



INFORME FINAL DE ACCIDENTE

EXP. No. ACCDTARB019/2024-MMGL

Clasificación: Pérdida de control direccional [LOC-I].
Aeronave: Helicóptero marca Bell, modelo 206-L3, número de serie 51490.
Matrícula XB-RAQ, año de fabricación 1991.
Propietario: Craft Avia Center S. A. P. I. de C. V., servicio privado comercial.
Lugar: Laguna de Sayula, Municipio de Atoyac, Jalisco.
Fecha y hora: 23 de julio del 2024, a las 14:15 hora local [2015 UTC].





Informe Final

Aprobado en la Sesión 13/2026 de la Comisión
Investigadora de fecha 13 de abril de 2026.

Matrícula:

XB-RAQ

Número de expediente:

ACCDTARB019/2024MMGL

Resumen.

El día 23 de julio de 2024, a las 14:15 hora local [2015 UTC] aproximadamente, se accidentó el helicóptero marca Bell Helicopter Textron, modelo 206 L-3, número de serie 51490, con matrícula XB-RAQ y año de fabricación 1991, propiedad de Craft Avia Center S. A. P. I. de C. V.; destinada al servicio privado comercial, durante una operación de reconocimiento aéreo de ductos de gas; utilizando una cámara marca Trakka Systems la cual estaba en su etapa de prueba; algunas videograbaciones de viajeros que transitaban en la autopista cercana, se observó que el helicóptero hace una guiñada hacia el lado izquierdo y posteriormente al lado derecho, comenzando a descender rápidamente en espiral hasta impactar contra el terreno de la laguna de Sayula, en el Municipio de Atoyac, Jalisco, en las coordenadas geográficas 20°00'54.89" latitud Norte y 103°31'59.89" longitud Oeste, resultando el piloto y tres pasajeros con lesiones graves, los cuales fueron trasladados a un hospital local para su atención médica. El helicóptero resultó destruido por el impacto. Las condiciones de luz natural permitían una operación bajo las reglas de vuelo visual.

La investigación de campo fue iniciada por personal de la Comandancia del Aeropuerto de Guadalajara, Jalisco, de la Agencia Federal de Aviación Civil [Estado de Matrícula] también participó el Estado del Explotador y Propietario [Craft Avia Center S. A. P. I. de C. V.] y el Estado de Suceso [Dirección de Análisis de Accidentes e Incidentes de Aviación]; asimismo, participó el Representante Acreditado del Estado de Fabricación y de Diseño [National Transportation Safety Board] y sus Asesores [Bell Textron Inc y Rolls Royce], conformándose una Comisión para emitir opinión respecto a la causa probable, los factores contribuyentes del suceso y las recomendaciones aplicables.

Las evidencias disponibles de esta investigación fueron, entre otras, entrevistas realizadas tanto al tripulante, diversa información de registros de mantenimiento y operacional, así como inspecciones físicas y pruebas básicas en algunos componentes principales.

La responsabilidad para cumplir las recomendaciones de seguridad operacional o técnicas, emanadas de este Informe Final, corresponde a quien recibe la notificación respectiva; la Agencia Federal de Aviación Civil, con base en sus facultades, verificará y/o supervisará su cumplimiento.

La Comisión Investigadora y Dictaminadora de Accidentes Aéreos [CIDAA] enfatiza que la causa probable de este accidente, los factores contribuyentes, las recomendaciones emitidas en este Informe Final o sus anexos, si los hubiera, en ninguna circunstancia determinarán responsabilidad o culpabilidad de cualesquiera de las personas involucradas en el mismo.



Índice

Resumen.....	2
Advertencia	4
1. Información sobre los hechos.....	5
1.1. Reseña del vuelo.....	5
1.2. Lesiones a personas.....	7
1.3. Daños a la aeronave.....	7
1.4. Otros daños.....	9
1.5. Comandante de la aeronave (capitán).....	9
1.6. Datos de la aeronave.....	11
1.6.1. Registros de mantenimiento.....	11
1.6.2. Performance de la aeronave.....	11
1.6.3. Carga y balance.....	11
1.6.4. Pérdida de efectividad del rotor de cola.....	12
1.7. Información meteorológica.....	13
1.8. Ayudas a la navegación.....	14
1.9. Comunicación.....	14
1.10. Helipuerto e instalaciones.....	14
1.11. Registrador de voz y de vuelo.....	14
1.12. Información sobre los restos de la aeronave y el impacto.....	14
1.13. Información médica y patológica.....	15
1.14. Incendio.....	15
1.15. Aspectos relativos a la supervivencia.....	15
1.16. Ensayos e investigaciones.....	16
1.17. Información sobre organización y gestión.....	16
1.17.1. Craft Avia Center, S.A.P.I. de C.V.....	16
1.18. Información adicional.....	16
1.18.1. Condición técnica general.....	17
1.18.2. Entrevistas a tripulantes y personal técnico.....	18
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces.....	18
2. Análisis.....	18
3. Conclusiones.....	19
Causa probable.....	20
Factores contribuyentes.....	20
Recomendaciones sobre seguridad operacional.....	21
Adjuntos.....	



Advertencia

La Dirección de Análisis de Accidentes e Incidentes de Aviación a través de la Comisión Investigadora y Dictaminadora de Accidentes Aéreos (CIDAA), señalan que el presente informe final de dictamen está emitido y fundamentado con base en los Artículos 1, 2 fracción I, 6 fracción XVI, 14, 16, 18, 26, y 36 fracción XXVII de la Ley Orgánica de la Administración Pública Federal; 2 fracciones III y XVI, Artículo 7 fracción II del Reglamento Interior de la Secretaría de Infraestructura, Comunicaciones y Transportes (SICT); 175, 176, 177, 178, 179, 180, 180bis, 181, 182, 183, 184, 185, 186, 187, 188, 189 y 190 del Reglamento de la Ley de Aviación Civil, así como los artículos Transitorios, primero, segundo, tercero y cuarto del *"Acuerdo por el que se establece que las actividades relativas a la búsqueda y salvamento, así como la investigación de accidentes e incidentes sufridos por aeronaves civiles a que se refieren los artículos 79, 80, 81, 81 BIS, 81 TER y 82 de la Ley de Aviación Civil serán realizadas por la Subsecretaría de Transporte de la SICT"*, publicado en el Diario Oficial de la Federación el 03 de mayo de 2023.

El presente Informe Final es un documento técnico que refleja el punto de vista de la Comisión Investigadora y Dictaminadora de Accidentes Aéreos, la cual emana de la Dirección de Análisis de Accidentes e Incidentes de Aviación, dependiente de la Secretaría de Infraestructura, Comunicaciones y Transportes (SICT), respecto a las circunstancias en que se produjeron los sucesos objeto de esta investigación, identificando la causa probable, factores contribuyentes y haciendo recomendaciones de carácter preventivo para todo concesionario, permisionario, operador aéreo y personal técnico aeronáutico que interviene durante la operación de una aeronave.

Lo anterior, de acuerdo con lo señalado por el Anexo 13 [Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación], emitido por la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI); los artículos 79, 80, 81, 81 BIS, 81 TER y 82 de la Ley de Aviación Civil y 175, 176, 177, 178, 179, 180, 181, 182, 183, 184, 185, 186, 187, 188, 189 y 190 del Reglamento de la Ley de Aviación Civil, los cuales establecen que el objeto principal de la investigación de los accidentes e incidentes de aviación será prevenir y evitar la producción o reincidencia de eventos similares. El propósito de esta actividad no es determinar la culpabilidad o responsabilidad civil o penal, de quienes estén involucrados en el suceso.

Consecuentemente, la difusión, distribución, copia y cualquier otro uso que se haga de la información contenida en este Informe Final con fines distintos a la prevención de futuros accidentes o incidentes, puede derivar en conclusiones e interpretaciones erróneas. Por lo que la entrega de ésta afectaría de manera directa las relaciones internacionales entre México y otros países u organismos internacionales, ya que la divulgación de la información que se desprende de la investigación de los accidentes y/o incidentes aéreos, afectaría en la pérdida de confianza entre los países participantes en una investigación, pudiendo afectar futuras investigaciones, esto debido a que México no es un país fabricante de aeronaves por lo que no cuenta con laboratorios y/o instalaciones especializados para la realización de las tareas complementarias de una investigación de sus componentes o de su planta motriz (motores).



1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS.

1.1. Reseña del vuelo.

De acuerdo con la entrevista realizada al tripulante, indica que el 23 de julio de 2024 efectuó la preparación del vuelo bajo reglas visuales, para realizar pruebas de funcionamiento del equipo opcional denominado cámara TRAKKA System, instalado en el helicóptero en enero de 2024, para esta operación se recargaron 500 lb [227 kg] de combustible, a bordo tres pasajeros [1 técnico operador de la cámara TRAKKA, 1 técnico aeronáutico y 1 pasajero en el asiento del copiloto], programando la ruta Complejo Acatlán-Ciudad Guzmán, vía Laguna Seca, despegando a las 13:15 hora local (1915 UTC), del helipuerto HVL, ubicado en la plataforma del hangar del operador, en el Complejo Logístico Jalisco, en Acatlán de Juárez, Jalisco.

