COLOMBIA POTENCIA DE LA VIDA

DIRECCIÓN TÉCNICA DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES
AIA COLOMBIA

INFORME FINAL

ACCIDENTE

COL-23-01-DIACC

Aterrizaje de emergencia en campo no preparado por falla de superficie de vuelo

Cessna 206

HK-2659

01 de enero de 2023

Vereda Llano Alto, finca Merey, La Primavera Vichada, Colombia

AERONÁUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL

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 **8**
1.1 Reseña del vuelo 8
1.2 Lesiones personales 11
1.3 Daños sufridos por la aeronave 11
1.3.1 Hélice 11
1.3.2 Motor 12
1.3.3 Tren de nariz 12
1.3.4 Fuselaje 12
1.3.5 Estabilizador vertical 14
1.3.6 Superficies de control 14
1.4 Otros daños 15
1.5 Información personal 15
1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento 16
1.6.1 Aeronave 16
1.6.2 Motor 17
1.6.3 Hélice 18
1.7 Información Meteorológica 18
1.8 Ayudas para la Navegación 18
1.9 Comunicaciones y Tránsito Aéreo 18
1.10 Información del Aeródromo 18
1.11 Registradores de Vuelo 18
1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto 19
1.13 Información médica y patológica 20
1.14 Incendio 20
No se presentó incendio, ni antes ni después del aterrizaje de emergencia. 20
1.15 Aspectos de supervivencia 20
1.16 Ensayos e investigaciones 20
1.16.1 Descripción de las partes afectadas 21
1.16.2 Árbol de posibles fallas 21
1.16.3 Fractografía 21

1.16.4 Microfractografía 27
1.17 Información orgánica y de dirección 28
1.18 Información adicional 28
No aplicable. 28
1.19 Técnicas útiles o eficaces de investigación 28
2. ANÁLISIS 29
2.1 Operaciones de vuelo 29
2.2 Mantenimiento 29
3. CONCLUSIÓN 31
3.1 Conclusiones 31
3.2 Causa probable 32
3.3 Factores Contribuyentes 32
3.4 Taxonomía OACI 32
4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL 33

SIGLAS

AD	Directiva de aeronavegabilidad.
AIG	Autoridad de investigación de accidentes.
CRM	Manejo de recursos de tripulación
DIACC	Dirección Técnica de Investigación de Accidentes.
DURG	Después de última reparación general.
h	Horas.
kg	Kilogramos.
m	Metros.
PCA	Piloto Comercial de Avión
SKIM	Aeródromo La Primavera, Vichada.
SKPC	Aeródromo Germán Olano, Puerto Carreño, Vichada.
STA	Estación.
UTC	Tiempo Universal Coordinado.
VFR	Reglas de vuelo visual.
VMC	Condiciones meteorológicas para vuelo visual.

SINOPSIS

Aeronave	Cessna 206, HK2659.
Fecha y hora del Accidente	01 de enero de 2023 – 11:30 HL.
Lugar del Accidente	Finca Merey, vereda Llano Alto, La Primavera, Vichada.
Coordenadas	N05° 29´ 34.5” W 070° 15´ 26.3”
Tipo de Operación	Transporte comercial no regular, Ambulancia.
Número de ocupantes	Tres (3): 01 Piloto, 01 Médico, 01 Enfermero.
Taxonomía OACI	SCF-NP - Falla componente no motor.

RESUMEN

El 01 de enero de 2023, la aeronave C-206 matrícula HK2659 realizaba un vuelo entre el aeródromo de La Primavera (SKIM), Vichada, y el aeródromo Puerto Carreño (SKPC), Vichada.

Aproximadamente cinco (5) minutos después del despegue, el Piloto sintió fuertes y rápidos movimientos (hacia adelante y hacia atrás) del timón de mando de la aeronave, con su tendencia a bajar la nariz; el Piloto interrumpió su ascenso cuando cruzaba, aproximadamente, a través de 2.500 pies.

Simultáneamente, el Piloto fue alertado por los ocupantes de un fuerte movimiento en la parte trasera de la aeronave, acompañado de un ruido muy fuerte. El Piloto seleccionó entonces un campo no preparado para efectuar un aterrizaje de emergencia. En la carrera de aterrizaje la aeronave golpeó contra un termitero, que provocó su pérdida de control y volcamiento.

Los tres ocupantes abandonaron la aeronave por sus propios medios, con lesiones menores. La aeronave terminó con daños sustanciales. La investigación concluyó que el accidente se produjo por las siguientes causas probables:

- Desacople (sin desprendimiento) de la aleta compensadora del elevador derecho, por fractura dúctil del *bracket assy* P/N: 1234009-6, como resultado de una corrosión por aireación diferencial.
- Desprendimiento del tren de aterrizaje de nariz, y volcamiento del avión durante un aterrizaje de emergencia en un campo no preparado, que se efectuó por la dificultad para controlar la aeronave en vuelo.

Como factores contribuyentes se encontraron:

- Posible incumplimiento del documento SID 55-10-02, sobre la inspección visual cada 5 años, de los *brackets* “por condición”, y posible generación de varios tipos de corrosión.
- Carencia en el Manual de Mantenimiento del Operador, de un procedimiento de inspección de este tipo de componentes y que limite, si fuese necesario, la vida útil de este tipo de componentes.

- Deficientes procesos de inspección del del manual del fabricante, que no presenta un procedimiento detallado de pruebas no destructivas para este tipo de componentes, de manera que se pueda garantizar su correcta y segura operación.
- Insuficientes conocimientos de prácticas estándar en los procesos de inspección, del personal de mantenimiento del Operador, al no tener claridad de los tipos de corrosión sobre los materiales.

La investigación emitió cinco (5) recomendaciones de seguridad operacional.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1 Reseña del vuelo

El 01 de enero de 2023, la aeronave Cessna 206 C206, de matrícula HK2659, fue programada por el Operador de Ambulancias Aéreas para realizar un vuelo entre el Aeródromo de La Primavera (SKIM), Vichada y el Aeródromo Germán Olano (SKPC) de Puerto Carreño, Vichada.

A bordo de la aeronave viajaban tres ocupantes: un Piloto, un Médico y un Enfermero, con la misión de recoger un paciente en Puerto Carreño y trasladarlo a Villavicencio. Este trayecto era el segundo vuelo que efectuaba la aeronave en el día, ya que había realizado un vuelo entre Benito Salas (SKNV) de Neiva, y La Primavera (SKIM), Vichada.

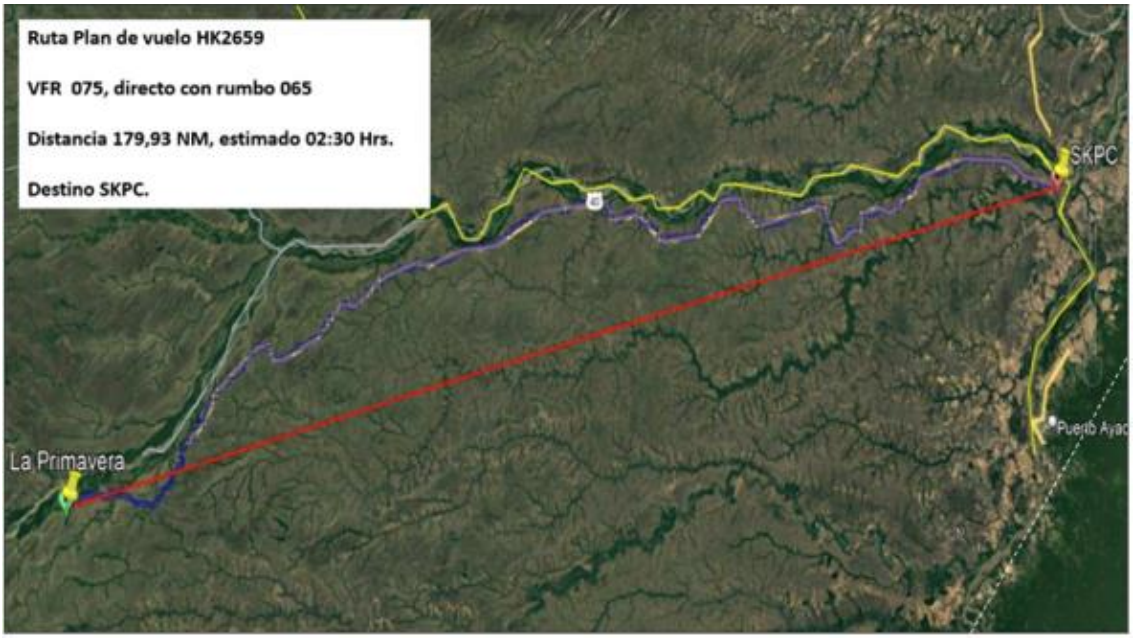


Imagen No. 1 - Ruta proyectada del vuelo HK-2659.

El avión despegó de La Primavera a las 11:20 HL (16:20 UTC), en condiciones visuales VMC y bajo reglas de vuelo visual VFR; aproximadamente 5 minutos después del despegue, el Piloto sintió fuertes y rápidos movimientos (hacia adelante y hacia atrás) del timón de mando de la aeronave, con tendencia de la aeronave a bajar la nariz; entonces, el Piloto interrumpió su ascenso cuando cruzaba aproximadamente a través de 2.500 pies.

Simultáneamente, el Piloto fue alertado por los ocupantes, de la generación de un fuerte movimiento y un fuerte ruido en la parte trasera de la aeronave, sonido que se asemejaba a golpe de metal contra metal, específicamente en el lado derecho del timón de profundidad; el Piloto decidió buscar un campo adecuado y realizar un aterrizaje de emergencia ya que los movimientos del timón de mando hacían difícilmente controlable el avión.

