen N°6: Mínimas VMC de visibilidad y distancia de las nubes.

1.19.2 DAN 91, Reglas del Aire, Capítulo “C”, Reglas de Vuelo Visual (VFR), punto 91.201, Vuelo VFR Diurno, letra (d).

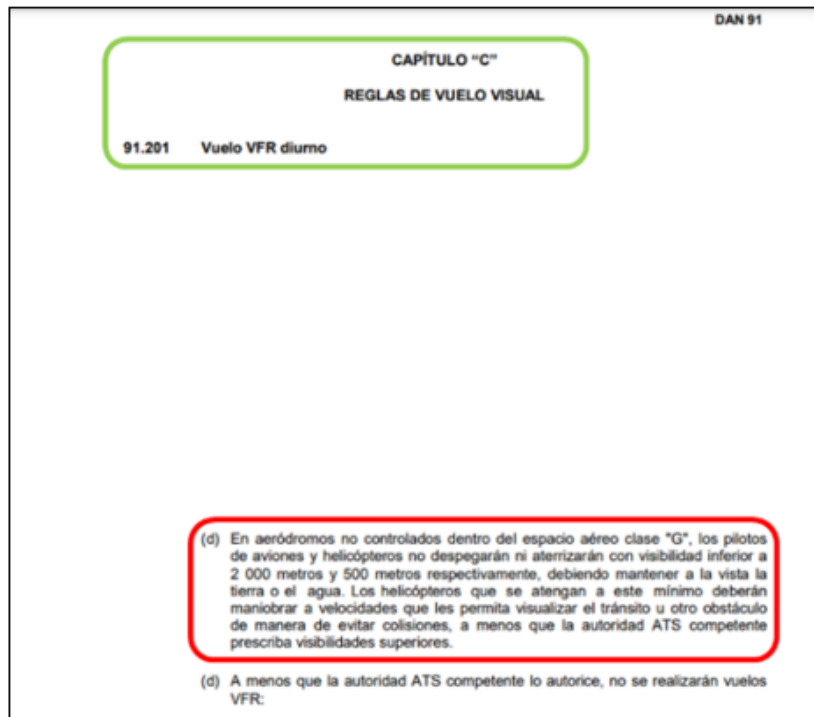


Imagen N°7: Vuelo VFR diurno.

1.19.3 DAN 92, CAPÍTULO D: “LIMITACIONES DE UTILIZACION DE LA PERFORMANCE DEL HELICÓPTERO” y CAPÍTULO E: “INSTRUMENTOS, EQUIPOS Y LUCES”.

Se verificó el cumplimiento a lo establecido en la Normativa Aeronáutica, respecto a las condiciones que debía cumplir la aeronave.

- 1.19.4 DAP 11 00, Procedimientos de los Servicios de Tránsito Aéreo, Capítulo 14, Plan de Vuelo, punto 14.2 Formulario Plan de Vuelo (FPL).

14.1.2	Presentación del plan de vuelo
14.1.2.1	Antes de la salida
14.1.2.1.2	Quedan exentos de la presentación del plan de vuelo en forma escrita, los vuelos locales VFR, bastando con la simple notificación radiotelefónica por parte del piloto, respecto a la identificación de la aeronave, sector a volar, tiempo de vuelo, autonomía, personas a bordo y otros datos que puedan ser solicitados, para ser considerado como un plan de vuelo presentado.
14 - 2	
ED 8 / JUL 2016 ENM 3 / DIC 2019	

Imagen N°8: Exención de presentación de plan de vuelo.

- 1.19.5 Manual de operaciones del piloto del R44 II, aprobado por la FAA, para el helicóptero Robinson modelo R44, Sección 10, Consejos y Avisos de Seguridad, Aviso de Seguridad SN-18, página 10–6 (Traducción de cortesía).

ROBINSON HELICOPTER COMPANY
Safety Notice SN-18
Issued: Jan 85 Rev: Feb 89; Jun 94
<u>LOSS OF VISIBILITY CAN BE FATAL</u>
Flying a helicopter in obscured visibility due to fog, snow, low ceiling, or even a dark night can be fatal. Helicopters have less inherent stability and much faster roll and pitch rates than airplanes. <u>Loss of the pilot's outside visual references, even for a moment, can result in disorientation, wrong control inputs, and an uncontrolled crash.</u> This type of situation is likely to occur when a pilot attempts to fly through a partially obscured area and realizes too late that he is losing visibility. He loses control of the helicopter when he attempts a turn to regain visibility but is unable to complete the turn without visual references.
You must take corrective action <u>before</u> visibility is lost! Remember, unlike the airplane, the unique capability of the helicopter allows you to land and use alternate transportation during bad weather, provided you have the good judgement and necessary willpower to make the correct decision.

Imagen N°9: Loss of visibility can be fatal - Safety Notice SN-18

“LA PÉRDIDA DE VISIBILIDAD PUEDE SER FATAL”.

La pérdida de las referencias visuales externas del piloto, aunque sólo sea por un momento, puede provocar desorientación, maniobras erróneas y un accidente incontrolado. (Traducción de cortesía).

1.19.6 Descripción de la ventilación y calefacción para la cabina en los Helicópteros marca Robinson Helicopter modelo R44 II

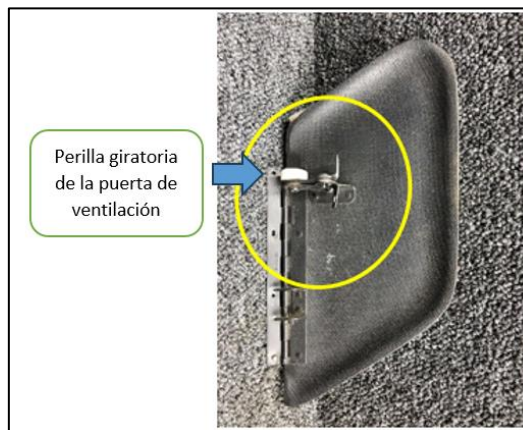
Según lo descrito en el Manual de Operaciones del Piloto (POH) del R44 II, Sección 7, Descripción de Sistemas de la Aeronave, calentamiento y ventilación de la cabina, página 7-28.