Habiendo transcurrido 01:00 hora de vuelo aproximadamente, cuando sobrevolaba la Laguna Seca, en las cercanías del cruce Atoyac, llevando una velocidad de 60 nudos [111 km/hr] y una altura de 500 pies [152 m] sobre el terreno, que eran las condiciones requeridas para verificar el correcto funcionamiento y operación de la cámara TRAKKA, el piloto percibió una súbita y severa turbulencia en aire claro virando el helicóptero repentinamente hacia la izquierda y al mismo tiempo sintió una fuerte vibración que imposibilitó el control de éste y la correcta lectura de los parámetros de vuelo, iniciando el procedimiento de emergencia conforme al Manual correspondiente; posteriormente el helicóptero giró hacia la derecha debido al inicio de la maniobra de autorrotación, estando a unos 15 pies [5 m] sobre el terreno, dado que no pudo detener de la espiral giratoria, por lo que mantuvo la velocidad indicada para la maniobra, trato de mantener el efecto de amortiguar la caída cuando estaba a unos 15 pies [5 m] de altura sobre el terreno, impactando finalmente contra el terreno, en las coordenadas geográficas 20°00'54.89" latitud Norte y 103°31'59.89" longitud Oeste; resultando el piloto y los 3 pasajeros con lesiones graves la aeronave destruida por impacto.

A través de redes sociales fueron publicadas algunas videograbaciones por testigos que presenciaron, el suceso, los videos muestran la secuencia donde se observa que las imágenes más representativas [ver imágenes 1.1.a. hasta 1.1.h.] son coherentes con la entrevista del piloto de la aeronave.



1.1.a. Vuelo normal



1.1.b. Giro repentino a la izquierda



1.1.c. Nariz abajo giro a la izquierda



1.1.d. Fin del giro a la izquierda



1.1.e. Inicio del giro a la derecha



1.1.f. Inicio de la autorrotación



1.1.g. Giro a la derecha



1.1.h. Impacto contra el terreno

En la zona se encontraban agentes de la Guardia Nacional realizando recorridos de inspección, vigilancia y seguridad sobre la carretera Acatlán de Juárez-Colima, kilómetro 036+000, dirección a Colima, cuyo representante indico que detectaron a unos 300 metros fuera de dicha vía, que una aeronave de ala rotativa se desplomaba sobre la Laguna Seca de Sayula; al acercarse con fines de apoyo, notaron que más o menos a 3 metros de la aeronave se encontraba una persona tendida sobre el suelo en posición decúbito dorsal, quejándose de dolor y que otras tres personas más estaban dentro de la aeronave.

A las 14:20 horas, aproximadamente, arribaron al lugar tres ambulancias del Municipio de Techalutla, Jalisco, cuyos paramédicos trasladaron a las personas lesionadas al Hospital Regional de Sayula, Jalisco, para su atención médica.

Las condiciones climáticas del lugar donde impactó la aeronave indicaban 21°C de temperatura ambiente, cielo parcialmente nublado, un terreno plano fangoso, sin flora ni fauna visibles, delimitado de la superficie asfaltada de la carretera, por postes de cemento con malla de acero y alambre de púas, el cual tuvo que romperse en ese punto para lograr el acceso de los vehículos, tanto para rescatar a las cuatro personas lesionadas y posteriormente, como a los restos del helicóptero [ver imagen 1.1.i.].



1.1.i. Sitio de accidente no se observan huellas de arrastre



1.2. Lesiones a personas.

	Fatales	Graves	Menores	Ilesos
Piloto	0	1	0	0
Copiloto	0	0	1	0
Pasajeros	0	1	2	0
En tierra	0	0	0	0

1.3. Daños a la aeronave.

La estructura del cuerpo básico, el área del rotor y de la transmisión principal, ambas cabinas de pilotos y de pasajeros, el botalón, el empenaje, la caja de 90° y el rotor de cola, presentaron deformación, desalineamiento y roturas diversas; no así los asientos de la tripulación y de pasajeros, el equipo de la cámara TRAKKA que llevaban a bordo incluido el panel de instrumentos, las dos pantallas de 17 pulg con las que estaba equipado el CPU y los teclados instalados dentro del helicóptero tenían daños menores; sin embargo, la información que contenían no pudo obtenerse al haberse perdido la energía eléctrica, sin menoscabo de que estos componentes no cuentan con memoria no volátil. No se generó ningún corto circuito que pudiera haber provocado un conato de incendio, no obstante que llevaba combustible para la operación.

Algunos componentes del sistema de control de vuelo de la cabina de pilotos operaron libremente hasta la parte superior donde se ubica el conjunto de control y a partir de ese punto todos estaban rotos y deformados. El helicóptero no tenía instalados los bastones cíclico y colectivo del copiloto, pero sí llevaba los pedales de ese lado, sin estar conectados con los del piloto sentado del lado derecho; por ello, el movimiento de los pedales del copiloto no se traducían en control hacia el rotor de cola. Los bastones cíclico y colectivo y los pedales de control del rotor de cola se observaron sin daños, con excepción del tubo de control del elevador, que estaba separado de la conexión al par cíclico y tenía evidencia de impacto en el yugo, lo cual causó su separación de los pasadores de seguridad. El techo sobre las cabinas de pilotos y pasajeros se desprendió junto con el rotor y la transmisión principales, desde la unión de ésta, hasta el compartimiento de la planta motriz, quedando toda esa sección en el suelo, separada poco más de un metro del cuerpo básico.

El tubo de control del plato oscilante estaba fracturado cerca de la punta del mástil. La rotación y el movimiento vertical de los platos rotativo y fijo movían el conjunto de eslabones de las palas del rotor principal y de los servo actuadores hidráulicos. El mástil del rotor principal permitía cierta rotación, pero presentaba daños y deformación; se observó, asimismo, rotación normal de la flecha principal Kaflex, en su unión a la transmisión principal.

El cuerpo básico, a través del tren de aterrizaje, fue la sección que recibió la mayor parte de la energía desarrollada durante el impacto contra el terreno, provocándole daños, deformación, desalineamiento y roturas diversas tanto en la parte inferior (panza), como en los diferentes elementos estructurales (mamparos, vigas, largueros, y costillas); la sección lateral izquierda se desprendió junto con las puertas del lado izquierdo, presentando daños, roturas y deformación; el parabrisas se desprendió, dispersándose sus partículas en el suelo; la nariz se deformó y la cabina resultó con roturas, daños y deformación, aunque los asientos y el panel de instrumentos quedaron completos.

El rotor principal permaneció unido a la transmisión principal, que estaba sujeta al techo desprendido de la estructura del helicóptero, a través del mástil que se mantuvo en su posición de diseño dentro de la transmisión, presentando deformación y daños diversos; tenía los eslabones de cambio de paso fracturados, así como las tijeras fija y rotativa, así como, las varillas que daban movimiento al plato oscilante; una de las palas del rotor principal se partió y desprendió aproximadamente a un tercio de la raíz y la otra quedó completa y unida al núcleo, pero con daños, roturas y deformación; ambas palas eran de material compuesto y presentaban fracturas en toda su estructura.

El depósito de aceite lubricante del motor y de la transmisión principal estaban parcialmente unidos a sus soportes, al igual que el enfriador y ventilador, ambas estructuras presentaron daños y deformación; el tanque de aceite



contenía una pequeña cantidad del fluido y el indicador de derivación de la carcasa del filtro de barrido no se extendió. La manguera de presión de aceite estaba rota en la carcasa de la caja de engranes.

Los servo-actuadores del Sistema Hidráulico, estaban posicionados y conectados a los controles y al techo, junto con la transmisión principal; el servo izquierdo quedó severamente doblado hacia adentro, pero sin fracturas; las líneas hidráulicas y los accesorios estaban unidos a todo lo largo del techo, hasta alcanzar la transmisión, la cual se desprendió del cuerpo básico; sus soportes y los conjuntos de instalación de pilones no tenían daños visibles.

El Sistema de Combustible, tenía el conector de la manguera de salida de combustible fracturado, en la unión a la carcasa del filtro; el conector de 90° ubicado en el extremo de la manguera, se dobló quedando a aproximadamente 45°; la línea rígida, a la salida de la unidad de control de combustible (FCU) al conector de unión en el escudo contra incendios horizontal, estaba doblada/engarzada, casi cerrada, justo en el conector de la tuerca B conectado a la unidad de control de combustible (FCU).

El Botalón, sección final del fuselaje del helicóptero, que da soporte a la flecha impulsora del rotor de cola y a la caja de engranes de 90°, se desprendió del cuerpo básico, desde el mamparo trasero, junto al compartimiento de la planta motriz hasta el de equipaje; si bien a pesar de que no colapsaron sus pernos de sujeción, resultó con daños mayores, roturas en diferentes áreas, dobladuras y deformación. La flecha impulsora del rotor de cola se mantuvo sobre el botalón, a través de los soportes de sus baleros, evidenciando daños diversos, deformación y desalineamiento; asimismo, las laminillas circulares de acero inoxidable (cople Thomas) que unen cada tramo de las flechas, giraban libremente, pero presentaron separación y deformación fuera de los límites permitidos. La parte trasera del botalón, en el área de los pernos de fijación de la caja del rotor de cola, tenía varias rajaduras, si bien los pernos permanecieron en su posición normal; toda la tornillería de fijación al cuerpo básico estaba instalada de manera adecuada y en su posición usual, pero presentaron daños, deformación y roturas diversas.

