



ACCIDENTE

COL-22-29-DIACC

Pérdida de control y colisión con el terreno durante maniobra a baja altura

LOC-I

Bell 206-L3

Matrícula HK5268

27 de mayo de 2022

Manaure, Guajira – Colombia

ADVERTENCIA

El presente Informe Final refleja los resultados de la investigación técnica adelantada por la Autoridad AIG de Colombia – Dirección Técnica de Investigación de Accidentes, DIACC, en relación con el evento que se investiga, a fin de determinar las causas probables y los factores contribuyentes que lo produjeron. Así mismo, formula recomendaciones de seguridad operacional con el fin de prevenir la repetición de eventos similares y mejorar, en general, la seguridad operacional.

De conformidad con lo establecido en la Parte 114 de los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia, RAC 114, y en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional, OACI, *“El único objetivo de las investigaciones de accidentes o incidentes será la prevención de futuros accidentes o incidentes. El propósito de esta actividad no es determinar culpa o responsabilidad”*.

Por lo tanto, ningún contenido de este Informe Final, y en particular las conclusiones, las causas probables, los factores contribuyentes y las recomendaciones de seguridad operacional tienen el propósito de señalar culpa o responsabilidad.

Consecuentemente, el uso que se haga de este Informe Final para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes e incidentes aéreos, y especialmente para fines legales o jurídicos, es contrario a los propósitos de la seguridad operacional y puede constituir un riesgo para la seguridad de las operaciones.

CONTENIDO

SIGLAS	5
SINOPSIS	6
RESUMEN	6
1. INFORMACIÓN FACTUAL	7
1.1 Reseña del vuelo	7
1.2 Lesiones personales.....	8
1.3 Daños sufridos por la aeronave	8
1.4 Otros daños.....	11
1.5 Información personal	11
1.5.1 Aeronave	12
1.5.2 Motor.....	13
1.5.3 Rotor Principal.....	13
1.5.4 Rotor de Cola	13
1.6 Información Meteorológica	14
1.7 Ayudas para la Navegación	16
1.8 Comunicaciones y Tránsito Aéreo	16
1.9 Información del helipuerto	16
1.10 Registradores de Vuelo	16
1.10.1 Sistema de seguimiento satelital	16
1.10.1 Registro de video a bordo	18
1.11 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto	18
1.11.1 Descripción General.....	18
1.11.2 Estructura del helicóptero	18
1.11.3 Rotor principal	21
1.11.4 Transmisión	23
1.11.5 Rotor de cola y accionamiento del rotor de cola	25
1.11.6 Controles de vuelo	25
1.12 Información médica y patológica.....	26
1.13 Incendio.....	26
1.14 Aspectos de supervivencia.....	26
1.15 Ensayos e investigaciones	27

1.15.1	Inspección de la Planta motriz	27
1.15.1.1	Inspección exterior de motor in situ	27
1.15.1.2	Inspección interna.....	27
1.15.1.3	Inspección detallada del motor	28
1.15.2	Análisis de espectrograma de sonido.....	30
1.16	Información orgánica y de dirección	31
1.17	Información adicional.....	32
1.17.1	Hundimiento con potencia.....	32
1.18	Técnicas útiles o eficaces de investigación	34
2.	ANÁLISIS	35
2.1	Procedimientos operacionales	35
2.2	Condición técnica del helicóptero	36
2.3	Aspectos organizacionales.....	36
3.	CONCLUSIÓN.....	37
3.1	Conclusiones	37
	Generales.....	37
	Aspectos técnicos.....	37
	Aspectos organizacionales.....	38
3.2	Causa probables.....	38
3.3	Factores Contribuyentes	38
3.4	Taxonomía OACI	38
4.	RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL	39
	AL EXPLOTADOR AÉREO	39
	A LA SECRETARIA DE AUTORIDAD AERONÁUTICA	39

SIGLAS

AGL	Por encima del suelo
ft	Pies
gal	Galones
GPS	Sistema de Posicionamiento Global
DIACC	Dirección Técnica de Investigación de Accidentes
FIAA	Formato de Información Actualizada de la Aeronave
HL	Hora Local
KT	Nudos
kg	Kilogramos
lb	Libras
m	metros
MGO	Manual General de Operaciones
NM	Millas Náuticas
NTSB	National Transportation Safety Board
PCH	Piloto Comercial de Helicóptero
TBS	Transportation Safety Board
UTC	Tiempo Coordinado Universal
VFR	Reglas de Vuelo Visual
VMC	Visual Meteorological Conditions

SINOPSIS

Aeronave:	Bell 206-L3
Fecha y hora del Accidente:	27 de mayo de 2022, 14:22 HL (19:22 UTC)
Lugar del Accidente:	Hotel Wayira, Corregimiento Wayapo Municipio de Manaure – La Guajira
Coordenadas:	N11°36'9.72" – W072°51'4.73"
Número de ocupantes:	Siete (07). Un (01) Piloto y seis (06) pasajeros.
Tipo de Operación:	Transporte Aéreo No Regular
Taxonomía OACI:	LOC-I

RESUMEN

Durante un vuelo de transporte aéreo no regular, de tipo turístico, desde el hotel Wayira, ubicado en el municipio de Manaure – Guajira, después de seis (6) min después del despegue, el helicóptero Bell 206-L3 presentó pérdida de altura y posteriormente colisionó contra el terreno. Todos los ocupantes evacuaron el helicóptero, con lesiones menores.

Como consecuencia del impacto, el helicóptero sufrió daños sustanciales. No se presentó incendio. El accidente sucedió a las 14:22HL, con luz de día y en condiciones meteorológicas VMC.

La investigación del accidente determinó que el accidente se produjo por los siguientes factores causales:

- Ejecución de una maniobra extrema de vuelo a bajo nivel y con ocupantes, no contemplada en las políticas operacionales del Operador; dicha maniobra, en conjunción con el peso del helicóptero, su proximidad al terreno y la presencia de fuertes vientos hizo que el helicóptero desarrollara una alta aceleración vertical en descenso, que generó una condición de hundimiento con potencia, la cual no pudo ser recuperada por el Piloto, hasta que la aeronave colisionó contra el terreno, con posterior volcamiento.
- Exceso de confianza y desatención del Piloto al mando para la ejecución de maniobras no contempladas en las políticas operacionales del Explotador.
- Ausencia de supervisión organizacional en las actuaciones de las tripulaciones que desarrollaban vuelos turísticos.

Como factores contribuyentes al accidente se identificaron:

- Ausencia de procesos de gestión del riesgos por parte de la organización, al no contar con medios que permitieran conocer las desviaciones operacionales practicadas por las tripulaciones que desarrollaban los vuelos de transporte de pasajeros en modalidad turística.
- Presión autoimpuesta por el Piloto para satisfacer los requerimientos de los pasajeros en el desarrollo de una maniobra, en provecho de la explotación comercial del vuelo.

Fueron emitidas tres (3) recomendaciones de seguridad operacional.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1 Reseña del vuelo

El 27 de mayo de 2022, el helicóptero Bell 206-L3 de matrícula HK5268 fue programada para realizar un vuelo de transporte aéreo no regular de pasajeros desde el punto helipuerto hotel Wayira, ubicado en el municipio de Manaure, Guajira.

El vuelo se realizaba con propósitos turísticos, en el que se realizaría un sobre vuelo de aproximadamente 6 minutos por las inmediaciones del hotel. Ese día se realizarían dos vuelos: el primero a uno a las 14:00 HL, y el segundo a las 15:00 HL.

El Piloto efectuó el alistamiento de la aeronave, verificando una cantidad de 260 lb de combustible a bordo del helicóptero. Posteriormente, el helicóptero, sin carga, fue abordado por el Piloto y seis (6) pasajeros. El Piloto efectuó el briefing de seguridad a los pasajeros.

A las 14:16 HL, el helicóptero despegó desde el helipuerto del hotel, y ascendió a 500 pies dirigiéndose por la línea de la costa hacia la laguna La Herradura y sus alrededores.

Durante el vuelo, algunos pasajeros solicitaron al Piloto maniobrar el helicóptero con el fin de “sentir sensación de vértigo”. Entonces, el Piloto aceleró en vuelo recto nivelado y posteriormente ascendió de manera pronunciada; al perder velocidad realizó un giro por la derecha recuperando velocidad. Esta maniobra, según relató el Piloto, se realizó en un rango de 200 pies.

Posteriormente, mientras repetía la maniobra, en la parte alta de la misma, el Piloto perdió el control de la aeronave que perdió altura hasta colisionar con el terreno. Esta secuencia se aprecia en un video que registrado por uno de los pasajeros.



Fotografía No. 1 – Condición final del helicóptero HK5268

Como consecuencia del impacto contra el terreno, se produjo volteo dinámico del helicóptero por el lado derecho, el desprendimiento del mástil del rotor principal y de sus palas, y la rotura parcial del botalón de cola.

De otra parte, se produjeron lesiones leves en sus ocupantes, quienes abandonaron la aeronave algunos por sus propios medios, y otros asistidos por moradores de la zona.