Las ventilaciones de aire fresco de la cabina (Cabin Air) están localizadas en cada puerta y en la sección frontal de la cabina del helicóptero.



Fotografías N°23 y 24: Ubicación de las compuertas de ventilación en el helicóptero R44 II.

Las ventilaciones de las compuertas son abiertas y cerradas, usando una perilla ubicada cerca de cada bisagra en las puertas de ventilación. Una perilla giratoria es proporcionada para asegurar el cierre de las ventilaciones.



Fotografía N°25: Ubicación de perilla giratoria en la compuerta de ventilación en la puerta de acceso del helicóptero R44 II.

Para una máxima ventilación a la cabina, se debe abrir totalmente hacia el exterior las compuertas de ventilación durante un vuelo estacionario. Solo una pulgada o menos durante un vuelo de crucero.

La perilla giratoria en cada una de las compuertas puede ser usada para mantener las ventilaciones parcialmente abiertas.

La entrada de aire fresco, ubicada en la zona frontal de la cabina, se abre tirando de una manilla en forma de T, que controla la ventilación del aire que ingresa a la cabina. Esta manilla se encuentra en el costado izquierdo del panel central.

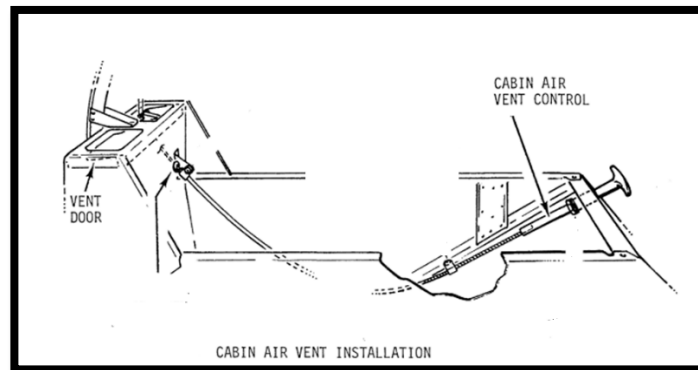


Imagen N°10 y fotografía N°26: Sistema de ventilación de cabina R 44 II.

Al girar la manilla de control de ventilación de cabina en el sentido de las agujas del reloj se asegurará su posición.

El aire de la entrada de nariz se dirige a lo largo de la superficie interior del parabrisas tanto para desempañarlo como para la ventilación de la cabina.

Con relación al calentamiento de la cabina, el fabricante describe que este consiste en una caja intercambiadora de calor ubicada en el silenciador, una válvula de control ubicada en el mamparo cortafuego, difusores ubicados en la parte delantera de los pedales de control del rotor de cola y en la parte trasera de los pies.

Una perilla de control de calefacción de cabina (Cabin Heat), que está ubicada en el lado izquierdo del panel central, actúa la válvula que direcciona el calor ya sea al interior de la cabina o efectuar una descarga por la borda en la parte inferior de la cabina.

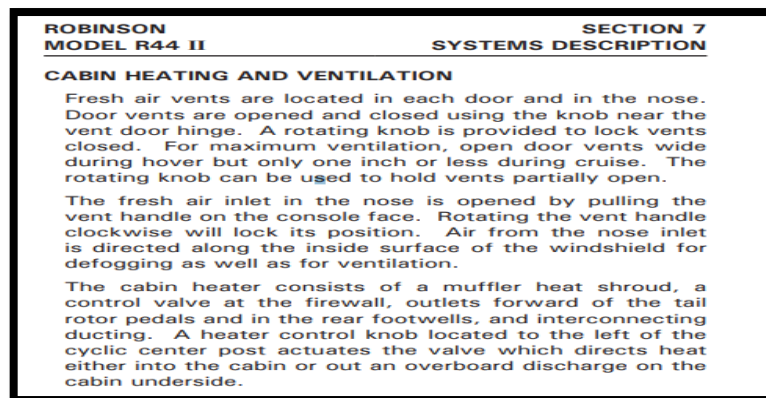
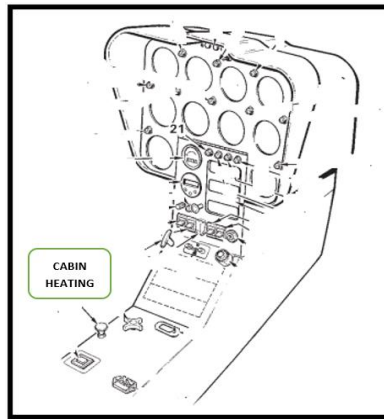


Imagen N°11 y 12. POH del R44 II Sección 7, Descripción de Sistemas de la Aeronave, Calentamiento y ventilación de la cabina, pagina 7-28.

1.19.7 En el Manual de Mantenimiento de la aeronave (AMM) Capítulo 11 Control Ambiental (Enviromental Control)

El fabricante describe que el sistema de calentamiento de la cabina consiste en una caja intercambiadora de calor que cubre el silenciador, una válvula de control en el lado delantero del mamparo cortafuego, una rejilla de salida ubicada delante de los pedales

de control del rotor de cola y ductos de interconexión entre los componentes. El aire es suministrado por el ventilador de enfriamiento del motor.

El control de calentamiento del aire está localizado en la cara de la consola inferior.

El actuador de calentamiento del aire activa la válvula de control que direcciona el aire, ya sea al interior de la cabina o la descarga fuera de ella.

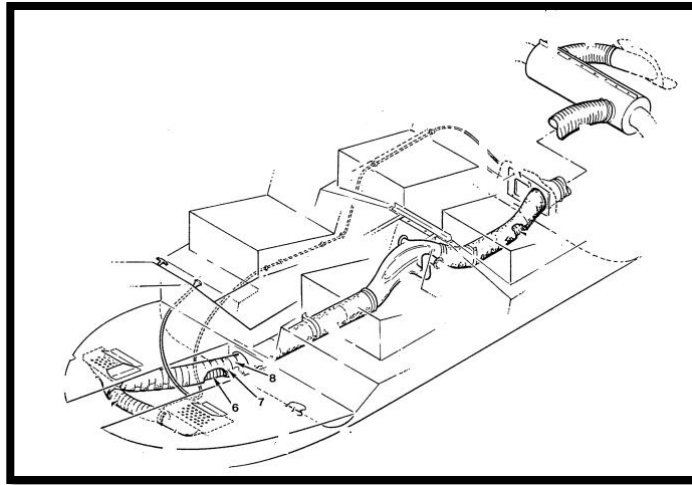


Imagen N°12: Control de calentamiento del aire.