En el rotor de cola se desprendió una pala casi hasta la raíz y la otra se seccionó hacia la punta, quedando esas porciones en su posición normal unidas al núcleo, el cual presentó daños pero estaba completo; asimismo, la caja de engranes de 90° permaneció en su área de fijación, completa pero con daños de diferente magnitud; los estabilizadores horizontales derecho e izquierdo permanecieron unido al botalón, pero el segundo quedó severamente doblado y el elevador sincronizado se había separado. La caja de engranes de 90°, su núcleo y las porciones de palas quedaron enterrados en el suelo; el detector de partículas magnéticas de la caja y el conjunto de soporte de las aletas, presentaron fracturas; los componentes del rotor de cola giraban libremente.

En el compartimiento de la planta motriz, el motor se desprendió de los soportes que lo sujetan a la estructura del cuerpo básico, quedando cerca de éste, en el suelo, a un lado de la transmisión principal; no se apreciaron daños en ninguno de sus módulos, ni en sus accesorios, incluso giraba libremente, pero al exterior presentaba raspaduras, dobladuras y daños diversos; asimismo, al haber estado sometido al efecto de paro repentino de ambos rotores, al de aterrizaje brusco y al golpe contra el terreno, podría tener daños mayores internamente.

El ducto de escape presentaba ligera deformación y los álabes de la cuarta etapa de la turbina de potencia estaban en condición normal, sin indicios de alta temperatura, al igual que las áreas circundantes y la de escape; la superficie interna del soporte del colector de escape presentaba una gruesa capa de suciedad blanca y residuos raros.

La celda de combustible se vio comprometida por el impacto, con la consiguiente fuga de fluido, aunque se encontró combustible en el filtro del fuselaje; también se localizó una cantidad considerable de éste, en el sitio del accidente debajo del cuerpo básico del helicóptero, el cual, evidentemente, contaminó esa porción del terreno.

La inspección efectuada al motor confirmó que había un pequeño remanente de combustible en las líneas y en el inyector de combustible y reveló, asimismo, que todas las superficies giratorias y móviles funcionaban correctamente al momento del impacto, dado pudieron ser movidas manualmente sin mucho esfuerzo, comprobándose que no hubo pérdida de potencia; no se observó o reportó mal funcionamiento del motor antes



del impacto. El separador de partículas a la de entrada del compresor, se mantuvo limpio e intacto y sin residuos extraños, con su ducto de entrada firmemente sujeto al soporte frontal. En los módulos de Compresor y Turbina, las superficies aerodinámicas de los álabes del impulsor no presentaban daños visibles por impacto, ni deformación. La entrada y el impulsor presentaban suciedad visible y estaban ligeramente ennegrecidos. No se observaron fugas de aceite de la cavidad del balero #1, en el soporte frontal del compresor.

Se giró manualmente el rotor del impulsor, comprobándose su continuidad a través de la caja de engranes del motor, incluyendo la marcha-generator, la bomba de aceite, la bomba de combustible y la unidad de control de combustible. Se utilizó un boroscopio, a través del orificio donde se coloca el inyector de combustible, en la cámara de combustión externa, para observar y confirmar la rotación del rotor de la turbina productora de gases N1; éste giró como se esperaba al girar el impulsor del compresor. El rotor de N1 giró suave y silenciosamente, sin ruidos extraños, rozamiento, ni raspaduras. La rotación en la almohadilla de accionamiento del generador-tacómetro N1, también confirmó la continuidad completa de este rotor.

El rotor de la turbina de potencia N2, mantuvo continuidad constante desde la rueda de la turbina de potencia de la cuarta etapa (accesible a través del soporte del colector de escape) hasta el eje del engranaje de salida de potencia en la caja de engranes; el rotor N2 giró suave y silenciosamente, sin ruidos perceptibles, rozamientos ni raspaduras internas. La rotación en la zapata de accionamiento del generador de tacómetro N2, también confirmó la continuidad del rotor de N2. El ducto de escape presentó ligero daño por pandeo y deformación, fue retirado del soporte del colector de escape para obtener una mejor evaluación del estado de los álabes del rotor de la turbina de N2. Los álabes se encontraron intactos y sin problemas de temperatura alta, al igual que las secciones circundantes de la turbina y del ducto de escape. Las superficies internas del soporte del colector de escape presentaban una gruesa capa de suciedad blanca y residuos extraños.

La celda de combustible se vio comprometida por el impacto, con la consiguiente fuga de fluido, aunque se encontró combustible en el filtro del fuselaje; también se localizó una cantidad considerable de éste, en el sitio del accidente, debajo del cuerpo básico del helicóptero, que contaminó esa porción del terreno.

1.4. Otros daños.

La aeronave impactó en el terreno fangoso de la laguna seca de Sayula, que no es usado en actividades productivas: Agrícolas o de cría de peces; el área donde cayó la aeronave presentaba una condición desértica, por lo que no se ocasionaron daños a infraestructura alguna, a la flora o a la fauna, ni a terceras personas; aunque, el terreno resultó contaminado por el combustible y otros líquidos que se derramaron, aunque la mayor parte se mantuvo sobre el terreno hasta su evaporación. Asimismo, se afectó el cercado de alambre que separa el terreno de la carretera federal, el cual fue repuesto por el operador de la aeronave o por alguna de las instancias interesadas, tan pronto se desalojaron los restos del helicóptero.

1.5. Comandante de la aeronave [Capitán].

La aeronave era operada por un piloto de nacionalidad VER 1 de VER 1 años, el sistema de E-licencias de la Dirección de Certificación de Licencias de la Agencia Federal de Aviación Civil, así como la correspondiente información proporcionada por el operador, se tienen los siguientes datos:

Tipo de licencia:	Piloto de Transporte Público Ilimitado de Helicóptero.	
Número de licencia:	VER 1	
Vigencia:	28 de septiembre de 2025.	
Capacidades:	Piloto al mando e instructor, Bell 206, EC.120, H 175, MI 17, Instrumentos/IFR, Multimotor, R.T.A.R.	
Vigencia de examen médico:	09 de agosto del 2024, expediente 796141.	
Horas totales de vuelo:	3,861.2 horas.	
Horas totales en los equipos:	Al 23 de julio de 2024, se certificaron un total de 3,861.2 horas:	
Modelo:	Fecha:	Horas:
Bell 206 Series	01/07/2007 al 23/07/2024	2,663:00
EC 120/H120	07/01/2015 al 15/09/2023	1,000:00



EC 175/H175
MI-17

16/10/2023 al 23/07/2024
30/07/2021 AL 15/09/2023

181:15
17:00

Cursos.

- Recurrente para Piloto del helicóptero Bell 206, impartido por la Dirección de Capacitación Técnica, de la Fiscalía General de la República, del 16 al 20 de agosto de 2021.
- Recurrente para Piloto del helicóptero Bell 206 Series, impartido por el Centro de Capacitación y Adiestramiento, de la Dirección Ejecutiva de Servicios Aéreos de la Secretaría de Seguridad Ciudadana, del 18 al 19 de agosto de 2022.
- Gancho de carga, Línea larga/corta y extinción de incendios, impartido por instructores autorizados, de Corporación Mexicana de Capacitación y Adiestramiento, el 12 de noviembre del 2022.
- Recurrente de procedimientos normales, mal funcionamiento y de emergencias, del helicóptero Bell 206; impartido por un instructor autorizado, de la Dirección General de Transportes Aéreos de la Guardia Nacional, el 12 de enero del 2023.
- Recurrente de procedimientos normales, mal funcionamiento y de emergencias, del helicóptero EC-120; impartido por un instructor autorizado, el 19 de enero del 2023.
- Recurrente de procedimientos normales, mal funcionamiento y de emergencias, del helicóptero MI-17; impartido por un instructor autorizado, el 20 de enero del 2023.
- Recurrente para Piloto del helicóptero Bell 206 Series, impartido a través de instructor de vuelo autorizado, por la Dirección General de Transportes Aéreos de la Guardia Nacional, el 11 de mayo del 2023.
- Familiarización y Navegación VOR, Arco DME y PA; entrenamiento de vuelo simulado por instrumentos, del helicóptero UH60M (Black Hawk), impartido a través de Instructor de vuelo autorizado, por la Dirección General de Transportes Aéreos de la Guardia Nacional, el 25 de mayo del 2023.
- Recurrente para Piloto del helicóptero Bell 206, impartido por la Dirección de Capacitación Técnica, de la Fiscalía General de la República, del 31 de julio al 04 de agosto de 2023.
- Recurrente de procedimientos normales, mal funcionamiento y de emergencias, del helicóptero Bell 206; impartido por un instructor autorizado, de la Dirección General de Transportes Aéreos de la Guardia Nacional, el 07 de agosto del 2023.
- Recurrente de procedimientos normales, mal funcionamiento y de emergencias, del helicóptero EC-120; impartido por un instructor autorizado, de la Dirección General de Transportes Aéreos de la Guardia Nacional, el 07 de agosto del 2023.
- Recurrente de procedimientos normales, mal funcionamiento, emergencias e instrumentos, del helicóptero MI-17; impartido por un instructor autorizado, de la Dirección General de Transportes Aéreos de la Guardia Nacional, el 08 de agosto del 2023.
- Recurrente de procedimientos normales, mal funcionamiento y de emergencias, del helicóptero EC-120; impartido por un instructor autorizado, del Corporativo de Capacitación en Aeronáutica y Negocios S. C., el 12 de enero del 2024.
- Recurrente de procedimientos normales, mal funcionamiento y de emergencias, del helicóptero Bell-206 L3; impartido por un instructor autorizado, del Corporativo de Capacitación en Aeronáutica y Negocios S. C., el 15 de enero del 2024.
- Recurrente de procedimientos normales, anormales y emergencias, del helicóptero EC-175; impartido por un instructor autorizado, de Helisim, el 03 de julio del 2024.