El accidente se produjo a las 14:22 HL en luz de día y condiciones VMC. No se presentó incendio.

De acuerdo con los protocolos establecidos en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional y la Reglamentación Aeronáutica de Colombia RAC 114, se efectuó la Notificación de la ocurrencia a la Transportation Safety Board (TSB) de Canadá, como Estado de Diseño y de Fabricación del helicóptero; y a la National Transportation Safety Board (NTSB) de los Estados Unidos, como Estado de Diseño y Fabricación de la planta motriz.

Tanto la TSB como la NTSB asignaron Representantes Acreditados ante la investigación. Así mismo, las empresas Bell y Rolls Royce, fabricantes del helicóptero y de la planta motriz, nombraron Asesores Técnicos para apoyar el proceso investigativo que adelantó la Dirección Técnica de Investigación de Accidentes, DIACC.

1.2 Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total	Otros
Mortales	-	-	-	-
Graves	-	-	-	-
Leves	1	6	7	-
Ilesos	-	-	-	-
TOTAL	1	6	7	-

1.3 Daños sufridos por la aeronave

SUSTANCIALES. Como consecuencia de la colisión contra el terreno, el helicóptero sufrió daños sustanciales relacionados con:

- Fractura estructural del botalón de cola.
- Desprendimiento del conjunto del rotor principal en el mástil.
- Deformación y separación de secciones de las palas del rotor principal.
- Destrucción y daños generales en el radiador y colector de aceite.
- Deformación estructural en la estructura trasera de cabina.

A continuación se detallan estos daños.



Fotografía No. 2 – Daños generales del helicóptero HK5268.



Fotografía No. 3 – Daños generales en el colector de aceite motor helicóptero HK5268.



Fotografía No. 4 – Condición final del motor helicóptero HK5268.



Fotografía No. 5 – Condición final de la transmisión helicóptero HK5268.

1.4 Otros daños

Ninguno.

1.5 Información personal

Piloto

Edad:	62 años
Licencia:	Piloto Comercial de Helicóptero - PCH
Certificado médico:	Vigente, hasta el 08 de junio de 2022
Equipos volados como piloto:	B212, B205, B206, H500
Último chequeo en el equipo:	29 de agosto de 2021
Total horas de vuelo:	8,663.8 h
Total horas en el equipo:	5,234 h
Horas de vuelo últimos 90 días:	23.6 h
Horas de vuelo últimos 30 días:	5.6 h
Horas de vuelo últimos 03 días:	0.8 h

El Piloto es poseedor de una licencia de Piloto Comercial de Helicóptero emitida el 04 de agosto de 1993 con habilitación como piloto de helicópteros hasta 5,700 kg e instrumentos.

Registraba en la Autoridad Aeronáutica un total de 5,367:30 horas de vuelo hasta el 04 de diciembre de 2007.

El Piloto se desempeñó en la Aviación de Estado desde el año 1978 al año 1994. Posteriormente se vinculó en empresas de trabajos aéreos especiales y aviación no regular en transporte helicoportado.

Su último chequeo anual en el equipo lo presentó el 29 de agosto de 2021, y el chequeo semestral el 25 de febrero de 2022, ambos en Medellín, y con resultados satisfactorios.

Dentro de sus entrenamientos el Piloto registraba:

- Curso recurrente anual – 14 de agosto de 2021
- Curso semestral equipo B206 – 27 enero de 2022
- Curso evacuación – 12 de agosto de 2021
- Curso mercancías peligrosas – 20 agosto de 2021
- Curso CRM – 27 de agosto de 2021

El Piloto había disfrutado su último periodo de vacaciones entre el 10 de marzo y el 9 de abril de 2022. Con el Operador había volado 127.4 h en el equipo B206; y acumulaba un total de 5,234 h totales en este equipo.

Contaba con un contrato de prestación de servicios con el Operador desde el 28 de septiembre de 2021. El 17 de mayo de 2022 comenzó su disponibilidad en el sector Wayira, Guajira, y desde entonces efectuó los siguientes vuelos:

17-may	2 vuelos	21-may	1 vuelo
18-may	3 vuelos	22-may	6 vuelos
19 -may	5 vuelos	23-may	6 vuelos
20-may	3 vuelos	24-may	3 vuelos

1.5.1 Aeronave

Marca:	Bell
Modelo:	206-L3 Long Ranger III
Serie:	51610
Año de fabricación:	1992
Matrícula:	HK5268
Certificado aeronavegabilidad:	No. 0005835
Certificado de matrícula:	R0008414
Fecha último servicio:	02 abril de 2022 – 100 h
Total horas de vuelo:	22,465.6 h

El modelo Bell 206L3 es un helicóptero liviano propulsado por una turbina Rolls Royce M250-C30P, y corresponde a una versión mejorada del Bell 206 Jet Range. El helicóptero está certificado en la categoría de transporte con un PBMO de 1,880 kg.

La Autoridad Aeronáutica de Colombia emitió para el helicóptero, el Certificado de Aeronavegabilidad No. 0005835, el 04 de febrero de 2019, bajo categoría Normal, para que se operara con una tripulación mínima de un Piloto.

El helicóptero y sus motores cumplían el programa de mantenimiento aprobado por la Autoridad Aeronáutica de Colombia realizado con base en períodos calendario, y en horas / ciclos de vuelo.

Todas las inspecciones efectuadas, así como las comprobaciones previas al vuelo, se llevaron a cabo antes del accidente, y dichas actuaciones no tuvieron reportes o anomalías de funcionamiento que tuvieran relación causal con el evento.

El 13 de diciembre de 2021 a la aeronave se le efectuó la inspección anual por parte de la Autoridad Aeronáutica.

Las Directivas de Aeronavegabilidad y los Boletines de Servicio fueron cumplidos para el helicóptero, de acuerdo con las disposiciones del fabricante de motor y helicóptero.

El helicóptero fue pesado por última vez el 23-mar-16, en T&M Aviation, registro que fue aprobado por la Autoridad Aeronáutica de Colombia en la inspección anual. Según el Peso y Balance aprobado, el peso vacío correspondía a 1,190 kg. La capacidad máxima de combustible era de 328.4 kg.

El peso del helicóptero al inicio del vuelo que terminó en accidente eran las siguientes:

Peso bruto:	1,880 kg	4,144.69 lb (Fuente FIAA)
Peso vacío:	1,190 kg	2,625 lb (Fuente FIAA)
Fluidos:	5.9 kg	13 lb
Peso combustible:	119.41 kg	260 lb 39 gal = (Fuente compañía)
Peso Piloto:	77.11 kg	170 lb
Peso Copiloto:	68.04 kg	150 lb
Peso Mid Pax:	72.57 kg	160 lb
Peso Aft Pax:	204.12 kg	450 lb
Peso Bodega:	13.61 kg	30 lb
Peso total:	1,749.9 kg	3,858 lb

De acuerdo con estos datos, el Peso y Balance se encontraba dentro de los límites establecidos por el fabricante, y este aspecto no fue factor en la ocurrencia del accidente.

1.5.2 Motor

Marca:	Rolls Royce
Modelo:	M250-C30P
Serie:	CAE-895185
Total horas de vuelo:	18,443.8 h
Fecha último servicio:	02 abril de 2022 – 100 h

El motor instalado, sus subsistemas y la transmisión cumplían con el programa de mantenimiento dispuesto por el fabricante. No existían reportes de malfuncionamiento durante la operación que tuviesen incidencia en la ocurrencia del evento.

1.5.3 Rotor Principal

Marca:	Bell
Hub:	S/N AAB-07021, TSN 19,506.8 h
Pala No. 1:	S/N A-081, TSN 781.5 h
Pala No. 2:	S/N A-085, TSN 781.5 h

1.5.4 Rotor de Cola

Marca:	Bell
Hub:	S/N AFS-7228, TSN 16,732.2 h
Pala No. 1:	S/N CS-20351, TSN 1,802.0 h
Pala No. 2:	S/N CS-19993, TSN 1,802.0 h

1.6 Información Meteorológica

La zona más cercana al lugar del accidente que contaba con información meteorológica, correspondía al aeródromo Almirante Padilla (OACI: SKRH) que sirve a la ciudad de Riohacha – Guajira, ubicado a 6.42NM al SW del sitio del accidente

Los informes rutinarios METAR, emitidos por esa estación para las 19:00 Z y 20:00 Z, horas entre las cuales se produjo el accidente, indicaban lo siguiente:

SKRH 271900Z 10014KT 070V130 9999 FEW020 SCT200 36/20 Q1007 RMK A2976 =

Riohacha, 19:00 Z. Viento soplando de los 100 y 110 grados con una intensidad entre 14 y 17 nudos, con variaciones en dirección desde los 070 a 130 grados. Visibilidad horizontal de más de 10 km, presencia de nubes escasas a 2,000 pies AGL y dispersas a 20,000 pies AGL. Temperatura ambiente de 36°C, y ajuste altimétrico 1,007mb y 29.76inHg

SKRH 272000Z 11017KT 070V130 9999 FEW020 SCT200 36/21 Q1007 RMK A2975 =

Riohacha, 20:00 Z. Viento soplando de los 110 con una intensidad de 17 nudos, con variaciones en dirección desde los 070 a 130 grados. Visibilidad horizontal de más de 10 km, presencia de nubes escasas a 2,000 pies AGL y dispersas a 20,000 pies AGL. Temperatura ambiente de 36°C, y ajuste altimétrico 1,007mb y 29.75inHg.