1.19.8 Conforme al POH aplicable a la aeronave Sección 4 Procedimientos Normales página 4-5, específicamente en los requisitos de inspección para una “Daily or Preflight Checks.

En la lista de chequeo de pre-vuelo no se establece una inspección o regulación de los componentes del sistema de ventilación y calefacción de la cabina.

DAILY OR PREFLIGHT CHECKS (cont'd)	
11. Fuselage Left Side	
Baggage compartments	Check
Removable controls	Secure if installed
Collective controls	Clear
Seat belts	Check condition and fastened
Doors	Unlocked and latched
Door hinge safety pins	Installed
Landing gear	Check
Position light	Check
Static port	Clear
12. Nose Section	
Pitot tube	Clear
Windshield condition and cleanliness	Check
Landing lights	Check
Yaw string	Check
13. Fuselage Right Side	
Baggage compartments	Check
Seat belts	Check condition and fastened
Aft door	Unlocked and latched
Door hinge safety pins	Installed
Landing gear	Check
Position light	Check
Static port	Clear
14. Cabin Interior	
Loose articles	Removed or stowed
Instruments, switches, and controls	Check condition
Clock	Functioning
Adjustable pedals	Pins secure

Imagen N°14: Lista de chequeo de pre-vuelo R44 II

No se establecen procedimientos de chequeo del sistema de ventilación en “Before Starting Engine” y “Starting Engine and Run-up”

BEFORE STARTING ENGINE	
Seat belts	Fastened
Fuel shut-off valve	ON
Cyclic/collective friction	OFF
Cyclic, collective, pedals	Full travel free
Throttle	Full travel free
Collective	Full down, friction ON
Cyclic	Neutral, friction ON
Pedals	Neutral
Rotor brake	Disengaged
Circuit breakers	In
Landing lights	OFF
Avionics switch (if installed)	OFF
Clutch	Disengaged
Altimeter	Set
HYD and governor switches	ON
FAA APPROVED: 21 FEB 2014	
4-6	

STARTING ENGINE AND RUN-UP	
Throttle	Closed
Battery, strobe switches	ON
Area	Clear
Mixture	Rich
Ignition switch	Prime, then Both
Mixture	Pull OFF
Starter	Engage until engine fires
Mixture	Move full rich
Mixture guard	Installed
Starter-On light	Out
Set engine RPM	50 to 60%
Clutch switch	Engaged
Blades turning	Less than 5 seconds
Alternator switch	ON
Oil pressure within 30 seconds	25 psi minimum
Avionics, headsets	ON
Annunciator panel test (if equipped)	All lights on
Audio alert (if equipped)	Test
Wait for clutch light out	Circuit breakers in
Warm-up RPM	60 to 70%
Engine gauges	Green
Mag drop at 75% RPM	7% max in 2 seconds
Sprag clutch check	Needles split
Doors (if installed)	Closed and latched
Limit MAP chart	Check
Cyclic/collective friction	OFF
Hydraulic system	Check
Governor On, increase throttle	RPM 101-102%
Warning lights	Out
Lift collective slightly, reduce RPM	Horn/Light at 97%
FAA APPROVED: 11 MAY 2020	
4-7	

Imagen N°15 y 16: Lista de chequeo Robinson R44 II.

La calefacción y refrigeración de la cabina del helicóptero se puede lograr de diferentes maneras.

La forma más simple de refrigeración es mediante aire impacto.

El piloto abre o cierra los conductos de aire en la parte delantera o en los costados del helicóptero para permitir que el aire ingrese a la cabina.

Este sistema es limitado, ya que requiere:

- Velocidad de avance para proporcionar flujo de aire y
- También depende de la temperatura del aire exterior.

1.19.10 Descripción del fenómeno "Flash Fogging", según Notice Informative N° 2064-I-21, revisión 00 (2009-07-07), emitido por Eurocopter European Aeronautic Defence and Space Company (EADS) actualmente Airbus Group

Considerando lo señalado en informativo el fenómeno de "empañamiento repentino" (FLASH FOGGING):

- Opaca rápidamente los parabrisas por completo.
- Provoca la pérdida temporal de visibilidad, y
- La consiguiente pérdida de referencias externas.

Además, el fenómeno de condensación al interior de la cabina se produce cuando:

- La humedad relativa es alta, superior al 85 %, y
- La temperatura del aire exterior (OAT) se encuentra entre 5°C y 20°C.

La condensación se puede aumentar si se utiliza un parabrisas cuya temperatura superficial es inferior a la temperatura ambiente.

1.19.11 Factores Humanos, Desorientación Espacial, Pérdida de Conciencia Situacional, Factores Aeromédicos.¹⁸

Conforme a lo señalado en el Informe de Factores Humanos emitido por el especialistas del Departamento de Prevención de Accidentes de la DGAC.

Pérdida de Conciencia Situacional y Desorientación Espacial

¹⁸ Informe de FFHH de Aviación del DPA DGAC 2047-24.

Cada persona tiene la capacidad de percibir e identificar los peligros a su alrededor, lo que forma parte de su *“instinto de conservación”*, de su autovaloración y de su adaptación al entorno.

Cuando se habla de conciencia situacional, se hace referencia a la percepción y comprensión precisa de todos los factores y condiciones dentro de los cinco elementos fundamentales de riesgo (persona, personas, información, entorno y aeronave) que afectan la seguridad antes, durante y después del vuelo.

Debido a las complejidades que ocurren durante un vuelo, es muy común que se produzca en algún momento del vuelo una pérdida o disminución de la conciencia situacional, cuyas consecuencias son producto de diversos factores. Entre ellas, podemos mencionar:

- Estado psicofísico del piloto.
- Experiencia operativa.
- Complejidad del terreno.
- Meteorología adversa.
- Falta de planificación del vuelo.
- Falla en su seguimiento.
- Fatiga.
- Estrés.
- Distracciones.
- Otras.