Una vez ubicado el campo, el Piloto efectuó un viraje por la derecha y en final corta al campo bajó un (1) punto de flaps; esta acción tuvo el efecto inesperado de permitirle al Piloto tener un mejor control del avión en el tramo final; así mismo, disminuyó el fuerte movimiento del timón de mando.

El campo seleccionado para aterrizar era un terreno plano; sin embargo, existía un gran número de montículos de tierra, o alojamiento de termitas (termiteros). La aeronave fue aterrizada de manera controlada, recorrió 12 metros y salió a vuelo nuevamente avanzando 26 metros más; luego se posó de nuevo en tierra y recorrió 225 metros adicionales.

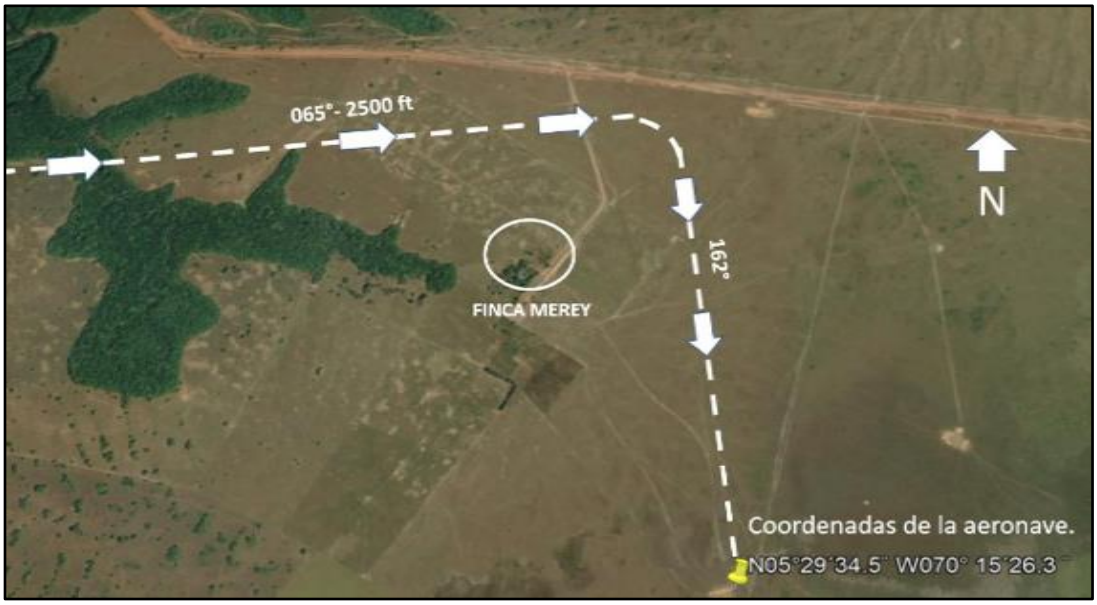
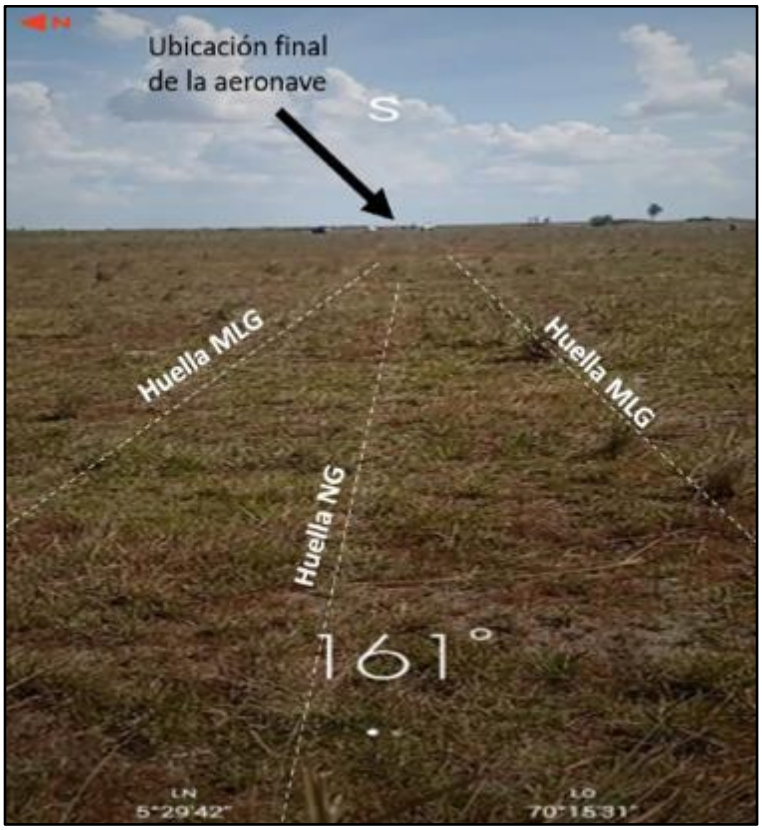


Imagen No. 2 - Maniobra de descenso y sitio de ubicación final de la aeronave.



Fotografía No. 1 - Huella en tierra dejada por la aeronave en la carrera de aterrizaje.

En la parte final del recorrido, el tren principal izquierdo de la aeronave golpeó con un termitero, lo que hizo que la aeronave cambiara el sentido de su recorrido, por efecto pivote, girando bruscamente hacia la izquierda; esto evitó que el avión impactara de frente contra un jarillón (barrera de tierra), de dos metros de alto, y que probablemente se precipitara a un bebedero de semovientes, de aproximadamente tres metros de profundidad, que se encontraba ubicado detrás del jarillón.

Al producirse el fuerte giro en tierra, por el golpe contra el tren principal izquierdo, el tren de nariz se desprendió del avión, que giró 180 grados; el motor se desprendió desde su bancada, el avión se volcó, girando 180º sobre su eje transversal, y finalmente se detuvo el punto de coordenadas N 05°29´34.5" W 070° 15´26.3", con un rumbo 004°.

Fotografía No. 2 – Ubicación final de la aeronave, jarillón y bebedero.

Fotografía No. 3 - Ubicación final de la aeronave.

Una vez que el avión se detuvo, el Piloto y sus dos ocupantes abandonaron la aeronave por sus propios medios; el Piloto sufrió heridas menores en el rostro y en la parte intercostal derecha; los dos ocupantes (médico y enfermero) tuvieron contusiones menores en tejidos blandos.

El accidente ocurrió a las 12:30 HL, en condiciones meteorológicas visuales.

La Autoridad de Investigación de Accidentes de Colombia (Dirección Técnica de Investigación de Accidentes – DIACC) fue alertada del accidente, el mismo día por el Operador, y se dispuso el desplazamiento de dos investigadores, quienes llegaron al sitio al siguiente día de ocurrido, para iniciar los trabajos iniciales de investigación.

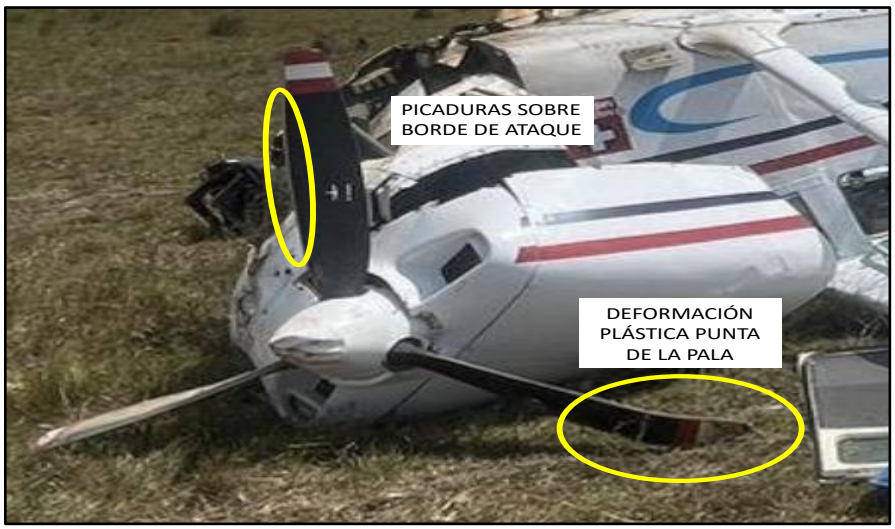
1.2 Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total	Otros
Mortales	-	-	-	-
Graves	-	-	-	-
Leves	1	2	3	-
Ilesos	-	-	-	-
TOTAL	**1**	**2**	**3**	**-**

1.3 Daños sufridos por la aeronave

1.3.1 Hélice

La tres palas presentaban daños menores tales como “picaduras” como consecuencia de la fricción contra el terreno durante la carrera de desaceleración; además, se presentó la deformación plástica de la punta de una pala por haber hecho contacto con el terreno cuando la aeronave se volcó.



Fotografía No. 4 – Daños en la hélice.

1.3.2 Motor

El motor presentó parada súbita, y daños menores en algunos de sus componentes como consecuencia del impacto contra el terreno.

Fotografía No. 5 - Daños en el motor.

El túnel de bancada resultó con fisuras, desprendimientos de material y deformaciones plásticas que sobrepasaban los límites de elasticidad de los materiales. Las cubiertas superior e inferior experimentaron fracturas en el toda la superficie del material compuesto.

Se desprendió la pared de fuego de los soportes de principales del fuselaje, con abolladuras en diferentes zonas.