El modelo numérico de vientos aplicado en las coordenadas 11.60, -72.85 (N11°36'9.72" – W072°51'4.73"), sitio en donde ocurrió el accidente, reveló presencia de viento en superficie (990 mb) y hasta los 137 m (450 pies, 975 mb), entre las 18Z y 21Z, soplando entre los 090 y 100 grados con una intensidad entre 15 y 16 nudos.

El sondeo modelado en dichas coordenadas a través del Sistema Global de Asimilación de Datos (GDAS) a las 18Z el 27 de mayo de 2022, reveló viento en superficie de 086 grados con una intensidad de 11 nudos.

Dicho modelo pronosticó turbulencia de Aire Claro (CAT) moderada, y Cizalladura de Bajo Nivel (LLWS) desde la superficie hasta los 450 pies AGL.

La temperatura superficial pronosticaba 33°C, con un ambiente condicionalmente inestable.

La imagen satelital visible e infrarroja, no revelaron presencia de precipitaciones y/o nubosidad convectiva de mal tiempo en la zona del accidente.

Durante la inspección de campo, se comprobó una intensidad sostenida del viento con dirección 110 – 120 grados entre 25 a 29 nudos de intensidad.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

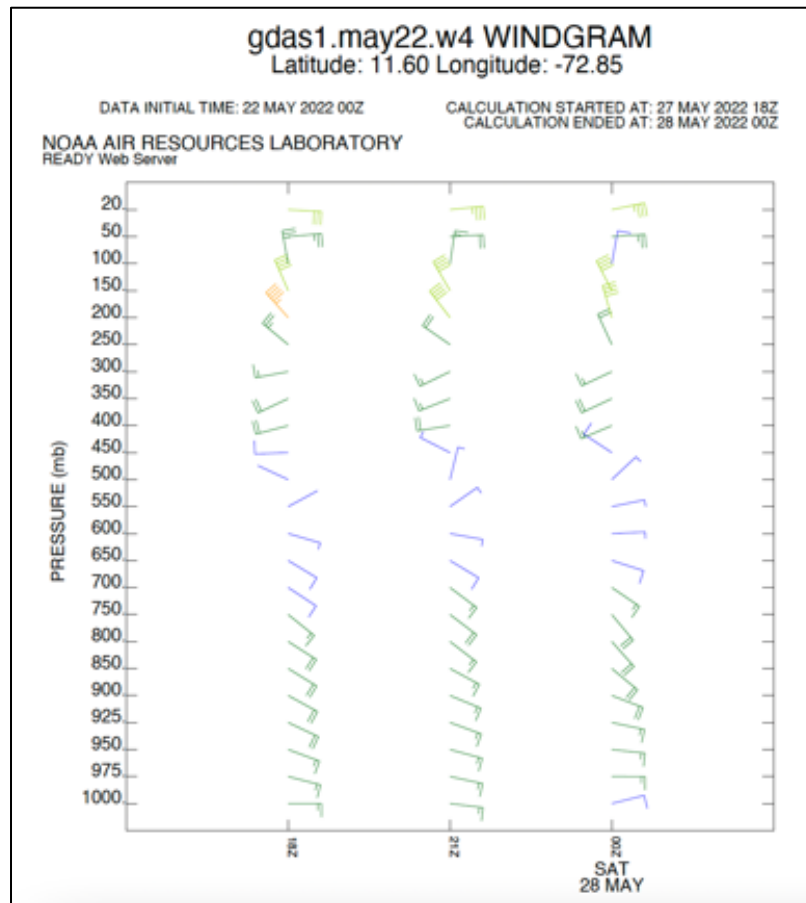


Imagen No. 1 - Modelo pronóstico de viento en el lugar del accidente HK5268

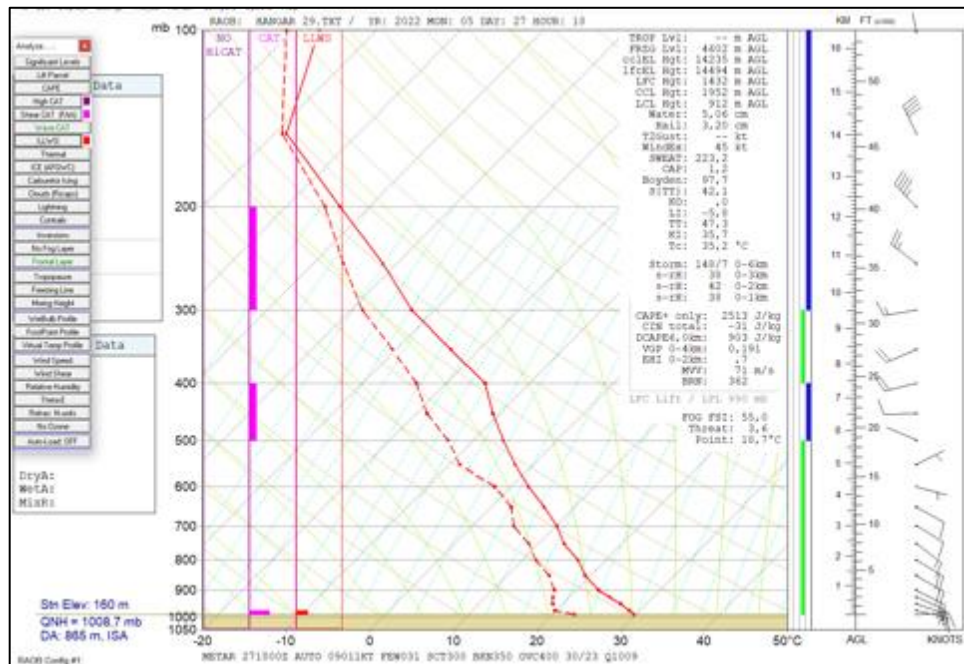


Imagen No. 2 - Modelo GDAS atmosférico en el punto del accidente HK5268

1.7 Ayudas para la Navegación

No aplicable. El vuelo se desarrollaba bajo reglas de vuelo VFR, y no requirió la utilización de ayudas para la navegación.

1.8 Comunicaciones y Tránsito Aéreo

Para el desarrollo del vuelo el Operador contaba con un sistema de comunicación en una frecuencia interna entre el Piloto y el personal en tierra. Así mismo, en ciertas operaciones, se mantenía comunicación en frecuencia 118.4MHz con el ATC Torre Riohacha. Las comunicaciones se desarrollaron según normatividad establecida por el Operador y no existieron reportes por parte del Piloto de condiciones de emergencia o malfuncionamiento del helicóptero.

1.9 Información del helipuerto

El helicóptero se encontraba operando desde el helipuerto Wayira ubicado en inmediaciones de un hotel turístico situado en el municipio de Manaure – Guajira, en coordenadas N11°36'16", W072°50'57" y a una elevación de 34 pies.

Dicho helipuerto se encontraba construido en concreto y contaba con anemoscopio y luces. Las condiciones del helipuerto y su infraestructura no tuvieron injerencia causal en el accidente.

1.10 Registradores de Vuelo

El helicóptero no contaba con registradores de vuelo. La normatividad vigente no exigía su instalación.

1.10.1 Sistema de seguimiento satelital – GPS (Ver Imagen No. 3)

El Operador contaba con sistema de seguimiento de vuelo GPS, en tiempo real. El 27 de mayo de 2022 el sistema registró la operación del HK52868 entre las 14:16HL y las 14:21HL.

El sistema solo registró la velocidad en MPH, la ubicación con coordenadas y el rumbo geográfico, con trazas espaciadas considerablemente en el tiempo que no cubrían el vuelo segundo a segundo.

De esta manera, y tras el procesamiento de los datos, se determinó que el helicóptero registró un vuelo desde el helipuerto Wayira despegando con rumbo hacia el NE, y que posteriormente efectuó un sobrevuelo por la línea de costa hacia la Ciénaga Buena Vista (ver en la gráfica los puntos 1, 2, 3).

Posteriormente, se determinó el retorno del helicóptero (punto 4); en cercanías del helipuerto efectuó un viraje amplio por la derecha (puntos 5 y 6); posteriormente, se registró un último viraje más cerrado, por la derecha, (punto 7), hasta el punto en donde ocurrió el accidente.

Las trazas registraron un total de 5 min de vuelo, aproximadamente.



Imagen No. 3 – Registros del Sistema de Seguimiento de Vuelo GPS de aeronave HK5268

1.10.1 Registro de video a bordo

La investigación tuvo a su disposición un video tomado por un pasajero a bordo del helicóptero, que registro la condición del helicóptero antes del vuelo y el momento del accidente. El video registrado, en alta definición y con sonido, está tomado hacia el frente, desde la silla delantera izquierda, y tiene una duración de 01:31 minutos.

El video fue analizado para del proceso investigativo.