La Desorientación Espacial es la pérdida súbita o inadvertida de la capacidad del piloto para percibir correcta e inequívocamente la posición angular y lineal de su aeronave y del movimiento relacionado con el plano de la superficie de la Tierra.

Podemos dividir las causas de desorientación espacial en Errores Sensoriales y Errores de Causa Central.

Se pueden distinguir dos formas de desorientación:

Tipo I. El piloto no aprecia o reconoce estar desorientado. Será la más peligrosa para la seguridad del piloto y de la aeronave, ya que puede basar el control de su aeronave en una percepción errónea.

Información visual externa insuficiente. El piloto se desorientará porque no existen referencias visuales, debido a fenómenos atmosféricos (niebla, nubes, lluvia, etc.),

o al vuelo nocturno. Incluso con buena visibilidad si no hay referencias del terreno que lo distinga (vuelo sobre arena, nieve, mar), que podrían derivar en una ilusión de vuelo de “visión blanca” y “visión café”.

Tipo II. El piloto sufre un conflicto entre lo que le dicen sus sentidos y la información que obtiene de los instrumentos del avión.

[Manual del Piloto de Conocimientos Aeronáuticos, capítulo 16, “Factores Aeromédicos”, Factores fisiológicos y de salud que afectan al rendimiento de un piloto \(Desorientación Espacial e Ilusiones\).](#)

La desorientación espacial se refiere específicamente a la falta de orientación con respecto a la posición, actitud, o movimiento del avión (aeronave) en el espacio. El cuerpo utiliza tres sistemas integrados que trabajan juntos para determinar la orientación y el movimiento en el espacio:

- Sistema vestibular: ubicado en el oído interno, es crucial para el equilibrio, la orientación espacial y la coordinación de movimientos, detectando movimientos y aceleraciones de la cabeza y transmitiendo esta información al cerebro.
- Sistema somatosensorial: nervios de la piel, músculos y articulaciones, que, junto con la audición, determinan la posición en base a la gravedad, sensación y sonido.
- Sistema visual: ojos, que detectan la posición sobre la base de lo que ven.

El volar, a veces puede causar que estos sistemas proporcionen información contradictoria al cerebro, lo que puede conducir a la desorientación. Durante el vuelo en condiciones meteorológicas visuales (VMC), los ojos son la principal fuente de orientación y por lo general prevalecen sobre las falsas sensaciones de otros sistemas sensoriales. Cuando se eliminan estas señales visuales, como en condiciones meteorológicas instrumentales (IMC), las falsas sensaciones pueden producir que un piloto se desoriente rápidamente.

En condiciones normales de vuelo, cuando hay una referencia visual al horizonte y la tierra, el sistema sensorial del oído interno ayuda a identificar los movimientos de cabeceo, balanceo y guiñada de la aeronave. Cuando se pierde el contacto visual con el horizonte, el sistema vestibular deja de ser confiable. Sin referencias visuales fuera de la aeronave, hay muchas situaciones en las que combinaciones de movimientos y fuerzas normales crean ilusiones convincentes que son difíciles de superar.

La prevención es generalmente el mejor remedio para la desorientación espacial. A menos que un piloto tenga muchas horas de entrenamiento en vuelo por instrumentos, se debe evitar el vuelo en visibilidad reducida o de noche cuando el horizonte no es visible.

1.20 Relatos

1.20.1 Relato de testigo (dueño de la propiedad desde donde despegó la aeronave-extracto).

El testigo señaló que el piloto al mando con sus tres pasajeros viajó desde el sector de Coique hasta su domicilio ubicado en el sector de Ilihue, Lago Ranco. Una vez aterrizados, ayudó a su amigo en cuanto a verificar en el helicóptero la cantidad de combustible, expresando que mantenía alrededor de medio estanque, lo que le permitía operar sin problemas.

Luego, señaló que se fueron a su casa a compartir algo de comida, y siendo las 14:40 HL aproximadamente, el piloto al mando y los tres pasajeros decidieron regresar a Coique. En ese momento comenzó una fuerte lluvia, la cual, provocó que se mojaran mucho en el camino desde la casa hasta que abordaron el helicóptero.

El piloto procedió a dar arranque al motor del helicóptero, sin embargo, no pudo arrancar en primera instancia, lo que indicaba que la aeronave estaba ahogada y se esperaron 5 minutos antes del segundo intento de arranque.

Mientras tanto, observó que las 4 personas se mantuvieron al interior del helicóptero, estando completamente mojadas.

El piloto al mando esperó los 5 minutos antes efectuar un segundo intento de arranque, el cual resultó exitoso, conectando la transmisión para el movimiento de los rotores, momento en el cual, el testigo se alejó de la aeronave.

Por aproximados 02:30 minutos, el piloto mantuvo en ralentí el motor y realizó movimiento de los rotores. Una vez logrado los parámetros de vuelo observó que el helicóptero despegó a la condición de vuelo estacionario a una altura de 4 metros, despegando con rumbo al 345°.

Una vez que despegó al rumbo 345°, sobre la orilla del Lago Ranco y a 12 m de altitud, la aeronave tomó velocidad y posteriormente realizó un viraje suave al Noroeste, que posteriormente lo aumentó, quedando orientado hacia el rumbo 300°, realizando un ascenso de 40 metros sobre el nivel del lago, observando que bajó su velocidad en forma

considerable. Luego, la aeronave tomó una actitud de 30° en descenso manteniendo el rumbo de 300° con una velocidad no superior a 20/25 nudos, para finalmente impactar contra el lago.

Adicionalmente, observó que el helicóptero entró lentamente al agua.

Según su apreciación la meteorología del momento del despegue estaba con buena visibilidad (+ 5.000 metros) y con una base mínima de nubosidad de 180 metros, viento calmo y con precipitaciones.

Además, señaló que tuvo la oportunidad de conversar con uno de los sobrevivientes que iba sentado adelante y al lado izquierdo, el cual le relató que se quedaron totalmente ciegos y que el piloto les señaló que “*quería buscar la orilla para tener referencias*”, pero no tenía visibilidad.