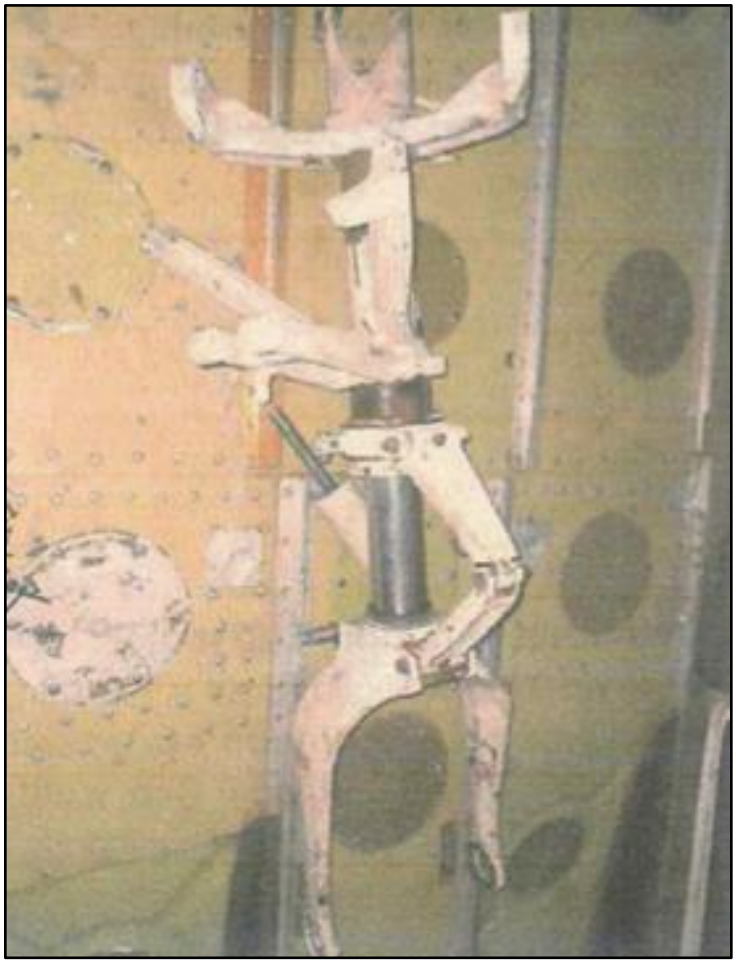
1.3.3 Tren de nariz

Se produjo el desprendimiento de todo el conjunto del tren de nariz desde sus soportes principales.

Se notaron daños evidentes en *shimmy damper*, con fracturas en las conexiones hidráulicas y la fractura del brazo conector del actuador.

1.3.4 Fuselaje

El fuselaje presentó daños en las estaciones STA 0.0 a STA 44, tales como abolladuras y rupturas. También se presentaron rasgamientos, fisuras, desde la estación STA 8.1, hasta STA 100, parte inferior.



Fotografía No. 6 - Daños en el tren de nariz y en el shimmy damper.

Fotografía No. 7 - Daños sufridos por el fuselaje.

1.3.5 Estabilizador vertical

El estabilizador vertical presentó deformación en un gran aérea de la piel y deformaciones sobre la estructura principal interna, que afectaron sustancialmente vigas y costillas.

Fotografía No. 8 - Daños sufridos por el estabilizador vertical.

1.3.6 Superficies de control

El Plano izquierdo mostraba la piel arrugada en el intradós (superficie inferior) y dobladura severa de la punta del plano.

Fotografía No. 9 - Daños en el plano izquierdo.

Se encontró que la aleta compensadora ubicada en el timón de profundidad derecho tenía libre movimiento; y que el conjunto de soporte que unía la aleta compensadora al elevador, estaba fracturado.

Fotografía No. 10 - Conjunto de soporte aleta compensadora.

1.4 Otros daños

Se ocasionaron daños menores a la superficie del terreno, como consecuencia de la desaceleración de la aeronave durante la carrera de aterrizaje y posterior volteo aerodinámico.

1.5 Información personal

Piloto

Edad:	37 años
Licencia:	Piloto Comercial de avión (PCA).
Certificado médico:	Vigente
Equipos volados como piloto:	Monotores y multimotores hasta 5700 kg
Último chequeo en el equipo:	8 de junio de 2022
Total horas de vuelo:	961:24 h
Total horas en el equipo:	961:24 h
Horas de vuelo últimos 90 días:	241:50 h
Horas de vuelo últimos 30 días:	40:49 h
Horas de vuelo últimos 03 días:	03:20 h
Horas de vuelo últimas 24 horas:	01:20 h

El Piloto cumplía con los requisitos exigidos por el reglamento colombiano para mantener las habilitaciones de su licencia de vuelo.

El último Curso de Repaso en el equipo lo realizó en junio de 2022.

Había efectuado el Curso de Manejo de Recursos de Cabina, CRM, en diciembre de 2022.

En septiembre del 2020 el Piloto realizó el Curso Recurrente de Mercancías Peligrosas.

1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento

1.6.1 Aeronave

Marca:	Cessna
Modelo:	TU206G
Serie:	CU-20606608
Año de fabricación:	1982
Matrícula:	HK-2659
Certificado aeronavegabilidad:	0004931
Certificado de matrícula:	R0006130
Fecha de fabricación:	1982
Fecha último servicio:	23 diciembre de 2022
Total horas de vuelo:	9248:48 horas
Total ciclos de vuelo:	Desconocidos

Los ciclos de la aeronave son desconocidos, ya que por el tipo de operación, en los registros de mantenimiento, el control de vida de la aeronave se hace utilizando las horas voladas.

De acuerdo con la inspección que se realizó a los documentos de mantenimiento, se encontró que el 23 de diciembre de 2022, se le realizó al avión un servicio de 100 horas, ejecutado por el equipo de mantenimiento del Operador, quien cuenta con una organización de mantenimiento aprobada por la Autoridad de aviación de Colombia.

Se encontró que el grupo de mantenimiento que realizó el servicio a la aeronave contaba con el entrenamiento básico, recurrente y adoctrinamiento en el equipo, y con sus licencias vigentes.

Dentro de las acciones de mantenimiento realizadas a la aeronave, se identificó el cumplimento, el 23 de octubre de 2022, de un servicio número 3 (150) horas, con la ejecución de las siguientes tareas:

- Se midió la compresión a los cilindros del motor.
- Se efectuó lubricación en general de acuerdo con las guías, del fabricante.
- Se efectuaron pruebas de motor de acuerdo con lineamientos del fabricante.
- Se cumplió la Directiva de Aeronavegabilidad AD 85-10-02, para evitar la posibilidad de ingestión de partes dentro del motor.

- Se cumplió la Directiva de Aeronavegabilidad, AD 2011-10-09, sobre reemplazo de rodamiento en las sillas de la tripulación.
- Se cumplió el Boletín de Servicio SNL 10-11R1 de confirmación, para la instalación correcta de los arneses eléctricos de la carcasa de ignición de los magnetos.
- Se aplicó la Directiva de Aeronavegabilidad 2020-18-01, sobre limpieza, lubricación e inspección, a los rodamientos de las llantas de los trenes de aterrizaje.

1.6.2 Motor

Marca:	Continental
Modelo:	TSIO-520-M
Serie:	1010647
Total horas de vuelo:	5726:51 h
Total ciclos de vuelo:	Desconocidos
Total horas D.U.R.G.:	672:15 horas
Fecha último servicio:	23 de diciembre 2022

Los ciclos del motor son desconocidos, ya que por el tipo de operación, en los registros de mantenimiento, el control de vida del motor y de sus componentes se hace utilizando las horas voladas.

De acuerdo con la inspección que se realizó a los documentos de mantenimiento, se encontró que el 23 de diciembre de 2022 se realizaron las siguientes actividades de mantenimiento en la planta motriz:

- Se inspeccionaron el capó del motor y las aletas de enfriamiento por fisuras, abolladuras y otros daños, la seguridad de los sujetadores del capot, y el aseguramiento de las luces de aterrizaje.
- Se inspeccionó el motor por escapes de combustible y aceite, y se aseguró la correcta fijación de los accesorios.
- Se chequearon las aletas de enfriamiento por libertad de movimiento a través de un completo recorrido.
- Se chequeo libre movimiento y condición general de las articulaciones de los controles de motor.
- Se inspeccionó el correcto funcionamiento y operación del sistema de ignición del motor.
- Se inspeccionó la bomba auxiliar eléctrica de combustible, por condición, operación y seguridad.
- Se removieron, verificaron y probaron las bujías, por correcta operación; adicionalmente, se rotaron las bujías de acuerdo con los lineamientos del manual.

1.6.3 Hélice

Marca:	McCauley
Modelo:	DA3A34C402
Serie:	832020
Total horas de vuelo:	5353:21 horas
Total ciclos de vuelo:	Desconocidos
Total horas DURG:	663:10 horas
Fecha último servicio:	23 de diciembre 2022

Los ciclos de la hélice son desconocidos, ya que por el tipo de operación, en los registros de mantenimiento, el control de vida de la hélice se hace utilizando las horas voladas.

De acuerdo con la inspección que se realizó a los documentos de mantenimiento, se encontró que el 23 de diciembre de 2022, se realizaron las siguientes actividades de mantenimiento:

- Se inspeccionó por escapes de aceite el gobernador de la hélice y por falta de grasa en el cable de control.
- Se inspeccionó la correcta instalación de la hélice.
- Se inspeccionaron las palas de la hélice por fisuras, abolladuras, muescas, rayaduras, erosión, corrosión y otros daños.
- Se inspeccionó el *spinner* y seguridad en general.