Cursos en factores humanos:

- CRM - Gestión de Recursos de la Tripulación, impartido en el Centro de formación, capacitación y adiestramiento - A. F. A. C. F-82, de la Dirección de Capacitación Especializada Estudios y Convenios en Aeronáutica, de la Guardia Nacional, el 01 de diciembre del 2021.
- CFIT/ALAR - Vuelo controlado hacia el terreno /Reducción de accidentes en Aproximación y Aterrizaje, impartido en el Centro de formación, capacitación y adiestramiento - A.F.A.C. F-82, de la Dirección General de Transportes Aéreos de la Guardia Nacional, el 14 de octubre del 2022.
- CRM/TEM - Administración de los Recursos de la Tripulación, impartido por el Centro de Formación, Capacitación y Adiestramiento, A. F. A. C. F-121, virtual, de M&M consultores, el 21 de octubre del 2023.



- Periódico CFIT/ALAR - Vuelo controlado hacia el terreno /Reducción de accidentes en Aproximación y Aterrizaje, impartido por el Centro de Formación, Capacitación y Adiestramiento, A.F.A.C. F-121, virtual, de M&M consultores, el 02 de diciembre del 2023.

1.6. Datos de la aeronave.

El helicóptero contaba con el certificado de aeronavegabilidad número 20240143, vigente al 31 de enero de 2026, emitido por la Comandancia del Aeropuerto Internacional de Guadalajara, a favor de Craft Avia Center S. A. P. I. de C. V., con base de operaciones en este aeropuerto, para la prestación de servicio privado comercial; tenía una configuración de 1 asiento para piloto, y 4 para pasajeros; considerando 1 asiento en la cabina de pilotos y 3 en la parte trasera de la cabina de pasajeros. Físicamente el helicóptero tenía instalada el equipo opcional Trakka Systems, integrado por una cámara externa, una computadora y dos monitores, así como dos baterías, para realizar monitoreo, revisión y toma de fotografías de ductos de gas, entre otros elementos. No existe un Suplemento del Certificado de Tipo avalado por la Federal Aviation Administration, no tampoco una aprobación a la modificación, por la Agencia Federal de Aviación Civil. La aeronave fue fabricada en el año 1991.

1.6.1. Registros de mantenimiento.

Los componentes principales contaban con los siguientes tiempos, conforme a la última anotación de la bitácora de vuelo y mantenimiento, del 23 de julio de 2024:

	Marca	Modelo	Serie	Tiempo total [horas]	Ciclos	TURM [horas]
Cuerpo básico	Bell	206-L3	51490	5,057.9	No aplica	No tiene
Motor	Rolls Royce	C250-C30P	CAE-895557	5,057.9	No aplica	No tiene
Núcleo rotor principal	Bell	206-011-100-105	SP51490	3,149.7	No aplica	412.6
Palas rotor principal 1	Bell	20633000-101	A-213	412.6	No aplica	No tiene
Palas rotor principal 2	Bell	20633000-101	A-215	412.6	No aplica	No tiene
Núcleo rotor de cola	Bell	206-011-810-153	HB3600	412.6	No aplica	Nuevo
Palas rotor de cola 1	Bell	2062200-301	E687	412.6	No aplica	No tiene
Palas rotor de cola 2	Bell	206-220-0-301	E688	412.6	No aplica	No tiene

1.6.2. Performance de la aeronave.

Peso máximo de operación:	4,150 lb [1,882 kg]
Peso vacío:	2,836.01 lb [1,286.41 kg], certificado de peso y balance del 09-ene-24 [ver Adjunto A]
Operación con carga externa	4,250 lb [1,927.7 kg]
Altitud máxima:	20,000 ft [6,096 m]
Motor turboprop	Rolls & Royce, modelo 250 C-30P, con 650 HP
Tripulación mínima de vuelo:	1 piloto
Capacidad máxima de asientos para pasajeros:	5 plazas
	3 plazas, con el TRAKKA SYSTEM instalado
Capacidad de combustible	110 galones
Tipo de combustible	Jet A, Jet A-1 y Jet B
Combustible no utilizable	10 litros
Velocidad de Crucero	130 KIAS [150 MPH]
Autonomía	03:00 horas
Alcance	330 millas
Límites de velocidad	Nunca exceder 140 mph [122 kt] [226 k/h] CAS. Disminuir VNE 8 mph [7 kt] [13 km/h] por 1,000 ft arriba de 3,000 ft

1.6.3. Carga y balance.

A raíz de los trabajos de reparación que el taller autorizado AFAC-501 finalizó en diciembre del 2023 en este helicóptero, efectuó el Certificado de peso y balance, cuyo certificado se emitió el 09 de enero de 2024 [ver Adjunto A], obteniéndose un peso vacío de 1,286.4 kg [2,836.0 lb] y un centro de gravedad [C.G.] de 321.3 cm



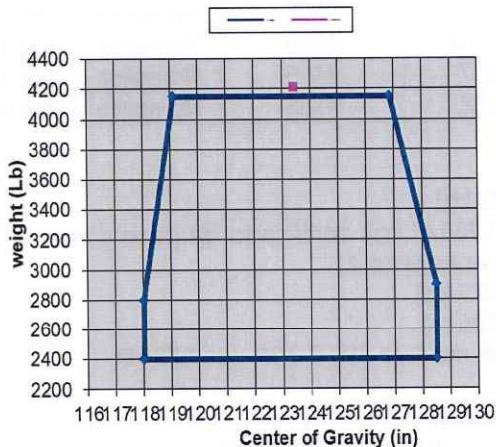
[126.5 pulg] al datum. Cabe señalar, que el peso vacío obtenido y presentado por el Operador a la Comandancia de Aeropuerto de Guadalajara no tiene contemplado la instalación del sistema Trakka.

El día del accidente de acuerdo con la entrevista el piloto indico que le recargaron 210 lt [463 lb] de combustible, adicionales a los 90.7 lt [200 lb] que tenía el helicóptero de remanente, sin embargo, personal de operaciones del operador indico que la aeronave despegó con 272 lt [600 lb], de acuerdo con el manifiesto de carga y balance mostrado en la imagen 1.6.3.a, en dicho documento no se ve reflejado el peso del Trakka system (peso de las computadoras, monitores y de la cámara externa). Estos datos fueron entregados al piloto previo al vuelo.

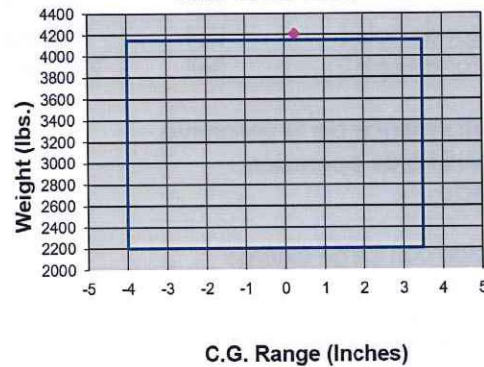
	LONGITUDINAL CG			LATERAL CG	
	Peso(lbs)	CG(in)	Moment	CG(in)	Moment
Helicopter	2,836	129.25	366,554.29	0.19	538.842
Oil	13	205.00	2,665.00	0	0
Pilot	188	65.00	12,220.00	14	2632
Copilot	190	65.00	12,350.00	-11	-2090
Mid Pax R		91.00	0.00	13	0
Mid Pax L		91.00	0.00	-13	0
After Pax R	190	129.00	24,510.00	15.5	2945
After Pax C		129.00	0.00	0	0
After Pax L	190	129.00	24,510.00	-15.5	-2945
Baggage	0	174.00	0.00	0	0
Zero Fuel Weight	3,607	122.76	442,809.29	0.29965	1080.84
Fuel	600	127	76,422	0	0
Gross takeoff weight (GTOW)	4,207	123	519,231	0.25691	1080.84

1.6.3.a. Formato de Carga y balance, llenado previo a la operación

LONGITUDINAL CG position



LATERAL C.G.