Relató que, desde su perspectiva, el piloto no tenía visibilidad y trató de buscar la orilla del lago en forma infructuosa, no siendo capaz de mantener el control posicional por la desorientación espacial, lo anterior lo pudo corroborar con el movimiento errático que realizaba el helicóptero, visto desde tierra en su propiedad.

Finalmente, complementa que pudo evidenciar la condensación total de la carlinga y la cabina del helicóptero, lo que fue corroborado posteriormente por el relato de los 3 (tres) pasajeros sobrevivientes del suceso, relatando que no se veía “nada” hacia afuera.

1.20.2 Relato de testigo N°1 (pasajero del helicóptero-extracto).

El testigo señaló que en la mañana del día del suceso, el piloto invitó al testigo a visitar a un amigo que tenía residencia al otro lado del Lago Ranco (sector de Ilihue).

El piloto al mando, al inicio del vuelo, realizó un briefing de seguridad a los pasajeros en caso de un acuatizaje.

Despegaron a las 13:00 HL aproximadamente, no existiendo ningún problema durante el vuelo hacia la casa del amigo del piloto, aterrizando en la propiedad del amigo.

Una hora más tarde, el piloto les comentó que regresarían a la casa.

Señaló que, cuando nos dirigimos las cuatro personas a la aeronave, comenzó a “lloviznar” y había buena visibilidad, pudiendo divisar hasta las islas ubicadas en el centro de Lago Ranco.

La base de nubosidad era alta y las condiciones eran perfectas.

Posteriormente, se dirigieron a la aeronave cubiertos con sus abrigos, embarcaron y cerraron las puertas del helicóptero, menos el piloto que la mantuvo abierta (puerta delantera derecha).

El piloto realizó un procedimiento de partida, pero la aeronave no arrancó en su primer intento, sin embargo, en el segundo intento, arrancó el motor de la aeronave.

Nos mantuvimos por aproximadamente un minuto con el motor funcionando y los rotores en movimiento posados en tierra.

Una vez terminado este procedimiento, despegaron a vuelo estacionario con la idea de realizar un viraje de 180° sobre el eje de la aeronave, para quedar de frente al Lago Ranco. En este momento, cuando se encontraban en vuelo estacionario y antes de realizar un viraje de 180° sobre el eje de la aeronave, *el interior de la cabina se condensó total y absolutamente.*

Después de este evento señaló que el piloto dijo lo siguiente: *“vamos a irnos cerca de la orilla, porque ahí se ve mejor”.*

Una vez sobre la orilla del lago, señaló que se veía la orilla *“muy mal”.*

El testigo mantuvo la sensación de que esta condición desaparecería pronto, sin saber si la condensación era interior o exterior.

Después de aproximadamente un minuto de vuelo, donde se mantenían volando “bajo”, se dio cuenta de que el patín derecho impactó con algo y el piloto al mando de la aeronave, exclamó *“¿qué paso?”*. Posteriormente, la aeronave se comenzó a hundir rápidamente en el lago.

1.20.3 Relato de la testigo N°2 (pasajera del helicóptero-extracto)

El testigo, señaló que el día del suceso salieron de la propiedad del amigo del piloto caminando hacia el helicóptero hasta subirse. El día estaba nublado y lloviznando.

Posteriormente, el piloto al mando hizo partir el helicóptero en un primer intento, pero no partió el motor, sin embargo, arrancó en el segundo intento.

Posteriormente, despegó en forma recta hacia arriba y continuó con el vuelo.

La testigo relató que estaba muy tranquila en el vuelo, pero cuando ascendieron en el helicóptero, *se produce un cambio en la visibilidad hacia el exterior de la aeronave.*

La falta de visibilidad no permitía ver hacia el exterior de la aeronave, lo que se percibía como un día nublado.

La testigo relató que todo ocurrió muy rápido, que se encontraba sentada atrás del piloto, no pudo definir si el helicóptero ingresó en una nube, pero tenía claro que era algo que impedía la visibilidad.

Después de este evento el piloto impactó con las patas (Skid) del helicóptero y exclama “¡qué pasó!”, después de este impacto no hubo más comunicación entre los tres ocupantes y el piloto al interior del helicóptero. El helicóptero se hundió muy rápido.

El piloto antes de embarcar les impartió las medidas y protocolo de seguridad ante acuatizaje en el agua del lago, reforzando la idea de en caso de caer al agua, los pasajeros deberán abrir las puertas del helicóptero.

Cuando ocurrió el accidente, la aeronave impactó al lado derecho en el agua y que “no fue posible abrir la puerta” por donde embarcó a la aeronave. Al no poder abrir su puerta, salió por la puerta izquierda trasera.

“También quiero complementar que estaba nublado, con llovizna y sin viento”.

No se escuchó ningún ruido extraño en el motor o en la aeronave antes del accidente.

1.20.4 Relato de testigo involucrado en el carguío de combustible (extracto)

Un testigo relató, que durante el carguío de combustible realizado el día 06 de febrero de 2024 en la propiedad del piloto al mando de la aeronave, ubicada al norte de Lago Ranco, en el sector de Coique, comuna de Futrono, la aeronave fue reabastecida con 50 litros de AVGAS 100 LL, trasvasiados desde uno de los tambores de plástico.

1.20.5 Relato de testigo ocular desde ribera sur del Lago Ranco. (extracto)

Una testigo, relató que el día del suceso, se encontraba sentada mirando hacia el Lago Ranco, cuando un helicóptero despegó de la casa del vecino y realizando un vuelo paralelo a la orilla del Lago, a una altura relativamente baja, sin embargo, se trató de elevar, pero bajó nuevamente.

Le consultó a una amiga que se encontraba junto a ella, si ¿los helicópteros aterrizan en el agua?, dado que le dio la impresión que el helicóptero estaba tratando de aterrizar en la superficie del lago.

Posteriormente golpeó en el agua, partiéndose y produciendo un violento estruendo. En forma casi inmediata se empezó a hundir rápidamente, desde adelante y posteriormente el “casco”, es en ese instante, salieron desde el agua tres pasajeros que estaban en la aeronave, las que fueron rescatadas por una lancha.