1.7 Información Meteorológica

Las condiciones meteorológicas eran visuales, y no fueron un factor contribuyente para el desarrollo del accidente.

1.8 Ayudas para la Navegación

No tuvieron injerencia en el accidente.

1.9 Comunicaciones y Tránsito Aéreo

No tuvieron injerencia en el accidente.

1.10 Información del Aeródromo

No aplicable.

1.11 Registradores de Vuelo

De acuerdo con la configuración de esta aeronave, ésta no posee registradores de vuelo.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

El sitio en donde ocurrió el accidente correspondía a un terreno en general plano, aunque con ondulaciones por la presencia de termiteros.

La aeronave fue aterrizada de manera controlada, con velocidad aparentemente normal, recorrió 12 metros y una irregularidad del terreno hizo que saliera a vuelo nuevamente, avanzando 26 metros más; luego se posó de nuevo en tierra y recorrió 225 metros; en esta trayectoria, colisionó con obstáculos naturales propios del terreno, que hicieron que disminuyera su velocidad.

Los golpes de la aeronave contra los obstáculos naturales afectaron sustancialmente la estructura frontal de la aeronave comprometiendo el rendimiento estructural del montante del motor; la aeronave continuó golpeándose contra los obstáculos naturales propios del terreno,

En la parte final del recorrido, el tren principal izquierdo de la aeronave golpeó con un termitero, lo que hizo que la aeronave cambiara el sentido de su recorrido, por efecto pivote, girando bruscamente hacia la izquierda; esto evitó que el avión impactara de frente contra un jarillón (barrera de tierra), de dos metros de alto, y que probablemente se precipitara a un bebedero de semovientes, de aproximadamente tres metros de profundidad, que se encontraba ubicado detrás del jarillón.

Al producirse el fuerte giro en tierra, por el golpe contra el tren principal izquierdo, el tren de nariz se desprendió del avión, que giró 180 grados; el motor se desprendió desde su bancada, el avión se volcó, girando 180º sobre su eje transversal, y finalmente se detuvo el punto de coordenadas N 05°29´34.5” W 070° 15´26.3”, con un rumbo 004° y a una elevación de 140 metros sobre el nivel medio del mar.

La hélice y el motor se desprendieron de la estructura principal de la aeronave. Los golpes recibidos por el motor y absorbidos por su montante y el tren de nariz, hicieron que el motor sufriera para súbita y golpes leves en sus accesorios,

Durante la desaceleración y movimientos laterales el fuselaje superior delantero y trasero sufrieron una deformación plástica sustancial, comprometiendo estructuralmente formadores, larguerillos, y vigas principales costillas del estabilizador vertical.

En la investigación de campo, se evidenció la huella dejada por el tren principal de la aeronave y los impactos en tierra, tanto del tren principal como el tren de nariz.

El recorrido total de la aeronave en tierra fue de 262.56 m.

Como hallazgo de particular interés para la investigación, se encontró que la aleta compensadora ubicada en el timón de profundidad derecho tenía libre movimiento; y que el conjunto de soporte que unía la aleta compensadora al elevador, estaba fracturado.

Luego de haberse terminado la inspección de campo, motor fue removido de la posición final, siendo ubicado en los hangares del Operador sobre una zona segura, quedando en custodia de la Autoridad AIG.

Imagen No. 3 – Croquis final del recorrido de la aeronave.

1.13 Información médica y patológica

Durante el recorrido de la aeronave sobre el terreno, los tres (3) ocupantes recibieron golpes en diferentes partes del cuerpo, que fueron valoradas como no graves en el chequeo médico que se les efectuó en un centro médico de en Villavicencio.

1.14 Incendio

No se presentó incendio, ni antes ni después del aterrizaje de emergencia.

1.15 Aspectos de supervivencia

El Médico se encontraba sentado en parte posterior izquierda de la cabina de pasajeros, y el paciente estaba sentado en la parte posterior derecha. Los tres ocupantes, con lesiones leves, evacuaron la aeronave con alguna dificultad, por sus propios medios; una vez afuera, el Médico, hizo una valoración física del todos.

Los sobrevivientes permanecieron unos momentos alejados de la aeronave, previniendo un posible incendio, el cual no ocurrió. Entonces, el Piloto se acercó y aseguró algunos sistemas de la aeronave.

1.16 Ensayos e investigaciones

Con base en la declaración del Piloto y los hallazgos iniciales determinados en la investigación de campo, la investigación centró su atención en la condición de la aleta

compensadora del timón de profundidad derecho, que se encontró suelta (con libre movimiento), y en el conjunto de soporte del timón que se halló fracturado.

Para el efecto, se determinó realizar un análisis de falla al soporte *bracket*, elemento que se encontró fracturado en la inspección en escena, y que ocasionó el movimiento descontrolado de la aleta compensadora del elevador derecho de la aeronave, acción que trasmitió movimientos bruscos e inesperados en la columna de control de la cabina.

1.16.1 Descripción de las partes afectadas

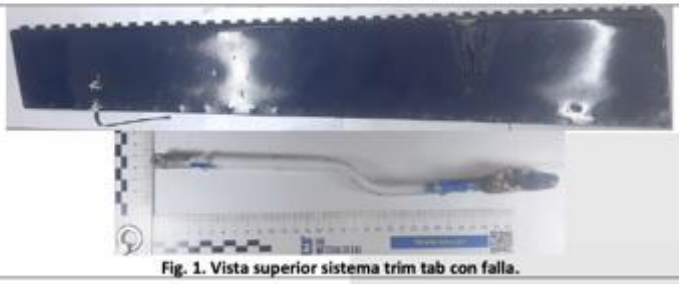
#	Descripción de las partes recibidas	Imagen	Ensayos
1	Horn assembly – trim tab P/N: 0734603-1 Trim Tab assembly – elevator P/N:1234613-1 Channel tab actuator push-pull P/N: 0760658-1	 Fig. 1. Vista superior sistema trim tab con falla.	Análisis de falla

Imagen No. 4 – Identificación de partes afectadas.

1.16.2 Árbol de posibles fallas

La investigación definió en el siguiente diagrama, los posibles factores que pudieron haber producido la falla del componente *horn assembly – trim tab* instalado en la aeronave Cessna HK-2659.

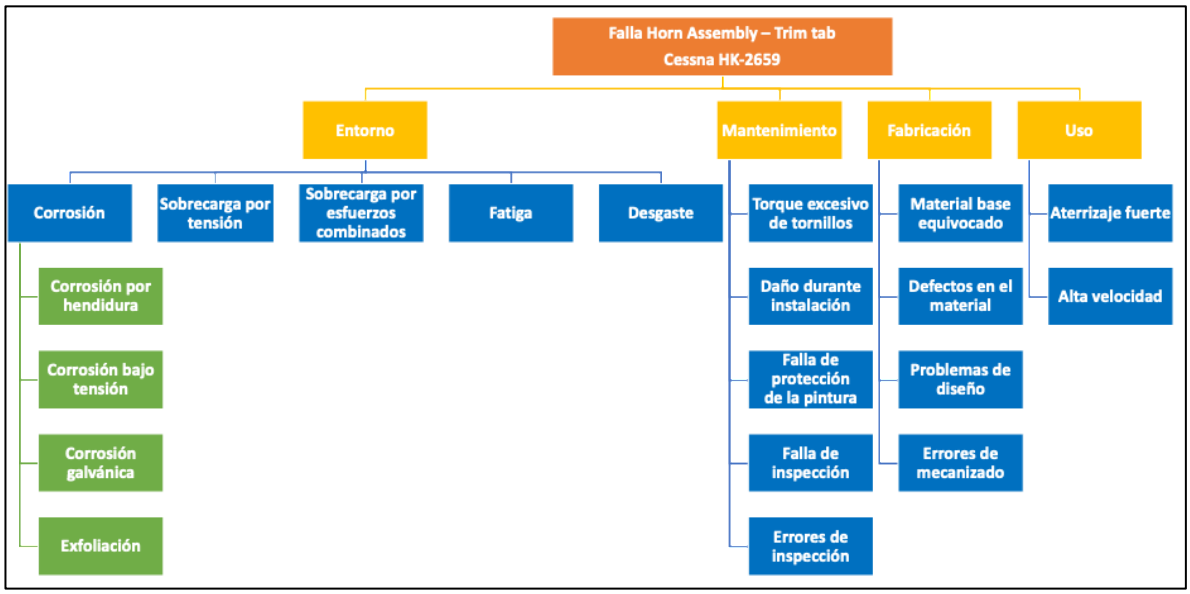


Imagen No. 5. – Árbol de hipótesis.

1.16.3 Fractografía

Para realizar la prueba fractografíca de las partes afectadas, se constató con el manual de mantenimiento de Cessna 206, la ubicación, función y operación de cada una de las partes.

Las partes afectadas se identificaron de la siguiente manera:

- *Horn assembly – trim tab* P/N: 0734603-1
- *Trim tab assembly – elevator* P/N:1234613-1
- *Channel tab actuator push-pull* P/N: 0760658-1

En la siguiente figura, *Detail A*, se describe el sistema del *trim tab*.