1.6.3.b. Posición longitudinal y lateral del centro de gravedad [C. G.]

El peso correspondiente al equipo opcional instalado [cámara Trakka] que era de unos 20 kg [44 lb], según el Manual de operación, que sumado al peso total de despegue obtenido del formato de carga y balance (ver imagen 1.6.3.a.) de 4,207 lb, quedaba en 4,251 lb [1,928 kg]; no obstante, el peso máximo de despegue certificado es de 4,150 lb [1,882 kg], es decir, el helicóptero despegó 100 lb [46 kg], por arriba del peso máximo de despegue certificado. Por lo tanto, el centro de gravedad del helicóptero al despegue estaba fuera de la envolvente de vuelo (ver graficas 1.6.3.b.).

1.6.4. La pérdida de efectividad del rotor de cola

Es una característica de vuelo a baja velocidad y alta potencia en la que las condiciones aerodinámicas, como el viento y la estela del rotor principal, reducen la capacidad del rotor de cola para contrarrestar el torque, lo que provoca una guiñada incontrolada que debe ser corregida por el piloto.



El rotor de cola, aunque mecánicamente está operativo, se vuelve ineficaz debido a factores ambientales. Las causas comunes incluyen condiciones específicas del viento e interferencias del rotor principal que interrumpen el flujo de aire del rotor de cola, como ocurre durante operaciones de alta potencia y baja velocidad.

La pérdida de efectividad del rotor de cola suele ocurrir cuando el rotor de cola se encuentra influenciado por vientos de los 210° a 330°, lo que hace que se presente una guiñada repentina, impulsiva y rápida, generalmente hacia la derecha, que se agrava si no se corrige.

Para el control se requiere que el piloto reduzca inmediatamente el paso del control del colectivo para reducir el par rotor, pise a fondo el pedal izquierdo y mueva el cíclico hacia adelante para ganar velocidad aerodinámica.

1.7. Información meteorológica.

Reporte METAR, vigente el 23 de julio de 2024 a las 13:40 horas [1940 UTC] para el aeropuerto de Guadalajara:

MMGL 231940Z 14006KT 7SM SCT020CB BKN 100 27/17 A3019 RMK 8/360 PCPN W/SW

El cual indicaba viento de los 140°, con 6 nudos de intensidad, visibilidad horizontal de 7 millas estatutas, medio nublado a 2,000 pies, temperatura ambiente de 27°, temperatura de punto de rocío 17°C, altímetro 30.19 pulg de mercurio; notas: Precipitación desde, el noroeste hasta el suroeste, parcialmente nublado [a 610 m] y mayormente nublado [a 3,048 m], presión atmosférica de 1,021 mbar, velocidad de viento de 11,1 km/h, al SE.

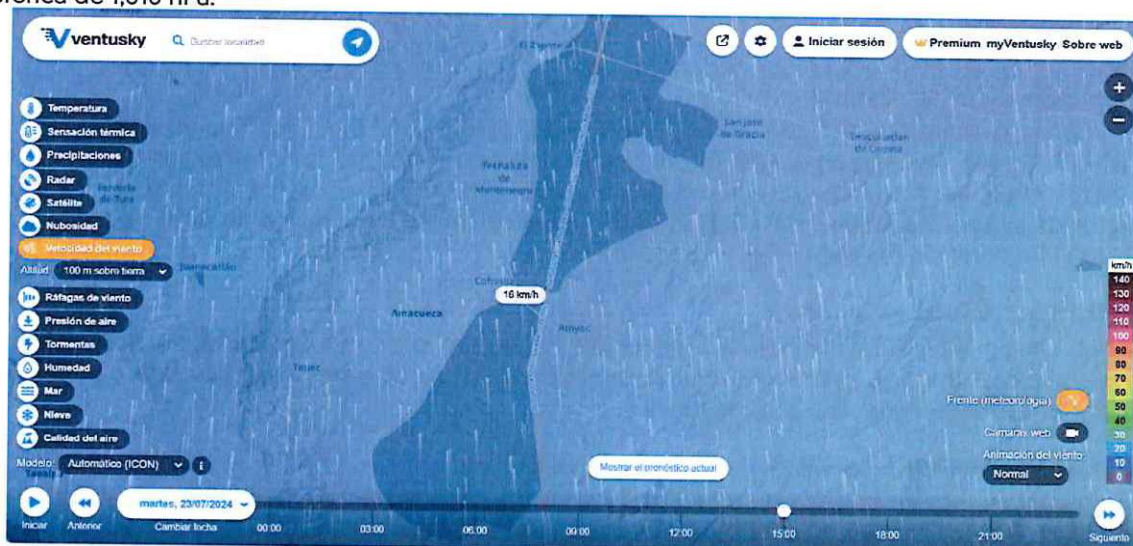
Reporte METAR, vigente el 23 de julio de 2024 a las 14:45 horas [2045 UTC] para el aeropuerto de Guadalajara:

MMGL 232045Z 30007KT 8SM SCT020CB BKN 100 25/17 A3016 RMK 8/360 PCPN NW CI.

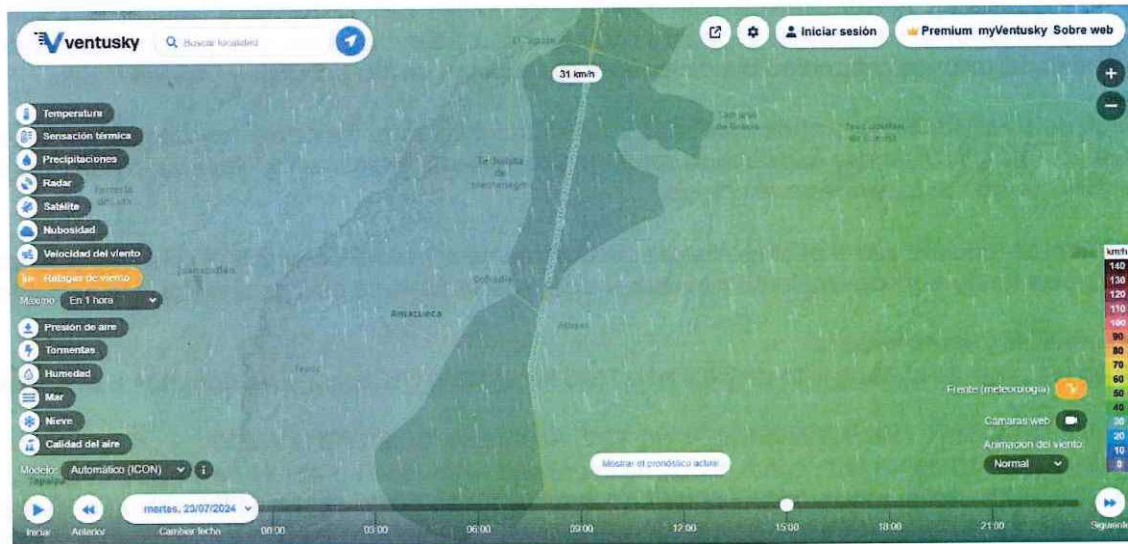
El cual indicaba viento de los 300°, con 7 nudos de intensidad, visibilidad horizontal de 8 millas estatutas, medio nublado a 2,000 pies, temperatura ambiente de 25°, temperatura de punto de rocío 17°C, altímetro 30.16 pulg de mercurio; notas: Precipitación desde, el noroeste hasta el suroeste, parcialmente nublado [a 600 m] y mayormente nublado [a 3,000 m], presión atmosférica de 1,019 mbar, velocidad de viento de 11 km/h, al SE.

Cabe hacer mención que el sitio del accidente se ubicaba a 25.3 MN del VOR GDL al SE, por lo que probablemente las condiciones meteorológicas eran diferentes de las reportadas en la estación.

Del sistema Ventusky se obtuvo que a la altura de 100 m [328 pies] sobre el terreno, existía viento de los 350° con una intensidad de 17 km/h [9 nudos] [ver imagen 1.7.a.]. Así también, se obtuvieron rachas de 31 km/h [16.7 nudos] [ver imagen 1.7.b.]. La temperatura a 2 m sobre el terreno era de 25°C, con un 80% de humedad, presión atmosférica de 1,016 hPa.



1.7.a. Condiciones de intensidad del viento de las 15:00 horas [2100 UTC].



1.7.b. Condiciones de rachas de viento de las 15:00 horas [2100 UTC].

En la zona donde ocurrió el suceso, existen montañas rodean esa área, propiciando un efecto Venturi y el viento presentaba rachas con velocidades registradas de 31 km/h.

1.8. Ayudas a la navegación.

El plan de vuelo, bajo las reglas de vuelo visual, no requería la utilización de radio-ayudas terrestres para efectuar pruebas al sistema Trakka. Asimismo, el helicóptero no contaba con el ADS-B instalado, ni sistema de grabación de datos, de audio o de video, dado que, por normatividad, no son obligatorios.

El helicóptero contaba con equipo HSI-VOR/LOC/GS Indicator, transponder, giro direccional, radio altímetro, horizonte electrónico digital, sistema de comunicación y estaba certificado para vuelos por instrumentos (IFR).

1.9. Comunicación.

La aeronave contaba con equipo de comunicaciones conforme a la regulación respectiva, el piloto no estableció comunicación con los Servicios de Tránsito Aéreo de la Torre de Control del Aeropuerto Internacional de Guadalajara, para coordinar el despegue, ni durante el vuelo, ni previamente al suceso notificó su ubicación ni emergencia alguna.

1.10. Helipuerto e instalaciones.

El XB-RAQ despegó del helipuerto con el designador HVL propiedad de Avia Craft Center, destinado al servicio particular y a terceros, ubicado en el interior del Centro Logístico Jalisco, en la calle Beijing S/N, en Acatlán de Juárez, Jalisco; de acuerdo con la base de datos de aeródromos y helipuertos publicado por la Dirección de Aeropuertos de la Agencia Federal de Aviación Civil, cuenta con una situación vigente desde el 15 de diciembre de 2022, con una duración del permiso por 15 años.

1.11. Registrador de voz y de vuelo.

De acuerdo con la regulación aeronáutica, no existe obligación para que este tipo de helicópteros tenga instalados algún registrador o grabadora de voz, de video o alguna otra memoria no volátil; y tampoco se les requirió, por el tipo de servicio que proporcionaría.

1.12. Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

De acuerdo con algunos videos obtenidos, aunado con la información proporcionada por el piloto la aeronave volaba a 152 m [500 pies] sobre el terreno paralelamente a la carretera de la autopista Guadalajara-Colima hacia el rumbo 360, teniendo en esos instantes viento de cola, a una velocidad de 60 nudos [111 km/hr], posteriormente,



se observa que disminuye la velocidad de desplazamiento hasta casi 10 nudos [18 km/h] por información del piloto, vira 90° a la izquierda, con viento lateral de la izquierda e inicialmente se aprecia una actitud de nariz abajo y una guiñada repentina hacia la izquierda; instantes después, se percibió una segunda guiñada hacia la derecha, cayendo al terreno con esa actitud. El helicóptero dio tres giros completos hacia la derecha hasta impactar contra el suelo. Las palas del rotor principal continuaron girando, ya estando la aeronave sobre el terreno, golpeando el rotor de cola y desprendiéndose parte de éste.

Se localizaron todos los componentes de la aeronave en un solo punto, sin existir desplazamiento. Únicamente se encontraron secciones de la piel las palas del rotor principal y algunas otras partes pequeñas, que se localizaron a una distancia aproximada de 30 m [92 pies], tomando como punto de referencia el cuerpo básico de la aeronave.



1.12.a. Condición final de los restos del XB-RAQ.

1.13. Información médica y patológica

Todos los pasajeros salieron con lesiones de leves a graves, uno de ellos resultó golpeado en la cabeza, lo cual ameritó que fuese llevado al hospital de la zona para ser atendido de manera más especializada; asimismo, no obstante, lo serio del accidente, no hubo ninguna fatalidad. Cabe señalar que el piloto no dio positivo a sustancias prohibidas en la aviación.

1.14. Incendio

La sección estructural del cuerpo básico donde se localizaban los tanques de combustible, resultó con fracturas; los contenedores de plástico reforzado resistieron el impacto, evitando que se derramara el líquido, por lo que no se presentó ningún conato de incendio.

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

Elementos de la Guardia Nacional que se encontraban en la zona prestaron apoyo para rescatar al piloto y a los pasajeros que iban en el helicóptero, el piloto se encontró en su asiento del lado derecho de la cabina de pilotos, con el cinturón de seguridad puesto presentó golpes diversos. El pasajero que estaba en el asiento del copiloto en estado consciente, resultó con golpes leves; las personas que estaban en la sección de pasajeros y que eran los encargados de realizar el ajuste al Trakka system, resultaron con golpes y uno de ellos se encontró con una contusión en la cabeza, siendo trasladado al hospital en condición de gravedad. Las autoridades involucradas en el rescate no implementaron una búsqueda. No se detectaron roturas en la estructura de los asientos y los cinturones de seguridad no fallaron.



1.16. Ensayos e investigaciones

La aeronave fue resguardada en instalaciones del operador, a efecto de cumplimentar la inspección visual y de funcionamiento, a los componentes y secciones principales incluyendo la planta motriz. Se verificó la condición y funcionamiento de todos esos elementos, determinándose que no era necesario que se enviaran a laboratorios de los fabricantes o de terceros, por no requerirse un análisis más profundo, ni especializado.

1.17. Información sobre organización y gestión

1.17.1. Craft Avia Center, S.A.P.I. de C.V.

Es una explotador aéreo que proporciona servicio aéreo privado de pasajeros, cuenta, también, con un taller aeronáutico autorizado cuyo permiso fue expedido por la Dirección de Talleres de la Agencia Federal de Aviación Civil, el cual integraba, dentro de su capacidad, al equipo Bell-206 series, esto soportado por el Manual General de mantenimiento y procedimientos de Taller [MGMYPT], cuya Rev. #3 fue emitida el 15 de mayo del 2024 y, asimismo, por el Sistema de Gestión de la Seguridad Operacional [SMS], contenido en el Manual correspondiente, actualizado con la revisión No. 2, emitida el 01 de marzo del 2024.

La Gerencia de la Organización, contrato al piloto para realizar este vuelo, por medio del cual se le efectuarían, a la cámara del sistema Trakka, las pruebas funcionales requeridas; el piloto contratado laboraba con un Operador aéreo con base de operaciones en Ciudad del Carmen, Campeche, donde realizaba vuelos costa afuera ("offshore") en equipos Airbus modelos EC-120 y H-175, con un rol de 14 días de trabajo, por 14 días de descanso.

Una vez que el piloto concluyó sus 14 días en operaciones costa afuera ("offshore") en la zona marina de Ciudad del Carmen, Camp., se trasladó a la Ciudad de Guadalajara, Jal., para realizar el vuelo de prueba del sistema Trakka; cabe destacar que el piloto no voló equipo Bell-206, de ningún modelo, durante su catorcena en zona marina.

1.18. Información adicional

Con base en los registros de mantenimiento, se detectó que el 18 de julio de 2022, el XB-RAQ, número de serie 51490, tuvo un accidente **"Aterrizaje brusco, combinado con paro repentino del rotor de cola y del rotor principal"**, en el helipuerto HVL localizado en las facilidades de Craft Avia Center al interior del Complejo Industrial Jalisco, cuando la aeronave contaba con un tiempo total de 4,645.5 horas de vuelo, resultando con el desprendimiento del rotor de cola y algunas secciones del fuselaje, así como, en diversos componentes (ver imágenes 1.6.1.1 a la 1.6.1.4.).

La Comandancia del Aeropuerto de Guadalajara recibió la notificación respectiva, procediendo con la investigación de campo aplicable; sin embargo, la Dirección de Análisis de Accidentes e Incidentes de Aviación de la Subsecretaría de Comunicaciones y Transportes, no fue notificada, en razón de lo cual no implementó la investigación respectiva.



Fig. 1.6.1.1 Rotor de cola y caja de engranes de 90°



Fig. 1.6.1.2 Estabilizador vertical y sección trasera del botalón



Fig. 1.6.1.3 Pala del rotor principal



Fig. 1.6.1.4 Botón con desprendimiento

Por tal motivo, desde esa fecha el helicóptero matrícula XB-RAQ fue puesto en tierra, durante varios meses, para efectuarle las reparaciones, reemplazos y/o reparación mayor, de los componentes que resultaron con daños mayores, para la recuperación de su condición de aeronavegabilidad; incluyendo el cambio de pintura, los trabajos respectivos fueron realizados en el Taller Aeronáutico Autorizado AFAC-501, propiedad del mismo operador, el cual tiene incluido en su permiso, entre otros equipos, el Bell-206 series, cuyo nivel se respalda conforme a la Norma Oficial Mexicana NOM-145/1-SCT3-2001, Capítulo 4 y la NOM-EM-145/1-SCT3-2023, Capítulo 5; corroborado con el oficio 02681/2024 de fecha 26-ago-2024, emitido por la Dirección Ejecutiva de Aviación de la AFAC.

Cabe establecer, asimismo, que el Área del Sistema de Gestión de la Seguridad Operacional de la Organización, no gestionó el suceso, ni la notificación, del accidente ocurrido el 18 de julio del 2022.

1.18.1. Condición Técnica general.

El piloto que operaba la aeronave matrícula XB-RAQ al momento del accidente en el año 2022, menciona que el 18 de julio del 2022, reportó el accidente, en esa fecha, posteriormente el Taller aeronáutico autorizado Craft Avia Center le efectuó una inspección técnica, reportando a través de su representante legal, el 8 de agosto de 2025, el resultado de la misma. Días después, el 1 de septiembre del 2022, el taller aeronáutico presentó el presupuesto para la reparación/recuperación del helicóptero, el 31 de diciembre de 2023, le liberaron al Taller Craft Avia Center, los componentes nuevos y los enviados a talleres terceros para su reparación mayor y a partir de esa fecha, el personal de mantenimiento instaló, reemplazó y cumplió las inspecciones aplicables, para dejarla en condición de aeronavegabilidad.