Complementa el relato, describiendo que el helicóptero mantuvo movimientos erráticos tratando de ascender y descender, sin embargo, le llamó la atención que la aeronave, finalmente terminara en una condición de descenso permanente, no describiendo ruidos extraños durante el despegue, vuelo y antes del impacto en la superficie del lago.

Finalmente recalcó que el helicóptero mantenía una condición de aterrizaje sobre el agua, para que en forma repentina e imprevista impactara contra la superficie del lago. La aeronave, no evidenció una condición de descontrol, ni ruido, ni vibraciones y se veía como si tratara de aterrizar sobre el agua en forma lenta.

1.21 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces.

Las recomendadas por la OACI.

2 Análisis

Piloto al mando

El piloto al mando de la aeronave mantenía vigente la licencia de piloto privado de helicóptero y a su vez la habilitación de tipo en el material R44. Lo anterior, le permitía efectuar el vuelo del día del suceso sin observaciones.

En relación con la bitácora personal de vuelo del piloto, no fue encontrada en el interior de la aeronave como tampoco en los alrededores del sitio del suceso (fondo del Lago Ranco), no siendo posible la revisión de los registros de las horas de vuelo. Sin embargo, conforme al último registro que se mantenía en la DGAC, relacionado con la “Calificación de Piloto Privado de Helicóptero” de fecha 28 de diciembre 2018, se constató que el piloto a esa fecha mantenía 560 horas de vuelo en el material Robinson, modelo R44. Por lo anterior, se puede señalar que el piloto contaba con experiencia de vuelo en el material de vuelo accidentado.

Propietario de la aeronave

De acuerdo con lo registrado en el Certificado de Matrícula de la aeronave, se encontraba clasificada para uso privado, pudiendo realizar operaciones aéreas no comerciales en

Chile, conforme a la norma aeronáutica DAN 92, Volumen III “Regla de operación para operaciones no comerciales-Helicópteros. Por lo tanto y en base a los antecedentes de la investigación, no se encontraron observaciones asociadas al vuelo del día del accidente.

Estado de Mantenimiento de la aeronave

La revisión de los registros de mantenimiento proporcionados por el operador de la aeronave permitió establecer que se daba cumplimiento al mantenimiento obligatorio y a las Directivas de Aeronavegabilidad aplicables a la aeronave y al motor.

La revisión de las conformidades emitidas por el Centro de Mantenimiento Aeronáutico (CMA) contratado para efectuar el mantenimiento de la aeronave, permitió establecer su condición de aeronavegable tras la última Inspección Anual, la que fue finalizada 8,0 horas de servicio previo a la ocurrencia del suceso investigado.

Además, considerando que la bitácora de vuelo de la aeronave no fue encontrada en el sitio del suceso, fueron revisados los registros de mantenimiento de la aeronave y del motor, entregados por el representante legal del propietario de la aeronave. En la revisión de estos registros, no se encontraron discrepancias generadas en la aeronave después de la última Inspección Anual, o bien, otras que estuvieran pendientes al momento del suceso e impidieran el inicio del último vuelo.

Combustible

De acuerdo con el manual de vuelo del helicóptero (Pilot’s Operating Handbook), se encontraba aprobada por parte del fabricante la gasolina de aviación (AVGAS) de octanaje 100 LL.

Por lo anterior y conforme a los antecedentes recopilados, se estableció que el 19.01.2024, fueron adquiridos 400 litros de AVGAS 100LL en el Aeródromo Las Marías (SCVL), Valdivia, los cuales, fueron transportados vía terrestre en dos tambores plásticos hasta la propiedad del piloto al mando, ubicada en la ribera del Lago Ranco, comuna de Futrono, Región de Los Ríos.

Respecto al día del suceso, el helicóptero fue reabastecido con 50 litros de AVGAS 100 LL, combustible proveniente de uno de los tambores de plástico. Por este hecho, se obtuvieron muestras de combustible desde ambos tambores de plásticos para su análisis en laboratorio, cuyos resultados establecieron que se detectó la presencia de goma, la cual, de un máximo de 6 mg/100ml aceptado por norma ASTM D910-11¹⁹, se encontraron 10

¹⁹ ASTM D910-11 Standard Specification for Aviation Gasolines

mg/100ml. Esta condición sería posible atribuirla a las prácticas de manipulación y almacenamiento de combustible en los tambores de material plástico.

Debido al hundimiento y permanencia del helicóptero bajo el agua, desde el 06 hasta el 10 de febrero del 2024, el combustible contenido en los estanques de combustible principal y auxiliar se encontraba contaminado, motivo por el cual, no fue posible obtener muestra para su análisis.

No obstante lo anterior, la inspección y prueba funcional realizada al motor en dependencias del fabricante Lycoming Engines, USA, no evidenció la existencia de contaminantes gomosos en los filtros del servo que hubiera impedido el normal funcionamiento y generación de potencia del motor, lo que permite descartar el combustible como elemento causante o contribuyente al suceso investigado.

Inspección de la aeronave

Las inspecciones realizadas a la aeronave permitieron establecer que se produjo un impacto inicial contra el agua, con la parte inferior delantera del fuselaje de la aeronave. Posteriormente, las palas del rotor principal impactaron contra el agua, deteniéndose el movimiento de ellas de forma abrupta. Esta detención brusca del giro de las palas, asociado al desplazamiento de la aeronave, generó un gran torque en el eje de la transmisión, desplazando la transmisión completa hacia atrás, desconectando el embrague.

Este gran torque generado por el rotor principal generó un giro de toda la estructura de la aeronave hacia la izquierda, lo que produjo que impactara el rotor de cola contra la estructura del estabilizador vertical.

Como consecuencia de toda esta dinámica, se desprendió un gran trozo del parabrisas izquierdo, por cuyo sector ingresó agua a la cabina, acelerando el hundimiento de la aeronave y afectando a la unidad de control de combustible, provocando la detención del motor.