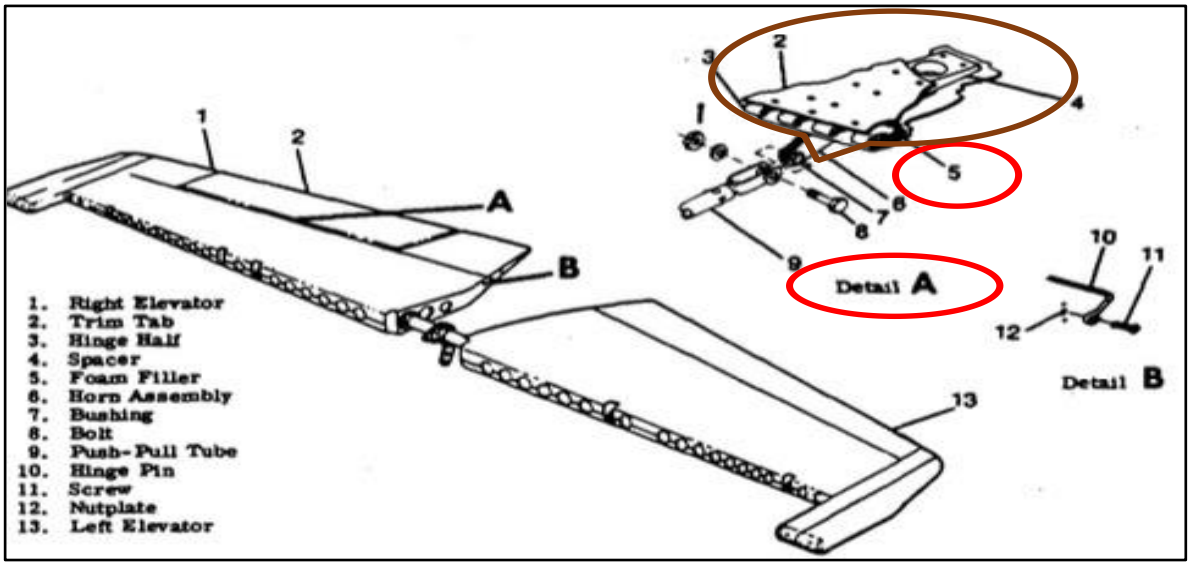
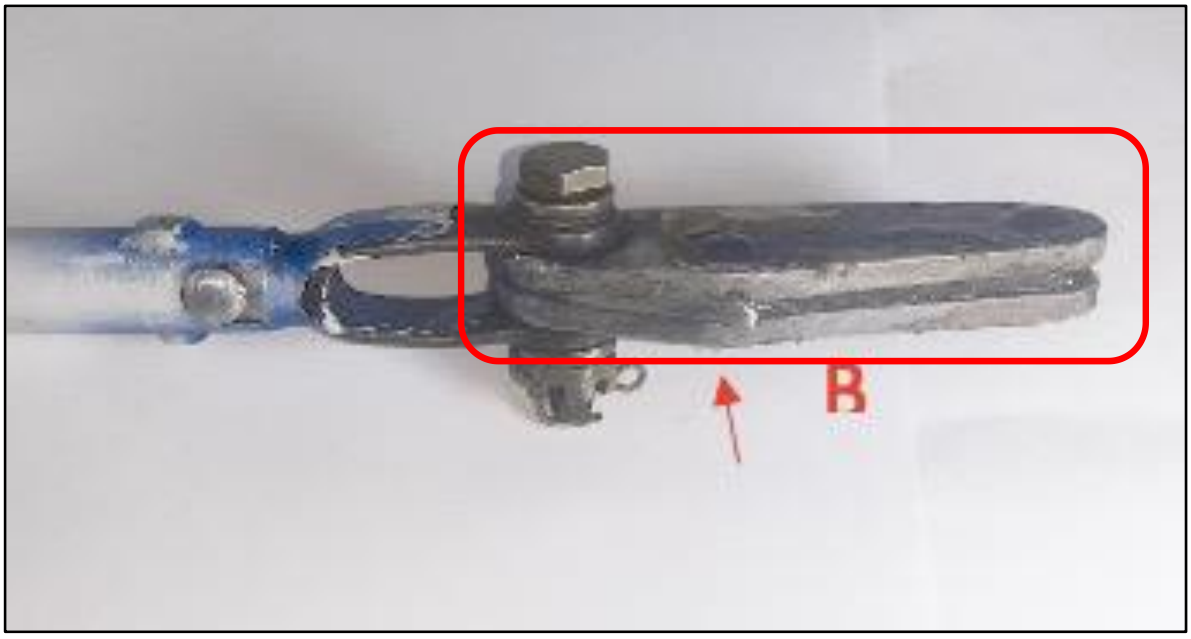


Imagen No. 6 - Ubicación bisagra aleta compensadora.

El *trim tab* tiene unida una sección del *horn assembly* (sección A), que presentaba rotura total; la otra sección del *horn assembly* permaneció en el *channel tab actuator push pull* (sección B).

Fotografía No. 11 – Vista del horn assembly fracturado y unido al trim tab (Sección A). Hay raspaduras en un extremo de la pieza con pérdida de la pintura de protección, y residuos de color café.

En la aleta compensadora no se evidenciaron daños sustanciales; tan solo se observó una leve pérdida de material en el extremo del *horn assembly*; no se tiene claro, si este daño se produjo durante el evento o si ya se encontraba en la superficie.



Fotografía No. 12 – Channel tab actuator push pull con la otra sección del horn assembly (sección B).

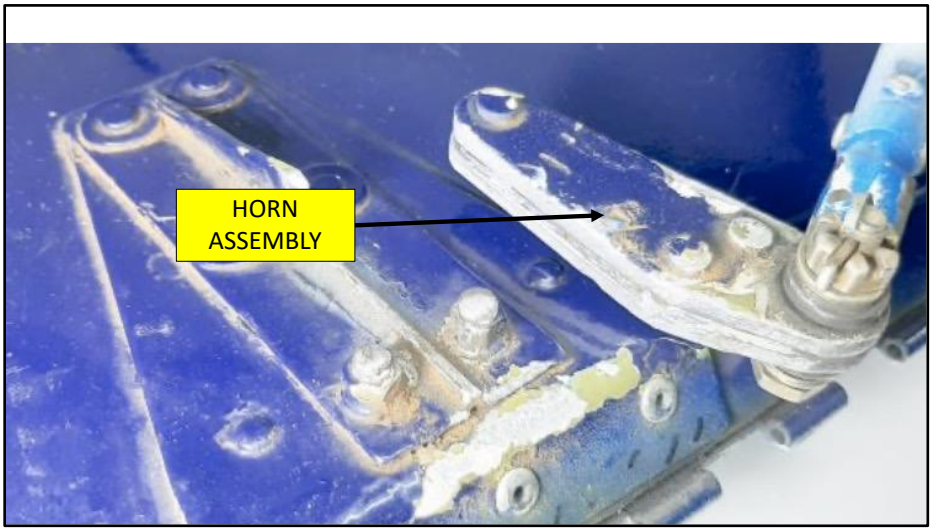
Durante la remoción del *horn assembly*, se encontró un tipo de corrosión ubicada en los tornillos, arandelas, y en la toda la superficie del *horn assembly* y la aleta compensadora.

El color café encontrado en estas superficies pudo ser derivado de los residuos de tierra y de óxido de hierro. Esto teniendo en cuenta que, aunque el *horn assembly* está fabricado con una aleación de aluminio, los tornillos, las tuercas y las arandelas que unen estas partes son de acero.

El *horn assembly* se encontró cubierto con una capa de *primer*, solvente que protege el componente de corrosión; la aleta compensadora no tenía este recubrimiento con el solvente; y, al realizar la sujeción de estas partes se evidenció una capa de pintura recubriendo esas partes.

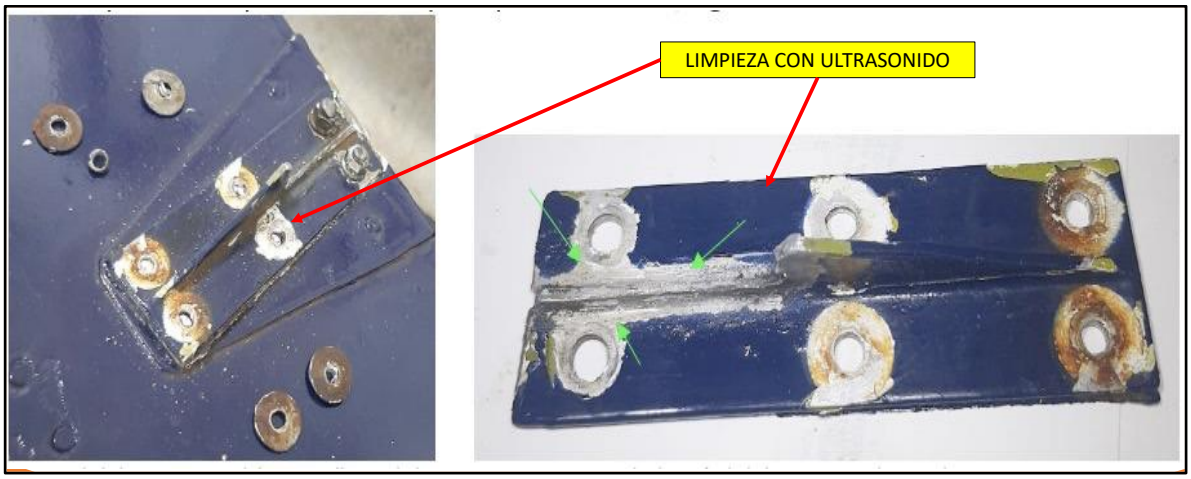
La evidencia indicaba que, evidentemente, la pintura se había desprendido, poco a poco, con el tiempo, el uso y la fricción constante con el aire, dejando espacios sobre la superficie, y permitiendo el inicio de un proceso corrosivo llamado *corrosión por hendidura*.