Conforme a los registros de mantenimiento revisado después de la reparación aplicable por ese primer accidente, el representante del Taller Aeronáutico Autorizado realizó los protocolos para la revalidación del certificado de aeronavegabilidad ante la Comandancia del Aeropuerto de Guadalajara; sin embargo, no existe evidencia de que hayan reportado las pruebas operacionales y funcionales, requeridas en el Manual del Fabricante, por el reemplazo de diversos componentes principales y/o su reparación mayor. Asimismo, no se cuenta con el reporte técnico de que los niveles de vibración y de vuelo hayan quedado dentro de los límites permitidos.

Posteriormente a la revalidación del certificado de aeronavegabilidad personal de mantenimiento instaló el sistema Trakka TC-300, que sería utilizado para monitorear, revisar y localizar fugas en los ductos de gas y otros. La instalación del sistema Trakka incluía un procesador central, el teclado y un monitor. El taller no realizó la LOPA [diagrama de ingeniería detallado que muestra la disposición del interior de la cabina, incluyendo la ubicación de los asientos de pasajeros y tripulación, equipos de emergencia, salidas], para la distribución de los componentes.

La instalación del sistema Trakka no contaba con Certificado de Tipo Suplementario [STC] o con una Orden de Ingeniería validada y autorizada por la Agencia Federal de Aviación Civil.



1.18.2. Entrevistas a tripulantes y personal técnico.

El tripulante del helicóptero presentó su declaración de estos hechos, ante el personal de la Comandancia del Aeropuerto Internacional de Guadalajara, Jal., a través del documento correspondiente, el cual sólo contiene los nombres del personal que intervino al respecto, sin firmas, a las 14:30 horas locales del día 18 de julio del 2022 y, dado que resultó ileso, sólo ratificó la misma en el espacio correspondiente de la hoja de la bitácora de vuelo, la cual firmo conforme a sus propios términos.

Se revisaron algunas hojas de la bitácora de vuelo y mantenimiento, sin detectarse ningún reporte de posibles fallas, mal funcionamiento o de que la aeronave requiriese ajustes por desviación anómala durante el vuelo, a raíz del reemplazo de los componentes involucrados en este suceso; si bien, el legajo no estaba completo, dado que el propietario de la aeronave no proporciono algunos de los folios requeridos de origen.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

Ninguna.

2. ANALISIS.

- 2.1. El piloto, al momento del suceso, contaba con una licencia de Piloto de Transporte Público Ilimitado de Helicóptero, vigente y un certificado médico de aptitud, clase 1/2, sin observaciones; tenía las capacidades de Piloto al mando e Instructor de Vuelo, Helicópteros Bell 206; Piloto al mando de Helicópteros EC-120 y H-175; segundo al mando de Helicópteros MI-17; instrumentos; helicóptero multi-motor y radiotelefonista aeronáutico restringido. Es decir, cuenta con capacidad para operar cuatro modelos diferentes de helicópteros.
- 2.2. Al tener cuatro capacidades para diferentes helicópteros, en caso de emergencia dadas las diferencias y características entre esos equipos, se genera una falta de familiaridad en el reconocer y recuperar una pérdida de efectividad del rotor de cola.
- 2.3. Al 23 de julio de 2024, el piloto contaba con un total de 3,861.2 horas de experiencia, de las cuales 2,663.0 horas, corresponden a equipos Bell 206 series; en los últimos 3 meses voló un total de 167.2 horas, en diferentes helicópteros y operó 29.4 horas en el Bell 206L3, todos en el XB-RAQ, evidentemente antes de la última catorcena en zona marina.
- 2.4. El piloto trabaja para un Operador aéreo con base de operaciones Ciudad del Carmen, donde opera con regularidad los helicópteros modelos EC-120 y H-175, en vuelos costa afuera ["offshore"]. Al término, de su catorcena de trabajo, se trasladó a la Ciudad de Guadalajara, para efectuar el vuelo de verificación del sistema Trakka, en un modelo de helicóptero diferente en dimensiones y de control con los que operaba regularmente.
- 2.5. El Operador aéreo con base de operación Ciudad del Carmen, programa que sus pilotos trabajen catorce días y descansen los siguientes 14 días, para que descansen en dicho periodo y no presenten fatiga, aunque no existe una vigilancia para que sus pilotos realmente descansen los días que tienen destinados para tal fin.
- 2.6. La operación se programó para efectuar de pruebas al sistema Trakka, es decir un vuelo a baja altura a 500 pies [152 metros] sobre el terreno, después de una hora aproximada de operación, se captó en los videos proporcionados por testigos que la aeronave sobrevolaba la Laguna de Atoyac [seca], aledaña a la autopista Guadalajara-Colima hacia el rumbo 360, con viento de cola, a una velocidad de 60 nudos [111 km/hr], posteriormente, disminuyó la velocidad de desplazamiento hasta casi 10 nudos [18 km/h], vira 90° a la izquierda, con viento lateral proveniente de la izquierda; primeramente se observó una actitud de nariz abajo y una guiñada repentina hacia la izquierda, la cual fue corregida por el piloto al intentar un aterrizaje de emergencia a través del procedimiento de autorrotación, que no fue exitoso.
- 2.7. Como se indica en las cartas de vientos, el día y lugar del suceso (ver imagen 1.7.b), hubo rachas de hasta rachas de 31 km/h [16.7 nudos], provocados en buena medida por el efecto del cañón que se forma en esa zona, dada la orografía del lugar.
- 2.8. De acuerdo con el Manual de Instrucción del helicóptero modelo Bell 206 L3, sección Procedimientos Anormales, Capítulo Aproximación y Aterrizaje, si se produce una guiñada repentina e imprevista a la derecha, se debe realizar la siguiente técnica de recuperación:
 - a. Pisar a fondo el pedal a la izquierda; simultáneamente actuar el control del cíclico hacia adelante para aumentar la velocidad.



- b. Al efectuar la recuperación, ajuste los controles para un vuelo normal hacia adelante.

También se incluye la siguiente **PRECAUCIÓN** *"La reducción del cabeceo del colectivo ayudará a contrarrestar la velocidad de guiñada, pero puede causar un régimen de descenso excesivo. El consiguiente aumento rápido y considerable del colectivo para evitar el contacto con el suelo puede aumentar aún más la velocidad de guiñada y disminuir las revoluciones del rotor. La decisión de reducir el colectivo debe basarse en la evaluación del piloto de la altitud disponible para la recuperación".*

- c. Si no se puede detener el giro y el contacto con el suelo es inminente, una autorrotación puede ser la mejor opción. Debe mantener el pedal izquierdo a fondo hasta que el giro se detenga y luego ajuste para mantener el rumbo.
- 2.9. El helicóptero tenía el certificado de aeronavegabilidad vigente al 31 de enero del 2026.
- 2.10. El mantenimiento básico, preventivo y/o correctivo, las inspecciones periódicas o especiales y los servicios de lubricación, el control de las directivas de aeronavegabilidad, de los boletines de servicio y de los componentes con límite de vida y de reparación mayor, los proporcionaba, en tiempo y forma, el Taller Aeronáutico Autorizado Craft Avia Center, S. A. P. I. de C. V., con número de permiso AFAC-501; conforme a los lineamientos contenidos en los manuales aplicables de la Autoridad Aeronáutica y del fabricante.
- 2.11. La inspección realizada a los restos del helicóptero, así como a sus componentes principales, rotor principal, transmisión principal, botalón, rotor de cola y sus flechas, caja de engranes de 90° y motor, permitió determinar que no hubo evidencias de falla o mal funcionamiento en ninguno de ellos.
- 2.12. La aviónica y los componentes del panel de instrumentos no presentaron daños visibles, sin embargo, la información que contenían no pudo obtenerse al haberse perdido la energía eléctrica; sin menoscabo de que estos componentes no cuentan con memoria no-volátil.
- 2.13. La coordinación y seguimiento del vuelo los realizaba el operador a través del área de operaciones y despacho de la empresa/taller que proporcionaba tal soporte, debido a que forman parte del mismo consorcio.
- 2.14. Este helicóptero tuvo anteriormente otro accidente, el 18 de julio del año 2022, por lo que estuvo unos 17 meses sin operar, habiendo sido reparado y liberado por el Taller Aeronáutico, autorizado por la Agencia Federal de Aviación Civil, del mismo operador; los trabajos no se notificaron a la Comandancia del aeropuerto jurisdiccional, ni al fabricante, en razón de que no se le efectuó modificación o reparación estructural y el permiso faculta a este taller a realizar ciertos trabajos de mantenimiento, hasta cierto nivel, sin el aviso y trámite correspondientes.
- 2.15. El XB-RAQ tenía instalado un equipo opcional, incluida una cámara, como parte del sistema Trakka, el cual no se consideró en el peso vacío del formato de carga y balance, emitido por el oficial de operaciones, avalado por el piloto.
- 2.16. No se cuenta con evidencia de la aplicación del Suplemento al Certificado de Tipo u Orden de Ingeniería del Taller, para la instalación del sistema Trakka, con cuya información técnica se tendrían que haber efectuado las modificaciones necesarias al peso vacío y al sistema eléctrico.
- 2.17. Del sistema Ventusky se obtuvo que a la altura de 100 m [328 pies] sobre el terreno, existía viento de los 350° con una intensidad de 17 km/h [9 nudos] y que también hubo rachas de 31 km/h [16.7 nudos], los cuales fueron un factor para la ocurrencia del suceso.
- 2.18. En la zona donde ocurrió el suceso, está rodeado por montañas que propician un efecto Venturi.