El resultado de las inspecciones realizadas por el equipo investigador, como, asimismo las alcanzadas por los representantes de los fabricantes del helicóptero y del motor, permitieron establecer que la totalidad de los daños encontrados en la aeronave fueron a consecuencia de la dinámica generada a partir del impacto del helicóptero contra el agua del Lago Ranco.

Sumado a lo anterior, las inspecciones efectuadas a la aeronave por parte del equipo investigador, específicamente a los sistemas de control direccional de la aeronave permitieron descartar su condición durante la dinámica del suceso.

Eventos del día del suceso

El 06.02.24, de acuerdo con los relatos de testigos, se estableció que el piloto al mando y tres pasajeros, luego de visitar a un amigo en el sector de Ilihue, Lago Ranco, decidieron regresar al sector de Bahía Coique, Lago Ranco. Para ello, durante el desplazamiento para abordar el helicóptero y debido a la presencia de precipitación, la ropa de los ocupantes se humedeció y mojó, condición con la cual se subieron a la aeronave.

Una vez abordó el helicóptero, el piloto al mando realizó un primer intento de encendido del motor del helicóptero, lo cual, no fue posible. Ante lo cual, esperó 5 minutos y volvió a realizar el encendido del motor sin observaciones, manteniendo su funcionamiento por 2,5 minutos previo al despegue.

Durante el proceso de encendido del motor, los ocupantes de la aeronave permanecieron en su interior mojados y con la puerta delantera derecha abierta, mientras el piloto al mando conversaba con el dueño de la propiedad.

Enseguida, el piloto mantuvo la aeronave en el lugar por dos a tres minutos aproximadamente, tras lo cual, el piloto realizó una maniobra de vuelo estacionario alcanzando unos cuatro o cinco metros de altura.

En este momento y de acuerdo con los relatos de testigos, al interior de la cabina del helicóptero se produjo un fenómeno de condensación en el parabrisas y plexiglás de las puertas, perdiendo las referencias visuales hacia el exterior de la aeronave, no obstante, el piloto despegó hacia el Lago Ranco y luego realizó un viraje a la izquierda, con la intención de tener referencias visuales en tierra, lo que fue informado a sus pasajeros.

Durante la condición de pérdidas de referencias visuales desde el interior de la cabina hacia el exterior, y conforme al relato de un testigo al interior del helicóptero, la aeronave comenzó un descenso a baja velocidad hasta que impactó contra el agua del Lago Ranco.

Esta reacción por parte del piloto deja de manifiesto que se encontraba expuesto a una Desorientación Espacial, ya que, al no contar con referencias visuales del entorno, perdió su capacidad para percibir correctamente la posición angular y lineal de su aeronave. En forma consecutiva, se encontró expuesto a una condición de pérdida de conciencia situacional, que está vinculada con la autopercepción de su entorno.

A lo anterior y debido al escaso tiempo transcurrido, el piloto al mando no alcanzó a percatarse que se encontraba desorientado, intentando mantener el control de su aeronave bajo una percepción errónea respecto a su posición en el espacio (rumbo, altura, actitud de la aeronave, velocidad, entre otros)

En cuanto al tema del empañamiento del parabrisas y ventanas de las puertas, se pudo establecer a través de la evidencia fotográfica y de las inspecciones técnicas realizadas por el fabricante Robinson Helicopter Company, que la configuración del sistema de ventilación y calefacción de cabina estaba con la manilla de apertura de la puerta de ventilación frontal en un 65% de su recorrido, ingresando solo aire frío a la cabina y la manilla de ingreso de aire caliente a la cabina estaba cerrada.

Respecto a las cuatro puertas de ventilación que se encontraron cerradas, al revisar el manual de vuelo del helicóptero (Pilot's Operating Handbook), Sección 7 "Calefacción y ventilación de cabina" se describe que, para una máxima ventilación durante el vuelo estacionario, se deben mantener las cuatro puertas de ventilación abiertas". Por lo tanto, al no cumplirse esta condición, no hubo una adecuada ventilación ni una recuperación de la visibilidad hacia el exterior, tanto del parabrisas como de las ventanas de las puertas.

Además, al verificar el manual de vuelo del helicóptero (Pilot's Operating Handbook), se observó que no hay procedimientos establecidos respecto al uso del sistema de ventilación y calefacción de la aeronave Robinson, R44 II, como, asimismo, no existen consejos y avisos de seguridad respecto a la posibilidad de empañamiento interno del parabrisas y qué hacer para evitar esto.

Respecto al suceso ocurrido, se realizó una búsqueda de sucesos similares en el ámbito internacional, encontrando un evento en el cual, las evidencias establecieron que la condensación al interior de la cabina puede ocurrir cuando la humedad relativa es mayor al 85% y la temperatura exterior se encuentra entre los 5 y 20 grados Celsius.

Lo anterior, es concordante con la condición meteorológica predominante a la hora y en el sitio del suceso, conforme al Informe Técnico Operacional de la DMC, que describió la temperatura del aire variable de **12°C** hasta **20°C**, en superficie y la humedad relativa en la superficie que varió entre el **70%** y **100%**.

Derivado de lo anterior, se evidencia que las condiciones meteorológicas existentes el día y hora del suceso investigado, eran similares a las requeridas para que se desarrolle el fenómeno físico denominado "FLASH FOGGING", el cual causa en el parabrisas una

rápida y completa opacidad, resultando en una temporal pérdida de visibilidad y consecuente pérdida de referencia externa.

Supervivencia y equipo de emergencia

Una vez ocurrido el impacto del helicóptero contra el agua del Lago Ranco, dos de los pasajeros abrieron sus respectivos arneses y cinturones de seguridad, a excepción del pasajero ubicado en el asiento trasero izquierdo. Este último, abandonó la aeronave sin abrir el cinturón de seguridad, ya que, debido al impacto, se provocó un sobre esfuerzo que produjo la fractura y desprendimiento del soporte del arnés de seguridad de la estructura del fuselaje, dejando libre al pasajero, siendo éste el primero en salir de la aeronave. En relación con el piloto al mando, mantenía en todo momento su arnés de seguridad al momento del impacto de la aeronave con la superficie del agua del lago.