Para poder realizar la pruebas de metalografía, se debió remover la corrosión superficial de las partes afectadas por corrosión, utilizando la tecnología de ultrasonido.



Fotografía No. 13 - Residuos y pérdida de pintura en ambas secciones del horn assembly.

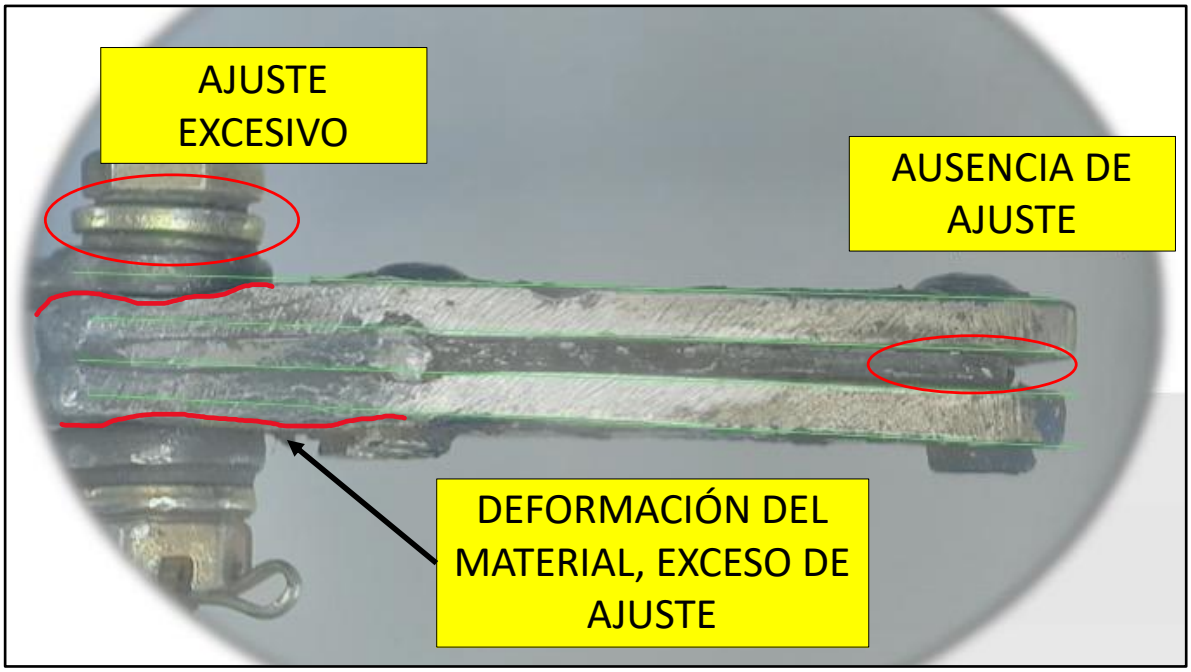
Fotografía No. 14 - Corrosión por hendidura.



Fotografía No. 15 - Limpieza por ultrasonido en zonas afectadas por corrosión.

Durante la inspección realizada a las partes se identificó la unión mecánica entre el *horn assembly* y la aleta compensadora, que presentaba evidencia de ajustes excesivos, generando una deformación en la superficie.

El exceso de ajuste generó el inicio de un proceso corrosivo por hendidura, que debido a la falta de protección contra la corrosión, aceleró el proceso de oxidación entre los materiales.

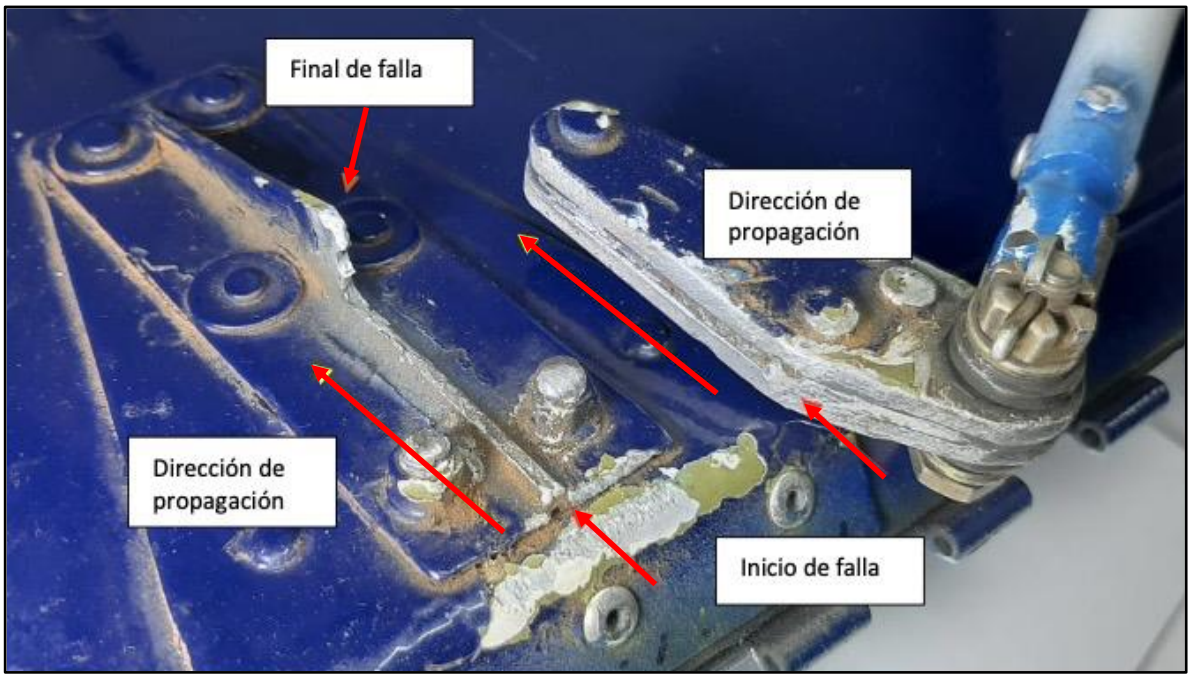


Fotografía No. 16 - Deformación del material por excesivo ajuste.

Fotografía No. 17 - Ausencia de recubrimiento Primer.

De acuerdo con el análisis, la grieta se originó en la zona con mayor cantidad de corrosión, que se identificó como la zona de menor grosor en el *horn assembly*. El punto inicial de la falla en el material se perdió como consecuencia del desgaste de la parte, por la naturaleza de su operación.

La fractura total demuestra que se originó de manera súbita. El análisis demostró que el extremo de *horn assembly*, se debilitó sustancialmente debido al proceso de corrosión junto con la deformación de material a causa de los incorrectos ajustes; esto, además del desgaste natural del componente por la naturaleza de su trabajo en el sistema de guayas en las superficie de la aleta compensadora.

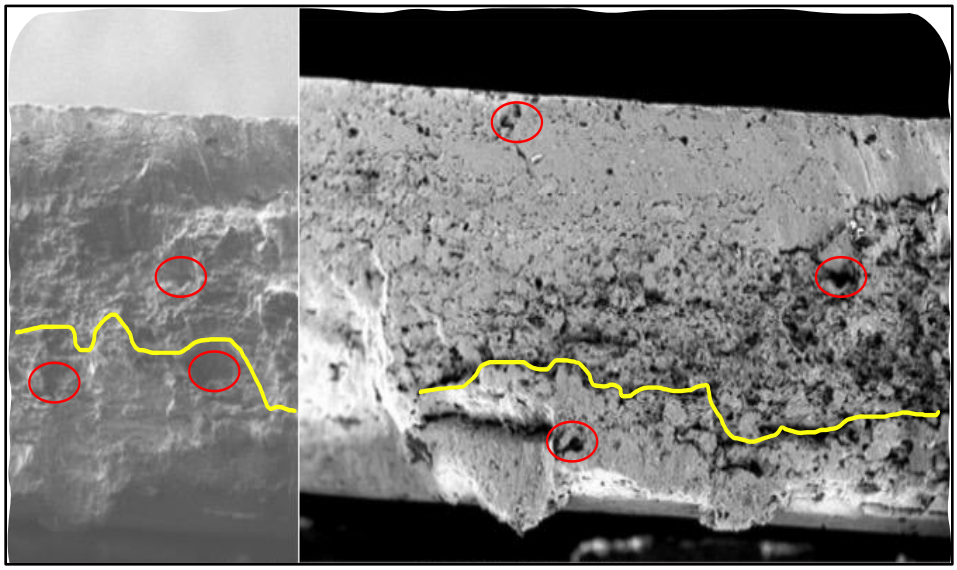


Fotografía No. 18 - Dirección y sentido de propagación de la falla .

Fotografía No. 19 - Inicio de falla.