3. CONCLUSIONES.

- 3.1. El piloto, al momento del suceso, contaba con una licencia y certificado médico, vigente, así como, la experiencia en el equipo Bell 206 L3, sin embargo, los 14 días previos al vuelo programado el día del accidente, estuvo operando equipos Airbus EC-120 y H175, que son diferentes al Bell 206 L3, primero en el fabricante como en las dimensiones.
- 3.2. El piloto había estado trabajando 14 días previos operando equipos Airbus EC-120 y H175, trasladándose al término de su jornada laboral en Ciudad del Carmen, a la Ciudad de Guadalajara, para efectuar pruebas operacionales y funcionales del sistema Trakka, por lo que no se pudo evaluar si la fatiga haya influido en la toma de decisiones del piloto en la ocurrencia del accidente.



- 3.3. El piloto contaba con la experiencia necesaria en el equipo accidentado, dado que en los últimos 3 meses acumuló 167.2 horas de vuelo en diferentes helicópteros y operó 29.4 en el Bell 206 L3, XB-RAQ, siendo estas últimas su experiencia en 14 días previos al accidente.
- 3.4. El adiestramiento recurrente de vuelos anómalos y de emergencias, el piloto contaba con uno reciente sobre el helicóptero Bell 206 L3; los restantes los cumplió en Bell 206 y en otros 4 equipos de diferentes marcas y modelos.
- 3.5. Al girar la aeronave hacia la izquierda, se perdió el control direccional, como consecuencia de la disminución de la velocidad de desplazamiento y luego, al intentar efectuar un aterrizaje de emergencia bajo el procedimiento de autorrotación, el helicóptero cambió la dirección de su giro a la derecha, sin lograr tener éxito en esta maniobra, según se describe en la sección 3-3-A-3, páginas 3.4 y 3.5, del manual de vuelo de esta aeronave, Revisión 5 del 18-jul-2022 [ver Adjunto B], emitido por el fabricante; asimismo en el SA-062 de marzo-2017, emitido por la National Transportation Safety Board [ver Adjunto C].
- 3.6. En los videos proporcionados por testigos se observó que el helicóptero presentó una pérdida de efectividad del rotor de cola, la cual, por la altura sobre el terreno y velocidad de desplazamiento impidió que la maniobra de autorrotación fuera satisfactoria ocasiono un aterrizaje brusco.
- 3.7. El helicóptero tenía el certificado de aeronavegabilidad vigente al 31 de enero del 2026.
- 3.8. La inspección realizada a los restos del helicóptero, así como a sus componentes principales, rotor principal, transmisión principal, botalón, rotor de cola y sus flechas, caja de engranes de 90° y motor, permitió determinar que no hubo evidencias de falla o mal funcionamiento en ninguno de ellos.
- 3.9. El XB-RAQ tenía instalado un equipo opcional, incluida una cámara, como parte del sistema Trakka, el cual no se consideró en el peso vacío del formato de carga y balance que emitió el oficial de operaciones, avalado por el piloto dicho peso; por lo que el despegue se realizó fuera de la envolvente de vuelo.
- 3.10. No se cuenta con evidencia de la aplicación de un suplemento al certificado de tipo (STC) u Orden de Ingeniería del Taller, para la instalación del sistema Trakka, con cuya información técnica se tendrían que haber efectuado las modificaciones necesarias al peso vacío y al sistema eléctrico.
- 3.11. Las condiciones meteorológicas a la hora del suceso propiciaron la presencia de viento de los 350° con una intensidad de 17 km/h [9 nudos], así como rachas de 31 km/h [16.7 nudos], limitando la maniobrabilidad del helicóptero, particularmente porque la velocidad de desplazamiento era baja, cercana a los 10 nudos.

Causa Probable.

La Dirección de Análisis de Accidentes e Incidentes de Aviación señala que el presente Informe Final de dictamen está emitido y fundamentado con base en los Artículos 1, 2 fracción I, 6 fracción XVI, 14, 16, 18, 26, y 36 fracción XXVII de la Ley Orgánica de la Administración Pública Federal; Artículo 7, fracción II del Reglamento Interior de la Secretaría de Infraestructura, Comunicaciones y Transportes (SICT); 185, 187, 189 y 190 del Reglamento de la Ley de Aviación Civil, así como los artículos Transitorios, primero, segundo, tercero y cuarto del *"Acuerdo por el que se establece que las actividades relativas a la búsqueda y salvamento, así como la investigación de accidentes e incidentes sufridos por aeronaves civiles a que se refieren los artículos 80, 81, 81 BIS y 81 TER de la Ley de Aviación Civil serán realizadas por la Subsecretaría de Comunicaciones y Transportes de la SICT"*, publicado en el Diario Oficial de la Federación el 24 de agosto de 2021, determino como Causa Probable la siguiente:

"Pérdida de control direccional del helicóptero en vuelo a baja altura y poca velocidad, al experimentar una pérdida de efectividad del rotor de cola, compensando inadecuadamente al virar y tener viento proveniente de la izquierda. Un factor que contribuyó fue el terreno montañoso que genera un efecto Venturi"

Fase de vuelo: Maniobras [vuelo a baja altura]

Factores contribuyentes:

- Incremento del peso vacío, efectuando una operación con peso máximo de despegue mayor al de diseño.
- Falta de evaluación de las condiciones meteorológicas.
- Falta de apego a los procedimientos de compensación de la pérdida de efectividad del rotor de cola.
- Contar con la capacidad en cuatro helicópteros diferentes, sin tomar una adecuada familiarización.



- Presencia de viento de 9 nudos [17 km/h] y rachas 16.7 nudos [31 km/h] en la zona de desplazamiento, en sentido perpendicular al avance de la aeronave.
- Pérdida de efectividad del rotor de cola, por variación del flujo de viento y disminución momentánea de la velocidad de desplazamiento.

Recomendaciones sobre seguridad operacional.

Con base en las conclusiones de esta investigación, se detectó que el piloto involucrado en este accidente, trabajó 14 días con un Operador de helicópteros con base de operación en Ciudad del Carmen, Campeche, y que al término de su jornada laboral se trasladó a la Ciudad de Guadalajara, para realizar las pruebas operacionales al sistema Trakka, sin familiarizarse suficientemente con el equipo Bell 206 L3, y sin cumplir con el objetivo de descansar, creando una posible fatiga, que se vio reflejada con dicho Operador; asimismo, que el piloto contaba con cuatro capacidades en diferentes equipos, propiciando que cuando se presentara una emergencia no actuara de manera apropiada, generando una pérdida de la conciencia situacional en el equipo que estaba operando. Por lo anterior la Comisión Investigadora y Dictaminadora de Accidentes Aéreos, determinó emitir la siguiente recomendación a la Agencia Federal de Aviación Civil.

Rec. 011/2026. Restringir el número de capacidades, en sus licencias, a los pilotos de helicópteros que operan equipos aéreos de diferentes fabricantes y dimensiones; asimismo, vigilar que estos cumplan con sus días de descanso obligatorios para que no generen fatiga en sus trabajos habituales.

Se tuvo conocimiento que a este helicóptero le ocurrió un accidente, requiriendo reemplazo y/o reparación mayor de algunos componentes principales; sin embargo, no nos fueron proporcionadas las pruebas operacionales y de funcionalidad aplicables por ese suceso; también, la Organización contaba con un sistema de gestión de la seguridad operacional, que no logró respaldar los análisis de riesgo en la operación del sistema Trakka, por lo que la Comisión determinó hacer la siguiente recomendación a Craft Avia Center S. A. P. I. de C. V.

Rec. 012/2026. Establecer protocolos de notificación de accidentes a las Autoridades Aeronáuticas competentes y asegurar que el retorno a la operación de una aeronave cumpla con los requerimientos del fabricante y de la autoridad regulatoria. Asimismo, asegurar que los pilotos que contraten para que operen sus aeronaves, reciban una adecuada familiarización en la aeronave que van a operar.

Atentamente,
El presidente de la Comisión

Ing. José Armando Constantino Tercero

Información confidencial.	
Área responsable:	Subsecretaría de Comunicaciones y Transportes / Dirección de Análisis de Accidentes e Incidentes de Aviación
Datos testados:	VER 1: Edad, nacionalidad y número de licencia del piloto de la aeronave.
Fundamento jurídico:	Artículos 115, primer párrafo de la Ley General de Transparencia y acceso a la Información Pública
Fecha de resolución del Comité de Transparencia	05 de octubre de 2026