Fotograma No. 1 – Fotograma video testigo pasajero HK5268

1.11 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.11.1 Descripción General

El helicóptero quedó localizado en coordenadas N11°36'9.72" – W072°51'4.73" en los predios del hotel Wayira, en el corregimiento Wayapo, del municipio de Manaure, Guajira en un terreno plano, árido, a una elevación de 33 pies y con rumbo 078 grados. El helicóptero distaba 298 m del helipuerto desde donde efectuó el despegue, en dirección 049 grados.

Las características del impacto evidenciaron que este se produjo con alto ángulo de descenso, a nivel, y con relativa baja velocidad; el rumbo de impacto fue de 040 grados, para terminar luego con rumbo final de 078 grados. El helicóptero se encontró volcado un poco más de 90 grados, sobre su costado derecho con evidente separación del mástil del rotor principal y desprendimiento parcial del botalón de cola.

1.11.2 Estructura del helicóptero

No se observaron anomalías previas al impacto en la estructura del helicóptero, y todas las fracturas observadas fueron consistentes con fuerzas de sobrecarga durante el impacto. Los skids del tren de aterrizaje se doblaron y separaron hacia afuera al lado izquierdo, en los tubos transversales delanteros y traseros debido a las fuerzas de impacto, exhibiendo poca extensión en los tubos transversales del lado derecho, lo que indicó una actitud de impacto vertical con un impacto bajo del lado izquierdo.



Fotografía No. 6 – Ubicación general de restos en el sitio del accidente.

Ambos parabrisas se encontraron fracturados, con daños en la estructura del helicóptero por encima de la sección de la cabina. Las dos ventanillas frontales de piso también se fracturaron y se separaron del helicóptero con las fuerzas del impacto.

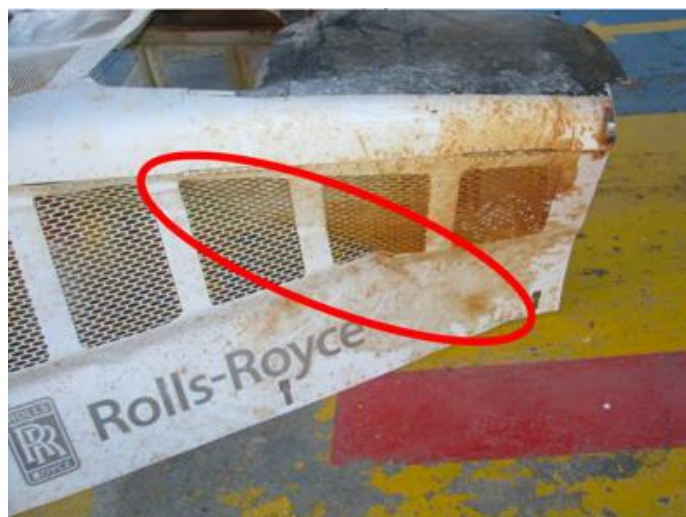
Se encontró aceite en el interior y lado derecho de la cubierta de la transmisión, que provino principalmente del tubo de ventilación de la transmisión cercano en el lado trasero derecho de la transmisión, cuando el helicóptero se volcó sobre el lado derecho. Se encontró aceite de transmisión en el tubo de ventilación.

El fuselaje exhibía una fractura en el techo detrás de la transmisión trasera izquierda así como en sus montantes, acordes con las fuerzas de impacto.



Fotografía No. 7 - Fractura de la sección estructural superior del techo trasera izquierda

Se observó un golpe de baja energía en ángulo hacia abajo en el lado izquierdo de la cubierta del motor, ocasionado por el rotor principal, consecuente con la rotura del rotor principal cuando este impactó contra el terreno.



Fotografía No. 8 - Golpe de pala del rotor principal en el capó izquierdo del motor.

Se encontró un golpe poco profundo con ángulo hacia abajo, en la cubierta del tanque de aceite. Este tanque de aceite se partió por la línea de soldadura y también se observó un agujero en el fondo del tanque debido a la fractura de un accesorio de aceite montado en la parte inferior. Ambos daños fueron consistentes con el golpe de pala del rotor principal en el momento del impacto.

La parte superior de la cubierta del tanque de aceite fue golpeada paralelamente en ángulo hacia abajo, y se observó una marca de transferencia de pintura negra conincidente con el color de las palas del rotor principal, en la parte superior de la cubierta del tanque de aceite.

El golpe de la pala del rotor principal en el tanque de aceite fue consistente con una orientación relativamente plana y con dirección de izquierda a derecha, fuera del plano de rotación normal de la pala, que probablemente ocurrió durante la secuencia del impacto.

Se observó aceite de motor escapado del tanque de aceite que se fracturó durante el impacto del lado derecho del fuselaje trasero, acorde con el vuelco del helicóptero hacia el lado derecho. El botalón de cola se fracturó justo detrás del soporte intercostal ubicado en el extremo delantero del botalón de cola, en consonancia con la dinámica de impacto.

El extremo del botalón de cola se encontró íntegro, junto con el eje del rotor de cola y las palas que permanecieron instaladas a la caja de engranajes del rotor de cola.

El interruptor de la válvula de combustible se encontró en la posición de apagada. El filtro de combustible de la estructura del avión estaba vacío, y probablemente se fugó a través de una de las líneas fracturadas cuando el helicóptero estaba volcado hacia el lado derecho. El filtro y el recipiente del filtro estaban limpios. Al tanque de combustible le quedaba poco combustible en el tanque y el interior del tanque estaba limpio e intacto.

Es posible que se haya filtrado combustible mientras estaba en el lado derecho a través del tubo de ventilación del tanque de combustible del lado derecho.

1.11.3 Rotor principal

No se observaron anomalías previas al impacto en el rotor principal, y todas las fracturas observadas fueron consistentes con las fuerzas de sobrecarga durante el impacto.

El helicóptero estaba equipado con palas de rotor principal Van Horn STC. El S/N de la pala blanca era A-085 y el S/N de la pala roja era A-081.

Cada pala del rotor principal había acumulado 781,5 horas. Ambas palas exhibieron fracturas en sentido de las manecillas del reloj, en concordancia con las fuerzas de impacto de sobrecarga.

Ambas palas también exhibieron separaciones en el borde de salida de las superficies de intradós y extradós, así como separaciones del cuerpo posterior al núcleo de espuma de las superficies superficiales de las palas.

Las puntas de ambas palas se separaron y sufrieron daños debido a las fuerzas de contacto con el suelo durante la secuencia del accidente mientras el rotor principal giraba.



Fotografía No. 9 - Borde de salida de la pala del rotor principal que se desprendió por el impacto.



Fotografía No. 10 - Punta roja de la pala separada de acuerdo con las fuerzas de impacto contra el terreno

La pala del rotor principal roja exhibía dobleces y grietas en el interior, acordes con las fuerzas de impacto. La pala blanca exhibió una fractura justamente en el punto de fijación. Se observó algo de transferencia de pintura azul del fuselaje en el intradós y el borde de ataque de la pala blanca del rotor principal.

Ambas conexiones de cambio de paso del rotor principal se separaron en la parte superior (pitch horn) y parte inferior (swashplate) debido a las fuerzas de impacto cuando el mástil y el *hub* se separaron de la transmisión como resultado de la fractura del mástil.

1.11.4 Transmisión

No se observó que existieran anomalías previas al impacto en el sistema de transmisión principal y todas las fracturas observadas fueron consistentes con fuerzas de sobrecarga durante el impacto.

Se observó parada súbita del mástil del rotor principal consistente con una vibración excesiva del hub del rotor principal cuando las palas golpearon el suelo durante el vuelco en el impacto.



Fotografía No. 11 - Marca de contacto en el mástil debido al contacto fuerte por parada súbita en el impacto.

Se observaron marcas de transferencia en el mástil, producidas por el contacto fuerte durante la parada estática aplicadas en el impacto

El mástil presentó fractura debido a una sobrecarga por flexión justo encima de la caja superior de la transmisión, y salió hacia el frente por la izquierda del helicóptero durante la secuencia del impacto, lo que produjo el contacto y daños en la cubierta delantera de la transmisión.

La transmisión principal giró libremente mediante la manipulación manual de la brida de entrada a la transmisión sin que se escucharan ataduras ni ruidos inusuales.



Fotografía No. 12 - Fractura del mástil debido a las fuerzas de impacto



Fotografía No. 13 - Daños en la cubierta de la transmisión.

La transmisión principal giró libremente cuando el investigador la manipuló sin que se presentaran obstrucciones o ruidos inusuales. La rotación del mástil fracturado en la caja superior de la transmisión demostró la continuidad a la transmisión principal.

El eje de transmisión principal del Kaflex se fracturó en las flexiones del extremo del motor en consonancia con las fuerzas de sobrecarga durante el impacto.



Fotografía No. 14 - Daño en el extremo del acoplamiento del eje de transmisión principal Kaflex.

Los chip detectors de transmisión superior e inferior estaban limpios de limallas o escombros.