1.16.4 Microfractografía

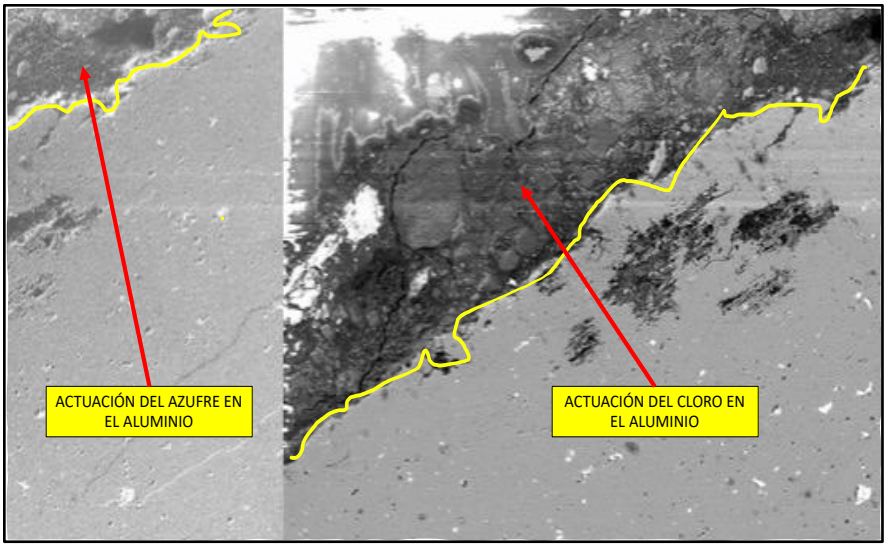
Con el microscopio electrónico de barrido se observó la zona de falla. Se identificó que el material presentó micro vacíos o *efecto Dimples* que indicaban la dinámica de la fractura, comportándose como una fractura dúctil como consecuencia de la sobrecarga soportada por el componente, energía dirigida hacia el núcleo de los microporos del material.



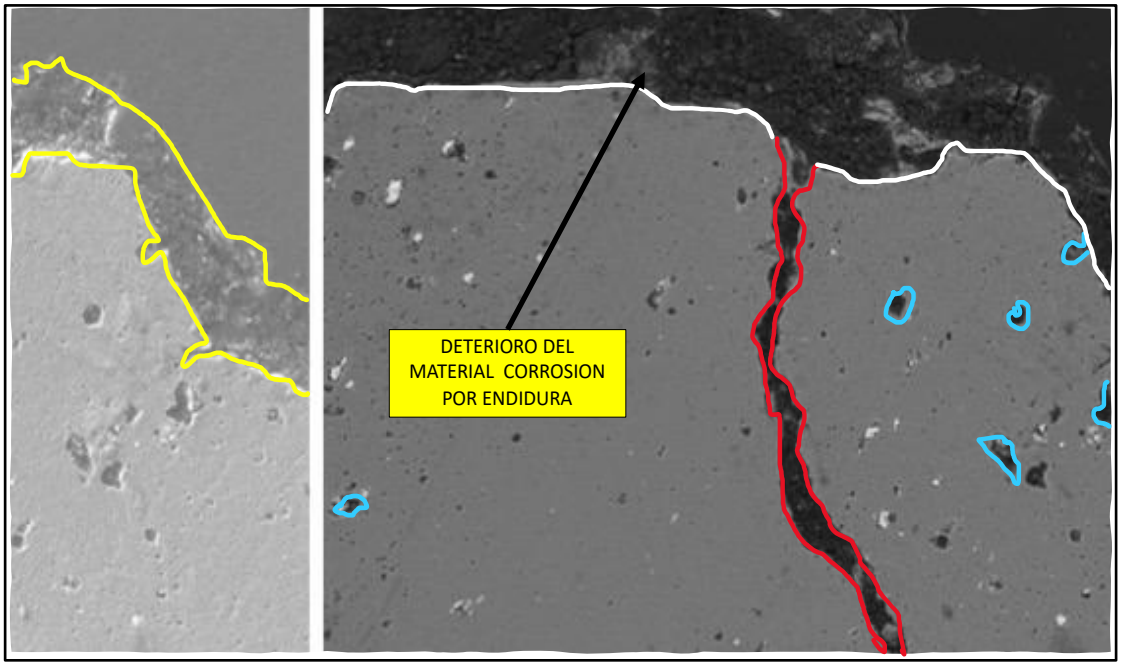
Fotografía No. 20 - Microestructura del material.

El proceso de corrosión que se desarrolló en la zona afectada se conoce como exfoliación.

De acuerdo con la composición química del material con el que se construyó el *horn assembly*, en los residuos de corrosión ubicados por debajo de la superficie, se encontró un porcentaje alto de cloro que no hace parte de la composición química inicial de la aleación, elemento que al unirse con el material base o sea el aluminio, ataca la estructura molecular creando un corrosión intergranular.



Fotografía No. 21 - Corrosión por exfoliación.



Fotografía No. 22 - Material deteriorado corrosión por hendidura.

1.17 Información orgánica y de dirección

La actividad principal del Operador es la prestación del servicio de trabajos aéreos especiales, como actividad aérea civil, de carácter comercial, distinta del transporte público en la modalidad de Ambulancia Aérea, que consiste en servicios de traslado de personas que padecen lesiones orgánicas o enfermedades y que por su estado requieren de equipos, personal y atenciones especiales durante el vuelo, los cuales no son ofrecidos comúnmente por las empresas de transporte público regular o no regular.

El Operador cuenta con programa de Seguridad Operacional aceptado por la Aeronáutica civil el cual evidencia un desarrollo continuo dentro de la organización; se determinó que el programa de seguridad operacional tiene un alcance a todos los proveedores de servicio del Operador.

1.18 Información adicional

No aplicable.

1.19 Técnicas útiles o eficaces de investigación

Con el fin de determinar la naturaleza de la falla que ocasionó la fractura de los componentes de la aleta compensadora de profundidad, la investigación acudió a la realización de inspecciones especializadas de Metalurgia como el análisis fractográfico y microfractográfico.

Se aplicaron de manera general las técnicas descritas en el Documento OACI 9756, Manual de Investigación de Accidentes de Aviación.

2. ANÁLISIS

El análisis de la presente investigación se basó principalmente en todas las evidencias factuales de la tripulación, los registros de mantenimiento, el análisis factual de las marcas en tierra y todo el estudio de mecánica de falla de los materiales efectuado a los componentes del tren principal izquierdo afectados.

2.1 Operaciones de vuelo

El Piloto contaba con las licencias, certificado médico y habilitaciones vigentes al momento del accidente que le permitía operar la aeronave sin ninguna restricción.

El vuelo fue programado por el Operador, de acuerdo con los estándares descritos en el manual para procedimientos de operaciones, MPO.

La Tripulación realizó un planeamiento de vuelo con antelación cumpliendo con los estándares e informo a los ocupantes las normas de seguridad que debían tener, junto con los procedimientos de emergencia en caso de cualquier evento.

Las acciones del Piloto, una vez que se presentó la inusitada situación de vibración y pérdida parcial de control de la aeronave, por el aleteo sin control de la superficie estabilizadora del elevador, estuvieron acordes con el ignorado origen de tal condición.

2.2 Mantenimiento

La aeronave se encontraba aeronavegable, con sus inspecciones de mantenimiento al día, y sin discrepancias reportadas por tripulaciones y técnicos que pudieran asociarse a la ocurrencia del evento.

Sin embargo, una serie de circunstancias de mantenimiento, sumadas a las características del material del componente que se fracturó y las condiciones ambientales de operación, condujeron a la falla que terminó en el accidente.

Los análisis del material de la pieza *horn assembly* indican que se trata de una aleación de aluminio 2024 con tratamiento térmico de disolución, temple y envejecido.

La microestructura indicó que es una disolución de aluminio con precipitados ricos en cobre; los granos están direccionados de acuerdo con la forma geométrica del *horn assembly*, es decir, se fabricó *por forja* correctamente.

La inspección inicial a la pieza que falló, *horn assembly*, mostró la pérdida de la pintura *primer* de protección en varios puntos, dejando zonas expuestas al medio ambiente.

Los tornillos de sujeción del *horn assembly* con el *trim tab*, muestran procesos corrosivos, que dejaron rastros de óxido sobre el *horn assembly*.

Además se encontraron residuos de suelo, compuestos por titanio, silicio, hierro, en varios puntos críticos y sobre la zona de inicio de falla.

Las grietas identificadas en el material del *horn assembly* fueron producidas por un proceso de exfoliación, en donde se encontraron elementos químicos relacionados con procesos corrosivos, que no hacen parte de la composición química de la aleación de aluminio, como el cloro y el azufre, en altas cantidades.

La fractura total del componente mostró un inicio de falla en la cual la corrosión se encontró en mayor porcentaje, acción que redujo la resistencia mecánica del material sustancialmente. El comportamiento o dinámica de la fractura fue de propagación rápida, características propias de un fractura dúctil.

La reducción de la resistencia mecánica del material y la acción propia del mecanismo de la aleta compensadora a ser operada por guayas, hicieron que se creara un sobre carga, concentrando los esfuerzos de tensión en la zona más débil del material.

La incorrecta instalación del *horn assembly* al utilizar ajustes mayores a los descritos en el manual del fabricante, produjeron una deformación plástica en la unión de la guaya y la aleta compensadora produciendo una corrosión por hendidura, comprometiendo más la resistencia mecánica de los componentes de sujeción.

La ausencia del recubrimiento dado por el *primer*, vulneró el material, haciendo que el material se debilitara, haciéndolo vulnerable a la corrosión; este procedimiento se realizó de manera incorrecta al momento de recubrir con pintura los componentes durante los servicios mayores de la aeronave.