Revisada la Normativa Aeronáutica, en especial lo que establece la DAN 92, REGLA DE OPERACIÓN PARA OPERACIONES NO COMERCIALES- HELICÓPTEROS VOL III. Capítulos D y E, no se encontraron observaciones respecto a las limitaciones de utilización de la performance del helicóptero y a los instrumentos, equipos y luces con los que debía contar para la realización de sus vuelos.

Finalmente, y de acuerdo con lo establecido por el Servicio Médico Legal, el piloto al mando falleció en el lugar del suceso como consecuencia de “asfixia por inmersión”, al hundirse la aeronave en el Lago Ranco. En cuanto a los tres pasajeros, resultaron ilesos.

Meteorología

En cuanto a las condiciones meteorológicas existentes al momento del accidente y conforme a lo establecido en la normativa aeronáutica DAN 91 Reglas del Aire, donde se especifica que para el tipo de espacio aéreo G donde ocurrió el suceso y para el vuelo bajo las reglas de vuelo visual (VFR), la condición mínima de visibilidad será de 500 metros, libre de nubes y a la vista de agua o tierra, se debe señalar que en base a los relatos de los testigos, se habrían cumplido las mínimas señaladas en la norma aeronáutica, no existiendo observaciones al respecto.

Respecto a la precipitación, temperatura y humedad relativa que existían el día y a la hora del suceso, estas habrían contribuido a generar las condiciones, que, asociadas al ambiente existente al interior del helicóptero, habrían creado un ambiente propicio para la formación del fenómeno conocido como “FLASH FOGGING” en el parabrisas y plexiglás de la aeronave, impidiendo la visibilidad hacia el exterior.

3 Conclusiones

El piloto al mando contaba con su licencia y habilitación monorrotor al día.

El piloto al mando estaba operando la aeronave bajo reglas de vuelo visual conforme DAN 11.

La revisión de los registros de mantenimiento del motor y de la aeronave, no evidenciaron la existencia de requisitos de inspección pendientes que pudieran haber generado o contribuido a la ocurrencia del accidente.

La aeronave no presentó evidencias de fallas durante la ocurrencia del suceso, conforme Inspecciones Técnicas realizadas en Chile y en el extranjero (USA).

Las condiciones meteorológicas, el ambiente de temperatura y humedad existentes al interior del helicóptero confluyeron para la generación del fenómeno “flash fogging”²⁰, haciendo perder la visión hacia el exterior de la aeronave.

La apertura parcial del sistema de ventilación frontal de la cabina (65% abierta), agregándose que las 4 ventanillas de ventilación de puertas se encontraban cerradas durante el despegue de la aeronave, contribuyó a una degradación del sistema de ventilación al interior de la cabina de la aeronave.

Esta pérdida de visión hacia el exterior generó en el piloto al mando, una desorientación espacial Tipo I.

Derivado de este tipo de desorientación espacial, el piloto al mando se vio enfrentado a una pérdida de la conciencia situacional iniciando una maniobra de descenso involuntaria, hasta impactar contra la superficie del lago y el posterior hundimiento de la aeronave en sus aguas.

Los daños encontrados en la aeronave fueron producto de la dinámica del accidente.

Las condiciones temperatura y humedad existentes, tanto en el exterior como en el interior de la aeronave, fueron contribuyentes para la generación el Flash Flogging.

Las condiciones meteorológicas eran aptas para el vuelo VMC.

²⁰ Flash Fogging - Condensación al interior de la cabina puede ocurrir cuando la humedad relativa es mayor al 85% y la temperatura exterior se encuentra entre los 5 y 20 grados Celsius.

4 Causa / Factores Contribuyentes

Causa

Pérdida de referencias visuales desde el interior de la cabina, lo que llevó a que se iniciara un descenso inadvertido del helicóptero, impactando contra el agua del lago Ranco y luego se provocara su hundimiento.

Factores Contribuyentes

Precipitaciones que humedecieron y mojaron las ropas de los cuatro ocupantes, previo a abordar el helicóptero.

Las condiciones temperatura y humedad generaron “Flash Flogging” al interior de la cabina del helicóptero, resultando en una pérdida de visibilidad hacia el exterior.

Manilla de ventilación a la posición parcialmente abierta.

Puertas de ventilación cerradas durante el despegue.

Condensación del parabrisas y ventanas de las puertas del helicóptero, durante la maniobra de vuelo estacionario.

Desorientación espacial, al no percibir la posición angular y lineal del helicóptero, descendiendo a baja velocidad hacia la superficie del Lago Ranco.

5 Recomendaciones sobre seguridad

Remitir a las partes interesadas los resultados de la investigación, para fines de prevención.

Difundir el suceso investigado a través de la página Web y otros medios institucionales, a todos los operadores de aviación general.

Difundir a los operadores de helicópteros acerca de la rapidez con que se presenta el fenómeno “Flash Fogging”, y que evalúen los medios disponibles en sus respectivos helicópteros, a fin de impedir o atenuar sus efectos.

Promover dentro de los operadores de helicópteros, el desarrollo de talleres de prevención relacionados con las causas y efectos de la Desorientación Espacial y de la Pérdida de la Conciencia Situacional.

Difundir en los operadores de helicópteros Robinson, lo señalado en el POH de la aeronave R44, Sección 10, *Safety Tips and Notices*, *Safety Notice SN-18*, en cuanto a que la pérdida de las referencias visuales externas del piloto, aunque sólo sea por un momento, puede provocar desorientación, maniobras erróneas y un accidente.

Recomendar al fabricante de la aeronave, la conveniencia de incorporar en el POH de la aeronave R44, Sección 10, *Safety Tips and Notices* y en la cartilla de verificaciones, acciones recomendadas para prevenir la presencia de Flash Fogging, y los procedimientos a seguir para enfrentar y/o solucionar un empañado en vuelo.



EDGAR MOORE VALDERRAMA
INVESTIGADOR OPERACIONAL



AQUILES MUÑOZ CISTERNAS
INVESTIGADOR DE AERONAVEGABILIDAD



CLAUDIO PANDOLFI GARRIDO
DIRECTOR DE PREVENCIÓN DE ACCIDENTES



CÉSAR ARAYA CANO
INVESTIGADOR ENCARGADO