El soporte de transmisión delantero derecho se fracturó por las fuerzas de sobrecarga de flexión durante el impacto. Los otros tres soportes de la transmisión se encontraron intactos. Los cuatro montantes que sujetan los extremos superiores de los soportes de la transmisión principal estaban intactos.

1.11.5 Rotor de cola y accionamiento del rotor de cola

No se observó que hubiera anomalías previas al impacto en el rotor de cola o en los sistemas de transmisión del rotor de cola. Las palas del rotor de cola de aluminio Bell, estaban intactas y permanecieron conectadas al hub del rotor de cola. Se comprobó el cambio de paso mediante la manipulación manual sin evidenciar restricción, desperfectos o ruidos inusuales.

Todos los ejes de transmisión del rotor de cola en el brazo de cola estaban intactos y los cojinetes giraban sin resistencia. El botalón de cola se fracturó en el extremo delantero durante el impacto, pero el primer eje de transmisión del rotor de cola estaba intacto.

Los ejes de transmisión del rotor de cola en la parte trasera no se fracturaron, sin embargo, el tanque de aceite se dañó y se dobló en consonancia con las fuerzas de impacto provocadas por las palas del rotor principal.

1.11.6 Controles de vuelo

No se observó que en los controles de vuelo hubiere anomalías previas al impacto; todas las fracturas observadas fueron consistentes con las fuerzas de sobrecarga del momento del impacto.

En el asiento derecho de la cabina de mando se encontraban instalados el control de anti-torque (pedales), el control colectivo, y el control cíclico. Los pedales del asiento izquierdo

estaban instalados pero estaban bloqueados, sin proporcionar entrada a los controles anti-torque.

Se comprobó libre movimiento de los controles de vuelo mediante el movimiento a mano. La palanca colectiva se movió hacia arriba y hacia abajo y se observó movimiento libre a través del servo colectivo. La palanca cíclica se movió en todos los cuadrantes y se observó movimiento libre en los servos cíclicos izquierdo y derecho.

Se observaron fracturados los tubos de control del rotor principal en áreas dañadas del fuselaje cerca de la transmisión principal, incluidos los dos tubos de control cíclicos verticales en el lado frontal de la transmisión principal que se unen al *swashplate*.

El conjunto del *swashplate* se separó del mástil cuando su sección superior y el conjunto del *hub* del rotor principal se separaron del helicóptero.

El tubo de control del rotor de cola se fracturó a lo largo del botalón de cola, debido a las fuerzas de sobrecarga en las cercanías de la fractura en el botalón de cola delantero. El acelerador se encontró atascado en la posición *Full On*.

En cabina, el altímetro mantenía una indicación de 50 pies, con QNH de 1,005 inHg y un rumbo de 090 grados.

Se verificó la continuidad de los controles verificado.

1.12 Información médica y patológica

El Piloto contaba con su certificado médico vigente y no registraba limitaciones especiales para el vuelo. No existieron condiciones psicofísicas del Piloto al mando que tuvieran incidencia en la ocurrencia del accidente.

En el evento, el Piloto sufrió traumatismos superficiales múltiples que no revistieron gravedad.

1.13 Incendio

No se produjo incendio post impacto. Personal cercano al lugar, aplicó, a través de agentes extintores portátiles, polvo químico para mitigar cualquier foco de incendio en el helicóptero.

1.14 Aspectos de supervivencia

El accidente permitió la supervivencia. Los siete (7) ocupantes abandonaron el helicóptero, algunos por sus propios medios, y otros, con ayuda de personas cercanas. Los ocupantes no sufrieron lesiones de gravedad. En la dinámica de impacto, el helicóptero sufrió volcamiento hacia la derecha y toda la evacuación se realizó por el costado izquierdo sin presentarse obstrucciones de apertura de las puertas d ese lado.

La integridad del habitáculo de cabina se preservó y no hubo penetración de objetos extraños durante la dinámica de impacto. Los ocupantes mantenían sus cinturones de seguridad abrochados durante el impacto.

Para prever cualquier foco de incendio, personal en tierra utilizó agentes extintores portátiles en el helicóptero.

1.15 Ensayos e investigaciones

1.15.1 Inspección de la Planta motriz

El Asesor Técnico designado por la casa fabricante efectuó inspección al motor, con la supervisión de la investigación.

1.15.1.1 Inspección exterior de motor in situ

El conjunto del radiador y el tanque de aceite de la estructura del helicóptero sufrieron daños severos por impacto, debido a un aparente golpe de las palas del rotor principal por el lado izquierdo.

El tanque de aceite se abrió por el impacto alrededor de la totalidad de su línea de soldadura en circunferencial horizontal. La válvula de drenaje al lado inferior izquierdo del tanque fue arrancada del fondo del tanque. Se observaron salpicaduras y líneas significativas de derrame de aceite en ambos lados de la sección trasera del fuselaje adyacente, y por debajo del área del tanque de aceite.

El video de un testigo capturó a los socorristas descargando varias botellas grandes de extintor de incendios sobre los restos. Las áreas de aceite húmedo que contenían material de polvo adherido se distinguían fácilmente de aquellas superficies presumiblemente rociadas con el agente extintor de incendios.

Todo el compartimiento del motor estaba cubierto de suciedad / polvo de color marrón claro. Los montantes del motor al fuselaje se encontraban unidos en forma en los 3 puntos. Sin embargo, los 2 montantes delanteros, los cuales están adyacentes a la pared de fuego vertical delantera, se habían salido de sus respectivas conexiones al fuselaje.

El fuerte impacto vertical durante la secuencia del accidente fracturó y dobló parcialmente el fuselaje debajo de la ubicación de la pared de fuego. Este arqueó provocó que la cámara de entrada del compresor se separara 10.1 cm de la pared de fuego delantero aproximadamente. El eje de transmisión del rotor de cola permaneció firmemente conectado a la transmisión de salida en la caja de accesorios del motor, pero se separó del eje en la pared de fuego trasera.

Todas las líneas de aceite del fuselaje al motor permanecieron firmemente unidas en sus respectivas conexiones. La línea de combustible, en el lado de entrada a la carcasa del filtro de combustible que está unido a la estructura del avión, se separó debido a fractura en la unión. La rosca de esta línea permaneció dentro de la tuerca y la otra mitad de la unión se encontraba asegurada en la carcasa del filtro.

1.15.1.2 Inspección interna

El motor fue retirado del fuselaje. En el proceso de desmontaje del motor se hicieron las siguientes observaciones:

- El colector del filtro de combustible del fuselaje estaba lleno y drenado antes de recuperar la aeronave. El combustible apareció limpio y claro sin evidencia de escombros o contaminación relacionada.

- La aeronave estaba equipada con un separador de partículas de entrada. El separador parecía libre de escombros grandes pero cubierto con una ligera suciedad / polvo.
- Se observó combustible dentro de la manguera del filtro del fuselaje hasta la entrada de la bomba de combustible del motor.
- Se observó aceite residual en las mangueras de succión de aceite, y de presión entre la caja de accesorios del motor, y las conexiones respectivas en la pared de fuego trasera.
- Se confirmó la continuidad del control del motor, desde la palanca colectiva de la cabina hasta el Power Turbine Governor (PTG).
- El control del acelerador de la Unidad de control de combustible (FCU) se separó en la conexión de enlace en la pared de fuego delantera, en el compartimiento del motor. El control del acelerador, en la palanca colectiva se encontraba atascado en la posición máxima. Se observó que el puntero de la FCU estaba en la posición "100".
- El interruptor de la válvula de combustible en el panel de la cabina estaba en la posición APAGADO. Ambos switches cortacircuitos de la bomba auxiliar de combustible, en la cabina, se encontraban activados.
- Tanto la N1 y la N2 se podían girar libremente con la mano de manera suave y silenciosa. Se estableció la continuidad desde la rueda de la cuarta etapa de la turbina de potencia, hasta el eje de salida de potencia delante de la unidad de rueda libre. También se confirmó la continuidad en todo el sistema del rotor N1 desde el impulsor hasta el ventilador de enfriamiento del generador de arranque.
- La funcionalidad de la unidad de rueda libre fue confirmada restringiendo manualmente el movimiento de la rueda de la turbina de potencia de la cuarta etapa, y verificando la rotación del sentido del eje de salida.
- Los enlaces del eje de transmisión Kaflex® se fracturaron en la conexión entre el eje de salida delante de la unidad de rueda libre, y el eje de transmisión Kaflex® a la transmisión del rotor principal.
- Se observaron marcas rotacionales en la mitad trasera del eje de transmisión Kaflex®.
- El examen visual del motor no reveló evidencia de ningún daño mecánico o mal funcionamiento; sin embargo, el motor fue retirado para un examen más detenido.

1.15.1.3 Inspección detallada del motor

Del 2 al 3 de junio de 2022 se efectuó la inspección detallada del motor en un hangar de aviación general en el Aeropuerto Internacional Los Garzones en Montería, Colombia. La supervisión regulatoria estuvo a cargo de 2 representantes de la DIACC colombiana, incluido el Investigador a Cargo (IIC).

Los miembros adicionales del grupo incluyeron a representantes de Rolls Royce Air Safety, Bell Flight Safety y del área de mantenimiento del operador.

La entrada del compresor y álabes no revelaron signos de ingestión de desechos o daños por impacto. Se removió el ducto de escape, y se inspeccionó visualmente la rueda de la turbina de potencia de la cuarta etapa a través del soporte del colector de escape. Los álabes no revelaron evidencia de daño por impacto o exposición térmica excesiva.

No se quitaron ni se inspeccionaron los *chips detectors* superior e inferior, ni el filtro de aceite de presión del motor. El operador no informó eventos previos de aviso de luces por limallas en el motor.

La válvula de sangrado de aire permaneció firmemente unida; se encontró intacta.

La línea flexible de la boquilla de inyector de combustible presentaba deformación debido al movimiento del motor e impacto contra la pared de fuego trasero. La línea flexible se desconectó del boquilla inyectora de combustible. Fue vaciada aproximadamente 1/2 cucharadita (2 cc) de combustible.

La boquilla inyectora de combustible fue removida y examinada visualmente. La superficie de inyección de combustible externa mantenía un color negro con una capa de carbón y acumulación de hollín. Ninguno de los orificios de distribución de aire parecía bloqueada.

El filtro de combustible fue desmontado e inspeccionado. Quedaba una pequeña cantidad de combustible residual en la taza del filtro. Casi todo el combustible se había drenado en el lugar del accidente. El recipiente del filtro y el conjunto de la tapa parecían limpios y libres de suciedad y residuos. El filtro de combustible también parecía limpio sin evidencia de residuos dentro de los pliegues o en la cavidad del orificio interno.

La sección del racor de entrada al filtro y su rosca fueron examinados con signos visibles de sobrecarga debido al impacto contra el terreno.

Todas las tuercas y los accesorios del motor se revisaron a mano para determinar el torque adecuado. Se encontró que todos estaban apretados apropiadamente con sus correspondientes líneas de fe.

El gobernador de la turbina de potencia (PTG) y la unidad de control de combustible (FCU) parecían intactos y conectados de forma segura a la caja de accesorios del motor. Se confirmó el movimiento completo de ambas unidades de control.

Se utilizó un boroscopio para inspeccionar el estado de la cámara de combustión. No se evidenciaron signos de puntos calientes o daños térmicos similares. La tobera de la turbina de la primera etapa mostró daños aparentes por impacto en una de las superficies aerodinámicas. El resto de los componentes de la turbina productora de gas de la primera etapa parecía visualmente normal y sin daños.

Resumen de la inspección

- Hubo evidencias de rotación del motor y del tren de transmisión en el momento del impacto.
- No hubo evidencia de incendio previo al impacto, daño o mal funcionamiento del motor.

- El video de uno de los ocupantes capturó la secuencia del accidente, incluida la confirmación audible del funcionamiento del motor. No hubo activación de alerta audible en cabina de detención del motor durante el evento.
- Tanto el N1 como el N2 se podían girar libremente con la mano con movimientos suaves y silenciosos.
- La entrada y el impulsor del compresor, así como la rueda de la turbina de la cuarta etapa parecían intactos y visualmente normales.
- Todas las tuercas y accesorios del motor se revisaron a mano para determinar el torque adecuado sin evidenciar desviaciones aparentes.
- Había combustible en la entrada de la bomba de combustible del motor. Una pequeña cantidad de combustible estaba presente en la boquilla de inyección de combustible durante el examen del motor.
- La inspección boroscópica de la cámara de combustión y de la carcasa de la turbina productora de gas de la primera etapa no reveló daños térmicos evidentes que impidieran el funcionamiento normal.
- Se confirmó continuidad del control desde la palanca colectiva de la cabina hasta el Power Turbine Governor (PTG). El daño al varillaje de control del acelerador impidió la continuidad total del control a la Unidad de control de combustible (FCU).
- El indicador del puntero de la FCU estaba indicando posición "100" en el lugar del accidente, lo que representa una aceleración máxima. La posición del puntero se correspondía con el tope máximo del acelerador de entrada de la FCU.
- Toda la evidencia disponible sugiere que el motor era capaz de producir suficiente potencia y responder a las entradas del acelerador.

1.15.2 Análisis de espectrograma de sonido

Con el fin de verificar el funcionamiento previo al accidente de las RPM N1 y N2, se envió el video registrado por el pasajero a bordo a los laboratorios de Ingeniería de Bell.

Los signos de frecuencia armónica de RPM del rotor principal y del rotor de cola fueron observados claramente antes de la maniobra realizada por el helicóptero, y el rotor principal (Nr) se mantuvo estable en aproximadamente 100%.

Como era de esperarse, por las características de la maniobra que realizaba el Piloto, los datos de audio de la última parte del vuelo cerca del impacto, no revelaron signos de audio claros sobre las RPM. No se observaron frecuencias de N1 o N2 que fueran dicientes en el espectrograma.

El hecho de que Nr se mantuviera estable en alrededor del 100 % justo antes de la maniobra, indica que el motor estaba funcionando normalmente justo antes de la maniobra.

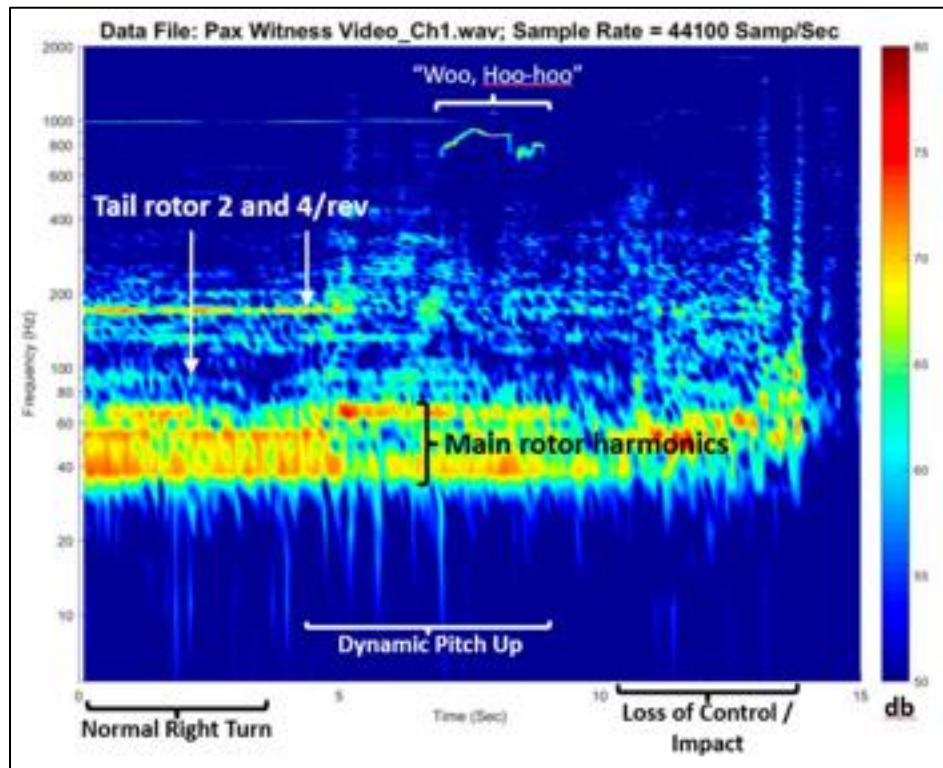


Imagen No. 4 – Espectrograma de sonido.

1.16 Información orgánica y de dirección

El Operador contaba con un Certificado de Operación UAEAC-CDO-106 de transporte no regular de pasajeros. Para el 22 de octubre de 2020, el Operador había cambiado su razón social.

La organización del Operador se compone de una Junta de Socios, un Gerente General que tiene a su cargo la Dirección de Seguridad Operacional, un Gerente suplente y el área de Control de Calidad.

La organización se subdivide en seis (6) áreas en las que se encuentra el Representante Técnico, HSEQ, el área Administrativa, el Jefe de Mantenimiento, el Jefe de Entrenamiento, y el Director de Operaciones.

El Operador contaba con un SMS funcional desde el 3 de octubre de 2020. Contaba con mantenimiento autorizado, y su base principal se encontraba establecida en la ciudad de Medellín, en el aeropuerto Enrique Olaya Herrera. No contaba con bases auxiliares, y operaba con equipos Bell 206 L1 y L3

El SMS había elaborado un análisis de riesgo para la operación en el helipuerto Wayira, que había sido actualizado el 26 de abril de 2022.

Ese análisis de riesgo otorgaba un alto riesgo para las condiciones meteorológicas, por los vientos fuertes imperantes, con ráfagas entre 25 y 30 nudos con dirección NE. Como defensa, se recomendaba a las tripulaciones, extremar las precauciones en la aproximación y en los despegues.

1.17 Información adicional

1.17.1 Hundimiento con potencia

El hundimiento con potencia, (usualmente conocido como *“asentamiento con potencia”*, *“settling with power”*, o *“vortex ring state”*) describe una condición aerodinámica en la que un helicóptero se hunde en su propio flujo generado.

Esta condición hace que el helicóptero se hunda (pierda altura) aún si se aplica máxima potencia al motor.

En un vuelo estacionario normal, fuera del efecto de suelo (OGE), el helicóptero puede permanecer en vuelo estacionario impulsando una gran masa de aire hacia abajo a través del rotor principal.

Parte del aire se recircula cerca de las puntas de las palas, curvándose desde la parte inferior del disco del rotor y reuniéndose con el aire que ingresa al rotor desde la parte superior.

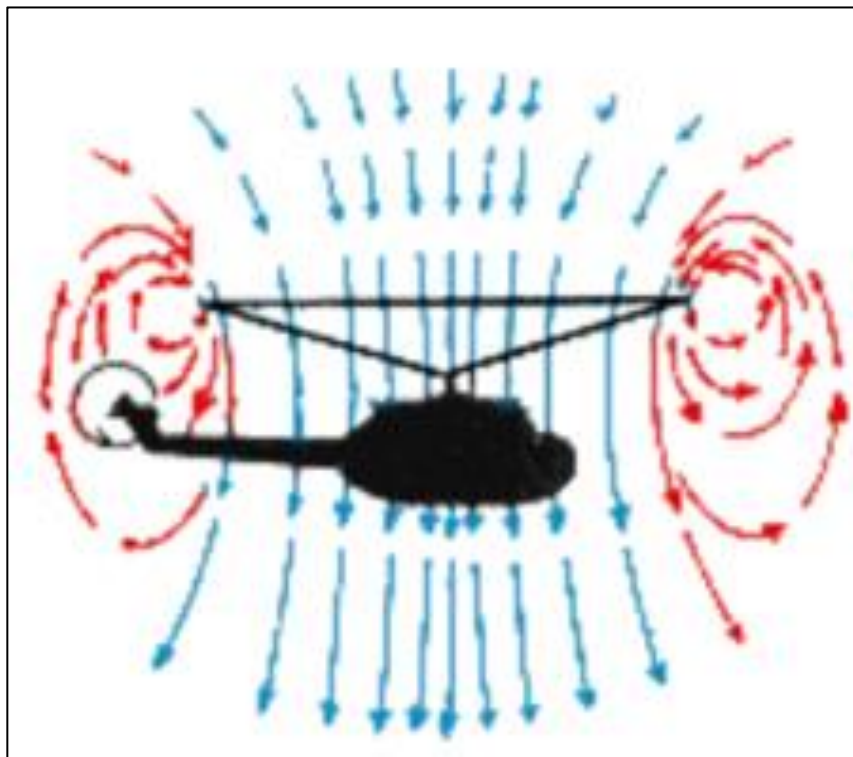


Imagen No. 5 - Efecto normal aerodinámico en rotor principal helicóptero por fuera de efecto suelo (OGE).

Este fenómeno es común a todas las superficies aerodinámicas y se conoce como vórtices de punta de ala.

Los vórtices de las puntas generan arrastre y degradan la eficiencia del perfil aerodinámico. Siempre que los vórtices de punta sean pequeños, su único efecto será una pequeña pérdida en la eficiencia del rotor.

Sin embargo, cuando el helicóptero comienza a descender verticalmente, se asienta en su propia corriente descendente, lo que aumenta en gran medida los vórtices de punta.

En este estado, se forman unos vórtices adicionales en la sección interna de las palas, y se desperdicia así la mayor parte de la potencia desarrollada por el motor.

Ante esto, el helicóptero puede descender a una velocidad que excede la velocidad normal de flujo inducido hacia abajo de las secciones internas de las palas. Como resultado, el flujo de aire de las secciones internas de los álabes es hacia arriba en relación con el disco.

Esta condición produce un anillo de vórtice secundario además de los vórtices de punta normales. El anillo de vórtice secundario se genera en el punto de la pala donde el flujo de aire cambia de arriba hacia abajo. El resultado es un flujo turbulento inestable sobre una gran área del disco. La eficiencia del rotor se pierde a pesar de que el motor sigue suministrando potencia.



Imagen No. 6 - *Helicopter flying handbook (FAA-H-8083-21B)*, capítulo 11.

Se puede ingresar en un estado de anillo de vórtice durante cualquier maniobra que otorgue un flujo de aire ascendente en el rotor principal y baja velocidad de avance.

Las velocidades aerodinámicas que están por debajo de las velocidades aerodinámicas de sustentación traslacional están dentro de este región de susceptibilidad a la aerodinámica del estado del anillo de vórtice.

Esta condición se ve a veces durante las maniobras de paradas rápidas en vuelo, al elevar el ángulo de ataque, y en maniobras durante la recuperación de una autorrotación.

Es probable que la siguiente combinación de condiciones cause el hundimiento con potencia en cualquier helicóptero:

1. Un descenso vertical, o casi vertical, de por lo menos 300 fpm. (La tasa crítica real depende del peso bruto, RPM, altitud de densidad y otros factores pertinentes).
2. El disco del rotor debe estar utilizando parte de la potencia disponible del motor (20-100%).
3. La velocidad horizontal debe ser más lenta que sustentación traslacional efectiva

Para recuperar esta condición, el Piloto tiende primero a tratar de detener el descenso aumentando el paso colectivo. Sin embargo, esto solo da como resultado un aumento del área de pérdida del rotor, lo que aumenta la velocidad de descenso.

Dado que las partes internas de las palas están en pérdida, el control cíclico puede verse limitado. La recuperación tradicional se logra aumentando la velocidad aerodinámica y/o bajando parcialmente el colectivo para salir del vórtice. En la mayoría de los helicópteros, el empuje cíclico lateral combinado con un aumento de potencia y anti-torque lateral otorgará la salida más rápida del peligro.

Si se permite que el estado del anillo de vórtice y la tasa de descenso progresen, el punto en el que el flujo de aire sube completamente a través del rotor, la única recuperación que puede realizarse es una autorrotación.

Para el estado del anillo de vórtice, las demostraciones y la capacitación en reconocimiento y recuperación deben realizarse desde una altitud segura para permitir la recuperación no menos de 1,000 pies AGL o la altitud recomendada por el fabricante, la que sea mayor.

1.18 Técnicas útiles o eficaces de investigación

No fueron requeridas.

2. ANÁLISIS

2.1 Procedimientos operacionales

El Piloto era apto técnica y operacionalmente para efectuar el vuelo. Contaba con amplia experiencia y había realizado su entrenamiento con el Operador sin mayores novedades.

De acuerdo con la programación, el vuelo a desarrollarse tendría una duración de solo siete minutos aproximadamente, manteniendo 2,500 pies de altitud en condiciones visuales para así, desarrollar un vuelo turístico a petición comercial de huéspedes del hotel.

El helicóptero operaba dentro de los límites de Peso y Balance. Este aspecto no fue conducente al accidente.

De acuerdo con los registros de vuelo y evidencias recopiladas, se pudo comprobar que, durante los minutos previos al aterrizaje, el Piloto efectuó una maniobra en la cual hubo un cambio en el en el cabeceo del helicóptero (nariz arriba), seguido de un giro a la derecha, después del cual se presentó la pérdida de altura y colisión del helicóptero contra el terreno.

Teniendo en cuenta las declaraciones proporcionadas por el Piloto y el Operador, recientemente se había efectuado el reemplazo de un Piloto, quien estaba asignado en esta locación. El Piloto involucrado había recibido el helicóptero desde el día 17 de mayo, y desde entonces, había efectuado varios vuelos similares, con fines turísticos.

De acuerdo con lo manifestado, las características del vuelo de observación se cambiaron a petición de los pasajeros, para que se realizase una maniobra en la cual, se pudiese satisfacer el deseo de “sentir la adrenalina” (SIC). Esta maniobra, tal como se hizo dos veces en el mismo vuelo antes del accidente, consistió en efectuar un ascenso rápido seguido de un descenso en viraje, igualmente rápido.

Para realizar la maniobra, el Piloto aumentaba el ángulo de cabeceo, (nariz arriba), aplicaba luego pedal, bajaba el control cíclico y perdía altura; cuando estaba cerca del terreno, recuperaba al helicóptero del descenso.

Esta combinación de alta velocidad inicial, alto ángulo de cabeceo y vertiginoso ascenso, seguidos de un viraje escarpado, descenso pronunciado, y recuperación de la maniobra en vuelo rasante, efectivamente satisfacía a los pasajeros (en el video se escucha a uno de ellos expresar un *Wohhh...jo...jo...*) pero ubicaba también al helicóptero en sus límites aerodinámicos de operación, más aún se tiene en cuenta el viento predominante, probablemente de cola.

El estudio operacional y análisis del video inducen a la investigación a pensar que, en esas condiciones, muy probablemente el helicóptero se llevó a una condición aerodinámica, en la cual se produjo un hundimiento con potencia.

Este hundimiento con potencia se explicaría por la condición del helicóptero en la parte alta de la maniobra, con baja velocidad, seguida de un giro a la derecha con probable influencia del viento de cola, y sin desplazamiento horizontal; el helicóptero empieza a perder altura, con insuficiente flujo de aire hacia abajo y una fuerza de flujo aerodinámico ascendente, que facilitaría la generación de anillos de vórtices en las palas del rotor principal.

De esta manera se completan los factores para que el helicóptero se hundiera en su mismo flujo (hundimiento con potencia), que en vista de la poca altura disponible y el viento predominante no logró ser recuperada por el Piloto.

La revisión del Manual General de Operaciones del Operador no encontró ninguna disposición o política, para efectuar maniobras de este tipo. De acuerdo con las evidencias es claro para la investigación que el Piloto realizó una maniobra no contemplada ni autorizada por el Operador, exponiendo la aeronave, a sus ocupantes y a él mismo a un riesgo no calculado.

2.2 Condición técnica del helicóptero

El helicóptero cumplía con todas las condiciones técnicas y se encontraba aeronavegable. La investigación efectuó inspecciones minuciosas a la célula de la aeronave, a sus sistemas y a la planta motriz sin encontrar condiciones de malfuncionamiento que fueran contributivas al accidente.

Asimismo, el Piloto aseveró que no existió un mal funcionamiento de la planta motriz ni helicóptero. La condición técnica del helicóptero no tuvo incidencia en el accidente.

2.3 Aspectos organizacionales

El Operador había efectuado un análisis de riesgo para la operación de sus helicópteros en esa área; y el estudio detectó y creó defensas contra otros riesgos como eran las condiciones meteorológicas (viento) y demás consideraciones relativas al rendimiento de la aeronave.

Sin embargo, la organización no detectó dentro de sus estrategias de control y vigilancia operacional, la desviación de sus estándares operación que se venía realizando en La Guajira, relacionada con el hecho de ir más allá de lo establecido para los sobrevuelos turísticos, y, a requerimiento de los pasajeros realizar maniobras no autorizadas, alcanzando los límites de seguridad para la operación del helicóptero. Esta era una práctica al parecer usual, entre los turistas y las tripulaciones.

Si bien es cierto que estas maniobras pueden ser realizadas por este tipo de helicóptero, las mismas deben reservarse para necesidades operacionales (y no para vuelos con pasajeros a bordo), en cuyo caso deben estar autorizadas, estudiadas, estandarizadas, entrenadas, y realizarse con todas las condiciones y márgenes de seguridad.

Evidentemente, a los procesos de seguridad de la empresa escapó el hecho de que las tripulaciones desplazadas en una operación remota, se desviaban de los estándares establecidos. Quizá fallaron los sistemas y procedimientos de comunicación organizacional, y el énfasis que debe acentuar el Operador en relación con el cumplimiento de estándares, la seguridad de vuelo y la disciplina.

La desviación de las normas establecidas en relación con los parámetros para la realización de vuelos turísticos en la base de La Guajira, creó una condición insegura latente que al no ser percibida ni corregida por la organización se materializó en este evento no deseado.

3. CONCLUSIÓN

3.1 Conclusiones

Las Conclusiones son una relación de hechos, hallazgos, condiciones, resultados, datos, causas e información conectiva necesaria, de todo lo encontrado, analizado y concluido dentro de la investigación.

Generales

El Piloto se encontraba psicofísica y técnicamente apto para la realización del vuelo. Contaba, además, con amplia experiencia en el tipo de helicóptero accidentado

El helicóptero Bell 206-L3 fue programado para realizar un vuelo de transporte aéreo no regular de pasajeros, con el propósito de hacer un sobrevuelo turístico, desde el hotel Wayira, Guajira, hacia áreas cercanas, con una duración de aproximadamente 6 minutos.

El Piloto despegó del helipuerto del hotel y ascendió a 500 pies, dirigiéndose por la línea de costa hacia la laguna La Herradura y sus alrededores.

Durante el vuelo, algunos pasajeros solicitaron al Piloto maniobrar el helicóptero con el fin de sentir “sensación de vértigo / adrenalina”.

El Piloto efectuó una maniobra no contemplada en los estándares del Operador, consistente en efectuar un ascenso pronunciado seguido de un descenso en viraje, en la cual la aeronave perdió 200 pies de altura.

Esta combinación de alta velocidad inicial, alto ángulo de cabeceo y vertiginoso ascenso, seguidos de un viraje escarpado, descenso pronunciado, y recuperación de la maniobra en vuelo rasante, ubicaba al helicóptero en sus límites aerodinámicos de operación, más aún se tiene en cuenta el viento predominante, probablemente de cola, y la cercanía del terreno.

Cuando el Piloto repetía el mismo tipo de maniobra, en la parte alta de la misma, la aeronave probablemente entró en el efecto de “hundimiento con potencia” que hizo que se perdiera el control del helicóptero.

Las condiciones del vuelo, el probable viento de cola y la cercanía al terreno imposibilitaron que el Piloto retomara el control de la aeronave.

La aeronave impactó el terreno, sin control, con alto ángulo de descenso, a nivel y baja velocidad, y se produjo su volteo dinámico por el lado derecho.

El accidente produjo lesiones leves en sus ocupantes, quienes abandonaron la aeronave, algunos por sus propios medios, y otros asistidos por moradores de la zona.

El helicóptero resultó con daños sustanciales, sin incendio.

Aspectos técnicos

El helicóptero se encontraba aeronavegable, cumplía con los requerimientos establecidos por la Autoridad Aeronáutica para el tipo de operación que realizaba y no presentaba anotaciones pendientes en los registros de mantenimiento.

Todas las inspecciones efectuadas, así como las comprobaciones previas al vuelo, se llevaron a cabo antes del accidente, y dichas actuaciones no tuvieron reportes o anomalías de funcionamiento que tuvieran relación causal con el evento.

El Peso y Balance se encontraba dentro de los límites establecidos por el fabricante y este no fue factor en la ocurrencia del accidente.

No hubo evidencia de daño o mal funcionamiento del motor después de que se le efectuara una inspección post accidente.

Aspectos organizacionales

El MGO del Operador no contemplaba ni autorizaba que durante la ejecución de vuelos turísticos se ejecutaran maniobras como la que realizó el Piloto, que acercaban a la aeronave a sus límites aerodinámicos.

El Operador había efectuado un análisis de riesgo para la operación de sus helicópteros en esa área que detectó y creó defensas contra riesgos tales como las condiciones meteorológicas (viento) y otras consideraciones relativas al rendimiento de la aeronave.

No obstante, los sistemas de control y de vigilancia operacional del Operador no detectaron la desviación de sus estándares operación por parte de las tripulaciones, al ejecutar maniobras no autorizadas en los sobrevuelos turísticos, a requerimiento de los pasajeros, en una práctica que era usual entre los turistas y las tripulaciones.

3.2 Causa probables

Ejecución de una maniobra extrema de vuelo a bajo nivel y con ocupantes, no contemplada en las políticas operacionales del Operador; dicha maniobra, en conjunción con el peso del helicóptero, su proximidad al terreno y la presencia de fuertes vientos hizo que el helicóptero desarrollara una alta aceleración vertical en descenso, que generó una condición de hundimiento con potencia, la cual no pudo ser recuperada por el Piloto, hasta que la aeronave colisionó contra el terreno, con posterior volcamiento.

Exceso de confianza y desatención del Piloto al mando para la ejecución de maniobras no contempladas en las políticas operacionales del Explotador.

Ausencia de supervisión organizacional en las actuaciones de las tripulaciones que desarrollaban vuelos turísticos.

3.3 Factores Contribuyentes

Ausencia de procesos de gestión del riesgos por parte de la organización, al no contar con medios que permitieran conocer las desviaciones operacionales practicadas por las tripulaciones que desarrollaban los vuelos de transporte de pasajeros en modalidad turística.

Presión autoimpuesta por el Piloto para satisfacer los requerimientos de los pasajeros en el desarrollo de una maniobra, en provecho de la explotación comercial del vuelo.

3.4 Taxonomía OACI

LOC-I: Pérdida de Control en Vuelo.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

AL EXPLOTADOR AÉREO

REC. 01–202229-1

Fortalecer las políticas y mecanismos de supervisión y vigilancia en los vuelos de transporte no regular de pasajeros en calidad de turismo, garantizando la ejecución de prácticas de vuelo seguras, y la proactiva identificación de posibles desviaciones en la operación.

REC. 02–202229-1

Efectuar sesiones recurrentes de entrenamiento al personal de Pilotos de la empresa, en las que se repase el fenómeno de *hundimiento con potencia*, y las estrategias para su prevención y recuperación, sobre todo en áreas y fases críticas de operación.

A LA SECRETARIA DE AUTORIDAD AERONÁUTICA DE LA AERONÁUTICA CIVIL DE COLOMBIA

REC. 03–202229-1

Dar a conocer el presente Informe de Investigación a las compañías de transporte aéreo no regular que desarrollan actividades turísticas con helicópteros, para que apliquen las recomendaciones según sea pertinente, y que, además, se tenga en cuenta el Informe para mejorar los Sistemas de Gestión de Seguridad Operacional.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO



DIRECCIÓN TÉCNICA DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES

Av. Eldorado No. 103 – 15, Piso 5°.

investigación.accide@aerocivil.gov.co

Tel. +(57) 601 2963186

Bogotá D.C. – Colombia