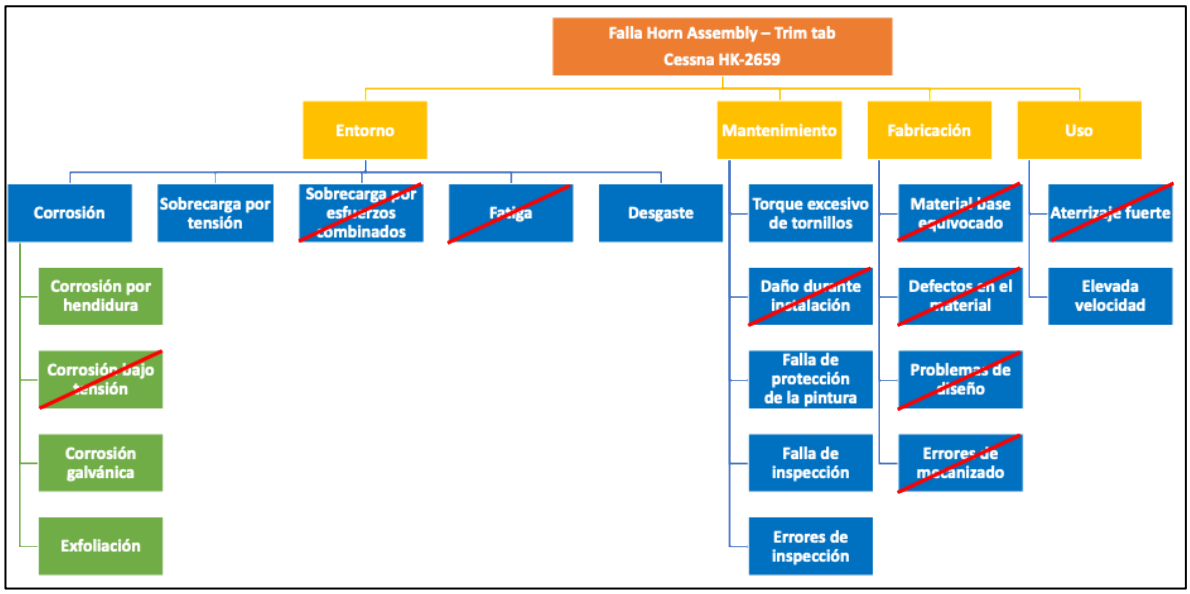


Imagen No. 7 - Árbol de hipótesis descartadas.

La investigación determinó que el manual del fabricante de la aeronave no indica la realización de un procedimiento de *pruebas no destructivas* detallado para este tipo de componentes, como el *horn assembly*, de manera que se garantice su operación segura.

No obstante, el documento SID 55-10-02, establece que se debe efectuar la *inspección visual* cada 5 años, de los *brackets* “por condición”, y posible generación de varios tipos de corrosión. La investigación no encontró en los registros de mantenimiento de la aeronave, constancia de que se haya efectuado esta inspección específica.

De otra parte, el Manual de Mantenimiento del Operador, tampoco contiene un procedimiento de inspección para este tipo de componentes y que limite, si fuese necesario, su tiempo de vida útil, teniendo en cuenta, entre otros factores, las difíciles condiciones de operación de la aeronave en el territorio colombiano.

3. CONCLUSIÓN

3.1 Conclusiones

El Piloto se encontraba técnica y psicofísicamente apto para la realización del vuelo.

La aeronave se encontraba aeronavegable, con el programa de mantenimiento al día, y sin discrepancias reportadas por tripulaciones o técnicos que pudieran asociarse a la ocurrencia del evento.

El manual del fabricante de la aeronave no indica la realización de un procedimiento de *pruebas no destructivas* detallado para este tipo de componentes, como el *horn assembly*, de manera que se garantice su operación segura.

El Manual de Mantenimiento del Operador, tampoco contiene un procedimiento de inspección para este tipo de componentes y que limite, si fuese necesario, su tiempo de vida útil, teniendo en cuenta, entre otros factores, las difíciles condiciones de operación de la aeronave en el territorio colombiano.

Durante los servicios mayores de mantenimiento efectuados a la aeronave, de manera incorrecta se recubrieron con pintura los componentes del *horn assembly*

El *horn assembly* había sido cubierto con una capa de *primer*, solvente que protege el componente de corrosión; no así la aleta compensadora; la ausencia de este recubrimiento vulneró el material, haciendo que el material se debilitara, haciéndolo vulnerable a la corrosión.

En la unión mecánica entre el *horn assembly* y la aleta compensadora, se aplicaron ajustes excesivos, generando una deformación en la superficie, que inició un proceso corrosivo *por hendidura*, que debido a la falta de protección contra la corrosión, aceleró el proceso de oxidación entre los materiales.

La existencia de elementos de composición química diferente a la del material *cloro y azufre*, ocasionó el desarrollo de corrosión que, al mezclarse con el hidrogeno, afectó el material base de la aleación 2024 T4.

El vuelo del 01-ene-23 del avión HK2659, se inició entonces con un debilitamiento estructural de los componentes que aseguraban la aleta compensadora al elevador derecho.

Durante el ascenso, y muy probablemente respondiendo a la acción del Piloto sobre el estabilizador de profundidad, se fracturó el mecanismo que unía a la aleta con el elevador derecho *bracket assy* P/N: 1234009-6, dejando la aleta suelta del elevador, y sin desprenderse de él.

El aleteo incontrolable, a merced del viento relativo de la superficie compensadora creó el efecto de movimientos fuertes y rápidos (hacia adelante y hacia atrás) percibidos por el Piloto en el timón de mando (cabrilla), con tendencia de la aeronave a bajar la nariz.

Simultáneamente, los ocupantes manifestaron la percepción de un fuerte movimiento y un fuerte ruido en la parte trasera de la aeronave, sonido que se asemejaba a golpe de metal contra metal, específicamente en el lado derecho del timón de profundidad. fuerte

El Piloto interrumpió el ascenso y procedió a efectuar un aterrizaje de emergencia ya que los movimientos del timón de mando hacían difícilmente controlable el avión.

Cuando se encontraba en final corta al campo el Piloto bajó un (1) punto de flaps, acción que tuvo el efecto inesperado de permitirle al Piloto tener un mejor control del avión en el tramo final; así mismo, disminuyó el fuerte movimiento del timón de mando.

La aeronave fue aterrizada de manera controlada; no obstante en la carrera de desaceleración, los obstáculos naturales (principalmente termiteros) le causaron varios daños, incluyendo el desprendimiento del tren de aterrizaje de nariz.

Finalmente el avión se volcó (girando 180º) sobre su eje transversal, y se detuvo invertido sobre el terreno.

Los ocupantes, con lesiones leves, abandonaron la aeronave por sus propios medios. La aeronave resultó con daños sustanciales.

3.2 Causa probable

Desacople (sin desprendimiento) de la aleta compensadora del elevador derecho, por fractura dúctil del *bracket assy P/N: 1234009-6*, como resultado de una corrosión por aireación diferencial.

Desprendimiento del tren de aterrizaje de nariz, y volcamiento del avión durante un aterrizaje de emergencia en un campo no preparado, que se efectuó por dificultad para controlar la aeronave en vuelo.

3.3 Factores Contribuyentes

Posible incumplimiento del documento SID 55-10-02, inspección visual cada 5 años, de los *brackets* “por condición” y posible generación de varios tipos de corrosión.

Carencia en el Manual de Mantenimiento del Operador, de un procedimiento de inspección de este tipo de componentes y que limite, si fuese necesario, su vida útil.

Deficientes procesos de inspección del manual del fabricante, que no presenta un procedimiento de pruebas no destructivas más profundo para este tipo de componentes, de manera que se pueda garantizar su correcta y segura operación.

Insuficientes conocimientos de prácticas estándar en los procesos de inspección del personal de mantenimiento del Operador, al no tener claridad de los tipos de corrosión que afectan a los materiales.

3.4 Taxonomía OACI

SCF-NP: Falla de componente no motor.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

AL OPERADOR AÉREO

REC. 01- 202301 - 1

Revisar y mejorar los programas de mantenimiento, para que estos aseguren la inspección detallada de compontes críticos, después de cada servicio de 100 horas, con el fin de prevenir incorrectos procedimientos de mantenimiento o de inspección e identificación de corrosión en soportes y componentes de pivotes.

REC. 02 – 202301 -1

Evaluar con el Grupo de Confiabilidad del Operador, la emisión de una Alerta de Seguridad Operacional relacionada con la disminución de los tiempos límite de inspección a los componentes tales como soportes *bracket* de las superficies de control, para todas las aeronaves Cessna 206T, de manera que se pueda llevar un control de los tiempos de vida útil, y de esta manera poder identificar posibles fallas en los materiales, tipos de corrosión o procesos de inspección y mantenimiento deficientes.

REC. 03 – 202301 -1

Revisar y mejorar el programa de mantenimiento, para que este asegure la realización de una inspección detallada antes de la finalización de un servicio mayor, con el fin de prevenir incorrectos procedimientos de mantenimiento o de inspección, especialmente en lo que concierne a:

- Estándares para efectuar inspecciones visuales cada 100 horas con inspección requerida RII a todos y cada uno de los soportes “braket” de las superficies de control.
- Estándares para determinar la vida útil de componentes tales como brackets para las aeronaves Cessna 206T del Operador.

REC. 04 – 202301 -1

Crear un procedimiento dentro del Manual General de Mantenimiento o SOP’s del Operador, para realizar una inspección con pruebas no destructivas a los soportes bracket cada 1000 horas, con el fin de identificar con antelación posibles grietas superficiales en el material.

A LA AERONÁUTICA CIVIL DE COLOMBIA

REC. 05 – 202301 -1

Dar a conocer el presente informe de investigación a los operadores de equipos Cessna 206, para que apliquen las recomendaciones, según sea pertinente, y se tenga en cuenta dicho informe para mejorar los sistemas de Gestión de Seguridad Operacional.

COLOMBIA POTENCIA DE LA VIDA

DIRECCIÓN TÉCNICA DE INVESTIGACIÒN DE ACCIDENTES

Av. Eldorado No. 103 – 15, Piso 5º.

investigacion.accide@aerocivil.gov.co

Tel. +(57) 601 2963186

Bogotá D.C. – Colombia

AERONÁUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL