



**INFORME PRELIMINAR DE 36 MESES DEL ACCIDENTE DE AVIACIÓN N°2018-23**

**11 de febrero de 2023**

**ANTECEDENTES:**

La metodología de la Investigación considera las Normas y Métodos Recomendados (SARPS) establecidos en el Anexo 13, "Investigación de Accidentes de Aviación", al Convenio sobre Aviación Civil Internacional, y lo establecido en el "Reglamento sobre Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación" (DAR-13), aprobado por Decreto Supremo N° 302 de fecha 20 de octubre del 2020, se establece poner a disposición del público una declaración provisional cada 12 meses desde ocurrido el accidente.

*LA TÉCNICA UTILIZADA Y LOS PROCEDIMIENTOS INVESTIGATIVOS, ESTÁN ORIENTADOS A LA DETERMINACIÓN DE LAS CAUSAS QUE ORIGINARON EL SUCESO, Y NO OBEDECEN A OTROS FINES QUE NO SEAN LA PREVENCIÓN.*

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

**Fecha suceso** : 11 de febrero del 2023.  
**Hora suceso** : 10:30 HL.  
**Lugar** : Sector general de Hualqui, comuna de Hualqui, Región del Biobío.  
**Aeronave** : Avión Air Tractor, modelo AT 802 A.  
**Ocupante** : 01 piloto.  
**Lesiones** : Con lesiones.  
**Licencia del piloto** : Piloto comercial de avión.  
**Actividad** : Vuelo de extinción de incendio.

### **RESEÑA DEL SUCESO:**

El suceso de aviación ocurrido el día 11 de febrero de 2023, en el sector rural de Chamizal Alto, Comuna de Hualqui, Región del Biobío a 18 Km al Sureste de la ciudad de Concepción, que involucró a un piloto comercial de avión, al mando de una aeronave Air Tractor, modelo AT802. El hecho ocurrió cuando se encontraba efectuando labores de combate de incendio forestal, en el cual, impactó con árboles del sector, para posteriormente precipitarse a tierra.

A consecuencia de lo anterior, el piloto al mando resultó con lesiones y la aeronave con daños.



FOTOGRAFÍA N°1 “Aeronave involucrada en el suceso”

### **LESIONES DE PERSONAS:**

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros	Total
Mortales	--	--	--	--
Graves	01	--	--	01
Menores	--	--	--	--
Ninguna	--	--	--	--
Total	01	--	--	01

### **DAÑOS EN LA AERONAVE:**

**Hélice:** 3 palas desprendidas y deformadas. 2 palas deformadas. Carenado deformado y fracturado.

**Motor:** con múltiples deformaciones y fracturas.

**Fuselaje:** estructura y recubrimientos deformados y fracturados.

**Ala:** derecha e izquierda, con múltiples fracturas y deformaciones.

**Tren de aterrizaje:** Principal, fracturado y desprendido.

**Empenaje:** estabilizadores deformados y estructura del cono de cola torcida.

**Superficies de control de vuelo:** alerones y flaps, desprendidos y fracturados.

### **INFORMACIÓN SOBRE LA TRIPULACIÓN:**

#### **PILOTO AL MANDO**

Edad	57 años	
Nacionalidad	Chilena	
Tipo de licencia	Piloto Comercial de Avión	
Habilitaciones	Clase	Monomotor terrestre
	Tipo	No aplica
	Función	No aplica
Examen médico	Vigente	Si
	Apto	Si
Sucesos anteriores	Sí tiene	

#### **EXPERIENCIA DE VUELO**

Experiencia	Horas de vuelo
Total	7.445:00
En el material	2.228:00
24 horas previas	08:00
07 días previos	32:58
90 días previos	94:18
Fuente de información	Entregados por el Operador

## **INFORMACIÓN DE LA AERONAVE:**

### **INFORMACIÓN GENERAL**

Aeronave	Avión		
Fabricante	Air Tractor Inc.		
Modelo	AT 802 A		
N° Serie	802A-0636		
Año Fabricación	2016		
Horas de Servicio	1.166,8		
Pesos Certificados	PV	7.020,0	libras
	PMD	16.000,0	libras
Última inspección	El 10/06/2022, consistente en inspecciones anual, 100, 200, 300, 400 y otros.		

### **MOTOR**

Fabricante	Pratt & Whitney
Modelo	PT6A-67F
Número de Serie	PCE-RZ0191
Última inspección	El 10/06/2022, consistente en inspecciones de Rutina, Menor de 100 horas, 400, 600 y 12 meses.

### **HÉLICE**

Fabricante	Hartzell
Modelo	HC-B5MA-3D
Número de Serie	HBA2148
Última inspección	El 10/06/2022, consistente en inspecciones de 100,200,400 y de 12 meses.

### **COMBUSTIBLE:**

Conforme al TCDS N° A19SW aplicable a la aeronave, el combustible ocupado en la aeronave era Kerosene de Aviación del tipo Jet A-1.

### **DOCUMENTACIÓN DE ABORDO:**

Documentación	Condición
Certificado de Matrícula	Sin observaciones
Certificado de Aeronavegabilidad	Sin observaciones
Manual de vuelo	Sin observaciones
Bitácora de vuelo	Sin observaciones

### **ESTADO DE MANTENIMIENTO DE LA AERONAVE:**

El 10/06/2022, a las 1.066,6 horas de servicio de la aeronave, se dio termino a la aeronave de una inspección con requisitos Anual, 100,200,300,400 horas, inspección de 500 horas al sistema de dispersión de respuesta al incendio (FDRS), servicio de lubricación, calibraciones del indicador de temperatura de la turbina entre etapas (ITT Gauge) y del sistema de torque. Adicionalmente, al sistema FDRS se efectuó una inspección semanal, mensual, cada 12 meses y cada 3 a 5 años y las inspecciones y pruebas al transponder, altímetro, ELT, la compensación del compás magnético y la aplicación de los AD 2005-17-12 y AD 2021-05-14, emitidos por la FAA. Al motor se le efectuó una inspección de rutina, 100, 400 y 600 horas, cambio de aceite, revisión del filtro de aceite, lavado de compresor y turbina de potencia y la realización de pruebas en tierra del motor y sistemas asociados. En la hélice se realizó una inspección de 100, 200 horas y de 12 meses. Detalle de trabajos que constan con la respectiva conformidad de mantenimiento que estableció que a esa fecha la aeronave estaba apta para retornar al servicio.

El 28/08/2022, a las 1.073,4 horas de la aeronave fue reemplazado por cumplimiento por tiempo calendario la hélice y fue instalada una en condición de overhaul. Además, fue realizado un balanceamiento dinámico por un CMA aprobado por la DGAC y habilitado en el tipo de trabajo. El trabajo consta con la respectiva conformidad de mantenimiento que establece que la aeronave estaba apta para retornar al servicio.

El 02/09/2022 la DGAC a través del Subdepartamento de Aeronavegabilidad, emitió a la aeronave el Certificado de Aeronavegabilidad Especial N° 21831/2022 con fecha de expiración 01/04/2026, con una Hoja de Limitaciones de Operación para Aeronaves que realizan Trabajos Aéreos señalados en el Manual de Operaciones.

### **INFORMACIÓN METEOROLÓGICA:**

De acuerdo con lo informado por el Aeródromo Carriel Sur (SCIE) al momento del suceso, las condiciones habían sido:

SA 11/02/2023 14:00->	METAR SCIE 111400Z 20004KT 150V250 8000 NSC 18/10 Q1012 RMK FU SOBRE 2500FT=
SA 11/02/2023 13:00->	METAR SCIE 111300Z 19005KT CAVOK 16/11 Q1012 RMK FU 2000FT SW=
SA 11/02/2023 12:00->	METAR SCIE 111200Z 19005KT CAVOK 14/11 Q1012 RMK FU 2500FT E=
FT 11/02/2023 10:24->	TAF SCIE 111024Z 1112/1212 20007KT CAVOK TX21/1118Z TN13/1210Z TEMPO 1112/1114 15004KT 6000 SCT010 BECMG 1115/1117 24017KT BECMG 1202/1204 18007KT BECMG 1208/1210 35004KT 8000 OVC009=
FT 11/02/2023 04:12->	TAF SCIE 110412Z 1106/1206 21007KT CAVOK TX21/1118Z TN12/1110Z TEMPO 1109/1114 15004KT 6000 SCT010 BECMG 1115/1117 23017KT BECMG 1202/1204 18007KT=

NOTA: Conforme a los relatos de testigos y de videos en la zona, hora del suceso, las condiciones de visibilidad eran óptimas para poder realizar descargas.

### **COMUNICACIONES:**

El piloto al mantuvo contacto radial con personal de control de tránsito aéreo del aeródromo Carriel Sur (SCIE), no manifestando la existencia de discrepancias en la aeronave previo a la ocurrencia del suceso.

### **REGISTRADORES DE VUELO:**

De acuerdo con la normativa DAN 137 Trabajo Aéreos, la aeronave no contaba con registradores de vuelo.

La empresa operadora de la aeronave tenía instalado en la aeronave un dispositivo de control de flota, del cual se descargaron los datos asociados con la trayectoria del último vuelo, tales como hora UTC y longitud y latitud.

Hora (UTC)	Estado	Evento	Longitud (WGS84)	Latitud (WGS84)
11/02/23 13:42:33	0s3		073° 03' 44.35"W	36° 46' 16.32"S
11/02/23 13:44:33	0s3		073° 03' 35.50"W	36° 50' 04.92"S
11/02/23 13:46:33	0s3		073° 02' 30.62"W	36° 54' 56.88"S
11/02/23 13:48:34	0s3		072° 59' 26.41"W	36° 58' 32.30"S
11/02/23 13:50:34	0s3		072° 56' 17.74"W	36° 55' 23.16"S

Los datos recuperados permitieron establecer la trayectoria de la aeronave entre aeródromo Carriel Sur (SCIE) y el lugar del impacto final, ubicado en la ladera de un cerro del sector rural de Chamizal Alto, comuna de Hualqui, Región del Biobío, en las coordenadas S 36° 55' 40,47"/ W 72° 57' 05,23", conforme a la imagen N°1 y N°2.

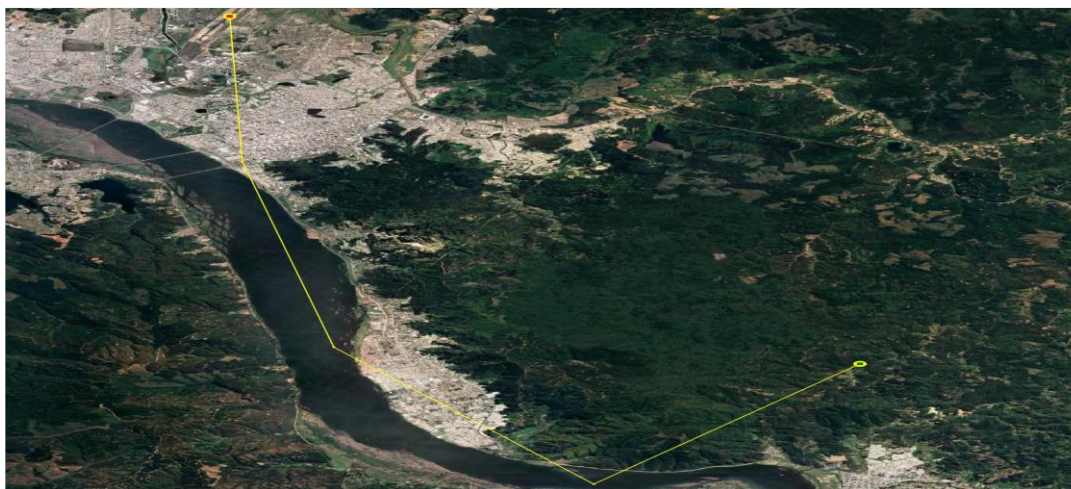


IMAGEN N°1.



IMAGEN N°2.

### **INFORMACIÓN DEL SITIO DEL SUCESO:**

La aeronave terminó impactada contra una ladera de un cerro, ubicado en un predio forestal, sector Chamizal Alto, Comuna de Hualqui, Región del Bio Bío, en las coordenadas: Lat. 36° 5' 40,47" S, Long. 72° 57' 05,23" W. con una elevación del terreno de 271 metros, conforme a las imágenes N°3 y N°4.



IMAGEN N°3,

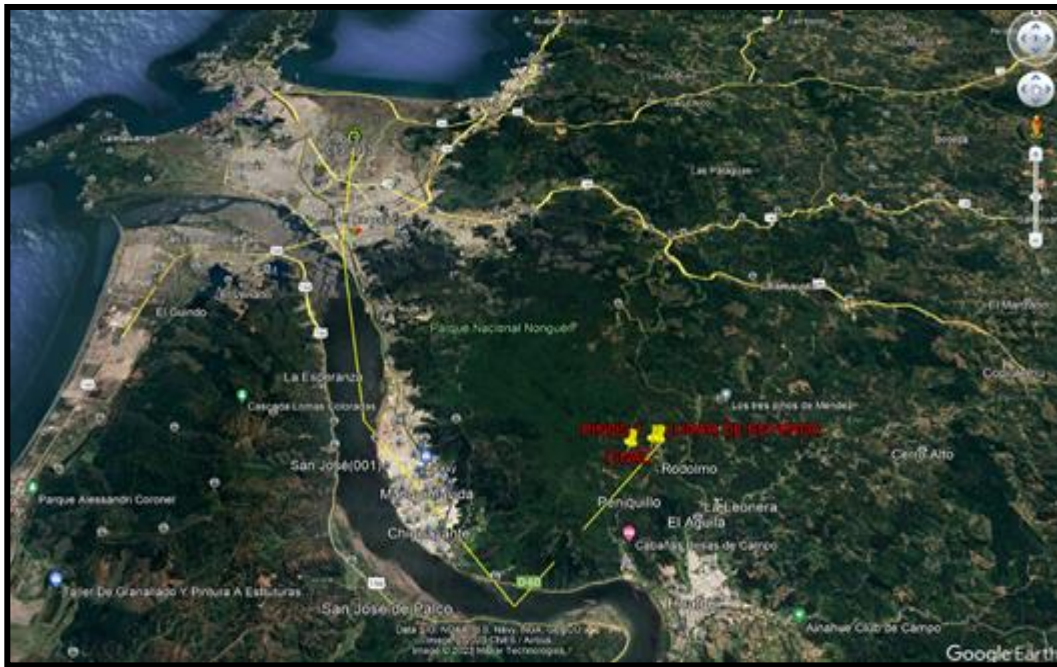


IMAGEN N°4.

#### **INFORMACIÓN DE LA AERONAVE EN EL LUGAR DEL SUCESO:**

La inspección de la aeronave en el sitio del suceso fue realizada con el apoyo de personal de mantenimiento de un CMA aprobado por la DGAC y habilitado en el tipo y modelo de aeronave.

#### **EL RESULTADO DE LA INSPECCIÓN PERMITIÓ ESTABLECER LO SIGUIENTE:**

- El fuselaje estaba cortado a nivel de la cabina.
- El empenaje estaba fracturado e inclinado hacia la derecha y la sección de cola estaba torcida.
- La estructura y recubrimientos del ala izquierda, flap y alerón del mismo lado estaban fracturados, deformados y desprendidos de su posición.
- Las piernas del tren de aterrizaje principal estaban cortadas y arrancadas de su posición.
- Los elevadores y timón de dirección estaban deformados y fracturados.
- Los componentes del sistema de lanzamiento estaban desprendidos y con diversas fracturas y deformaciones, conforme a la fotografía N°2



FOTOGRAFÍA N°2

### AL INTERIOR DE LA CABINA SE OBSERVÓ:

- La estructura tubular de la sección de cabina estaba sin deformaciones.
- El panel de instrumentos estaba sin deformaciones y los instrumentos en su debida posición.
- Los interruptores de luces y disyuntores estaban en posición OFF.
- Los interruptores del sistema FRDS y disyuntor estaba en posición OFF.
- Los interruptores del sistema de luces, giróscopos, flaps y disyuntores estaban en posición OFF.
- El interruptor del giro direccional en posición ON.
- El interruptor y disyuntor del sistema de operación del motor estaba en posición OFF.
- El bastón de mando estaba sin deformación.
- El interruptor de la FRDS estaba sin observaciones. En la interfaz FRDS, los interruptores estaban en posición OFF, conforme a la fotografía N°3.



FOTOGRAFÍA N°3

- Los pedales en su posición y sin observaciones.
- Los equipos de comunicaciones, en su posición y sin observaciones.
- El cinturón de seguridad, de asiento y arnés de hombro en su posición y sin observaciones.
- La pantalla digital del sistema de monitor de alarma de adquisición de datos del motor estaba sin observaciones, conforme a la fotografía N°4.



FOTOGRAFÍA N°4

- El mando de potencia del motor, toda adelante, ON.
- El mando de la hélice en posición atrás, OFF.
- El mando de combustible en posición atrás, OFF.
- La selectora de combustible en posición ON, conforme a la fotografía N°5.



FOTOGRAFÍA N°5

- Las palancas de mandos del motor visualmente sin daños, pero sin sus movimientos normales.
- Las conexiones del motor hacia al cuadrante de la cabina, estaban desprendidas.
- Las conexiones de los mandos del motor, en la cabina, en soportes normales El asiento del piloto en posición normal y sin observaciones.
- En los comandos de vuelo, el bastón de mando estaba trancado y fracturadas las barras de conexiones.

#### **EN LA ZONA DEL MOTOR FUE OBSERVADO:**

- Estaba parcialmente enterrado en la ladera del cerro.
- El motor estaba fracturado en 3 partes, siendo la primera de estas la sección de potencia, la segunda la cámara de combustión y la tercera la sección de escape.
- El cableado, sensores y conexiones estaban a la vista.
- La caja reductora estaba quebrada en su costado derecho a la altura del generador tacómetro.
- La sección del escape de gases estaba fracturada y deformada.
- La sección del compresor estaba a la vista, es decir no contaba con su protección del plenum y la rejilla de seguridad del compresor se observa destruida.
- Los soportes de bancada internos destruidos.
- La caja de accesorios estaba fracturada en la zona del depósito de aceite, conforme a la fotografía N°6.



FOTOGRAFÍA N°6

### EN LA HÉLICE FUE OBSERVADO:

- Estaba con el Cono fracturado y doblado.
- Dos de las cinco palas estaban unidas al cubo.
- Tres palas fueron desprendidas desde su raíz y se encontraron enterradas en el terreno, conforme al fotografía N°7.



FOTOGRAFÍA N°7

- La hélice permanece agarrada al flange del eje de la caja de reducción.
- El anillo beta aun instalado en el flange de la hélice.
- El gobernador, generador tacómetro y solenoide de sobre velocidad con daños en sus carcasas.
- Los mandos del gobernador estaban cortados de su eje interno.
- Las palancas del sistema de reversa, sus mandos en el gobernador se encuentran en su posición normal.
- El mando del gobernador estaba doblado.

Fue desmontado la unidad de registro de datos (Data Logger), número de parte 102011/D, número de serie 340 marca Perkins Technologies perteneciente al sistema de monitor de alarma de adquisición de datos (Data Acquisition Alarm Monitor, DAAM), del motor ubicada en el costado derecho de la bancada del motor. La unidad estaba con deformaciones y ralladuras

en su exterior, atribuibles al impacto de la aeronave contra el terreno, conforme a la imagen N°5.

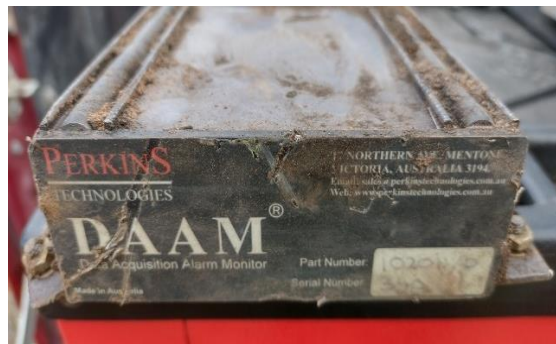
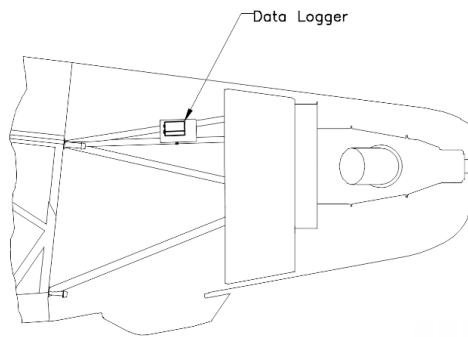


IMAGEN N°5

Según lo descrito en el Manual del Usuario P/N 602001 el sistema DAAM proporciona información de vuelo en tiempo real al piloto al mando en una unidad de visualización de la cabina (CDU) y proporciona alarmas visuales de exceso para muchos parámetros de vuelo importantes. Además, registra las lecturas de los sensores en un búfer de memoria circular que permite un análisis detallado fuera de línea de las últimas horas de vuelo (descarga de datos en tierra). Con el sistema DAAM instalado, los propietarios/operadores reciben información visual sobre cualquier desviación de los parámetros de diseño preestablecidos en la aeronave.

El motor fue removido desde la aeronave en conjunto con su hélice, para ser enviado a inspección especializada.

### **INSPECCIÓN DEL MOTOR:**

Mecánicos (02) de P&W, en conjunto con el Investigador de seguridad aérea de Pratt & Whitney Canadá, procedieron al desarme del motor, realizando las siguientes actividades:

1. Identificación del motor y sus componentes.
2. Identificación externa de los daños en el motor.
3. Desmontaje del módulo de caja de reducción del motor con la hélice.
4. Desmontaje de módulo de compresor y caja de engranajes.
5. Desmontaje de módulo de potencia.
6. Desmontaje de la caja de engranajes de accesorios.
7. Inspección de componentes y/o módulos.

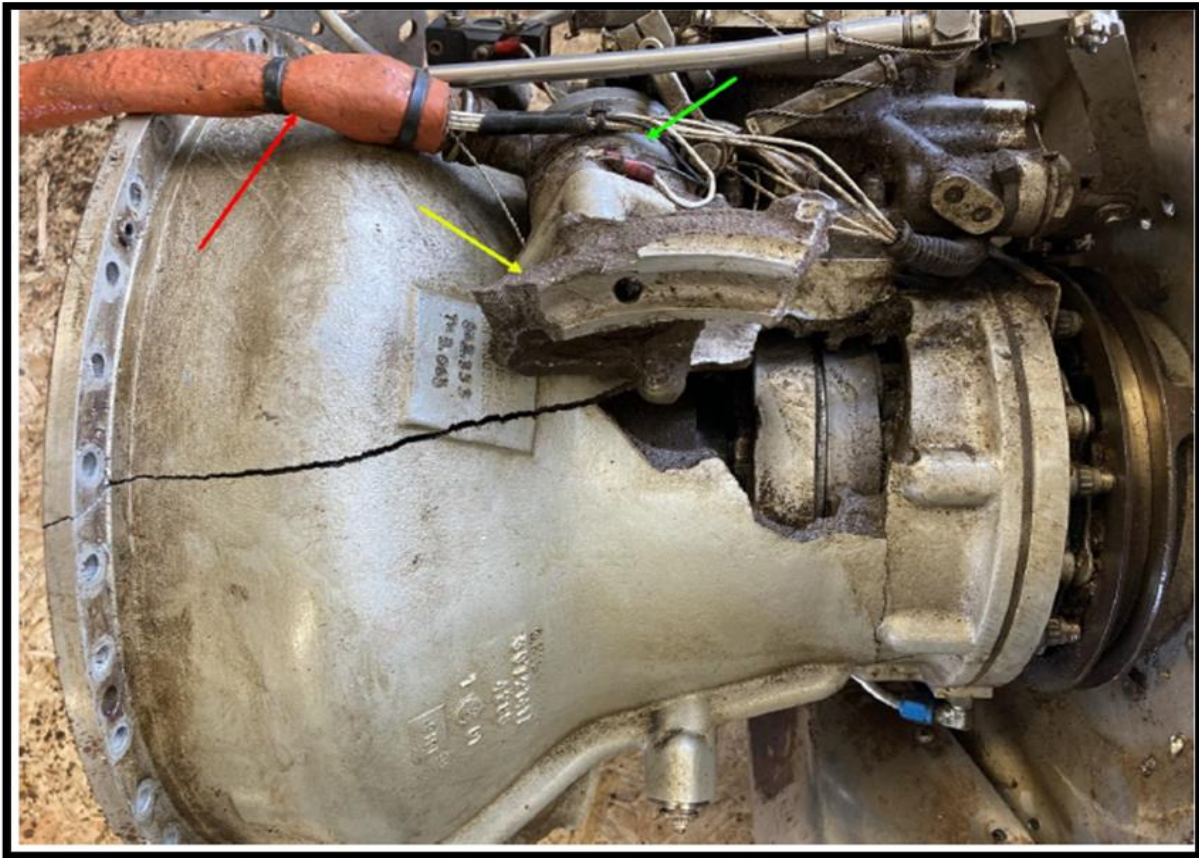
8. Identificación de marcas asociadas con el giro con potencia al momento del impacto en la carcasa que contiene la turbina de potencia y en la turbina de potencia.
9. Identificación de marcas en la rueda del compresor del tipo axial, las que se encontraban asociadas a giros con potencia al momento del impacto.
10. Identificación del módulo de compresor y de turbinas.
11. Inspección de cámara de combustión y de escape.
12. Inspección a los mandos del gobernador y del reverso de la hélice.
13. Registro fotográfico del desarme del motor y hallazgos encontrados, conforme a las fotografías N°8 y N°9.



**Photo No. 10, Accessory Gear Box**



**FOTOGRAFÍA N°8.**



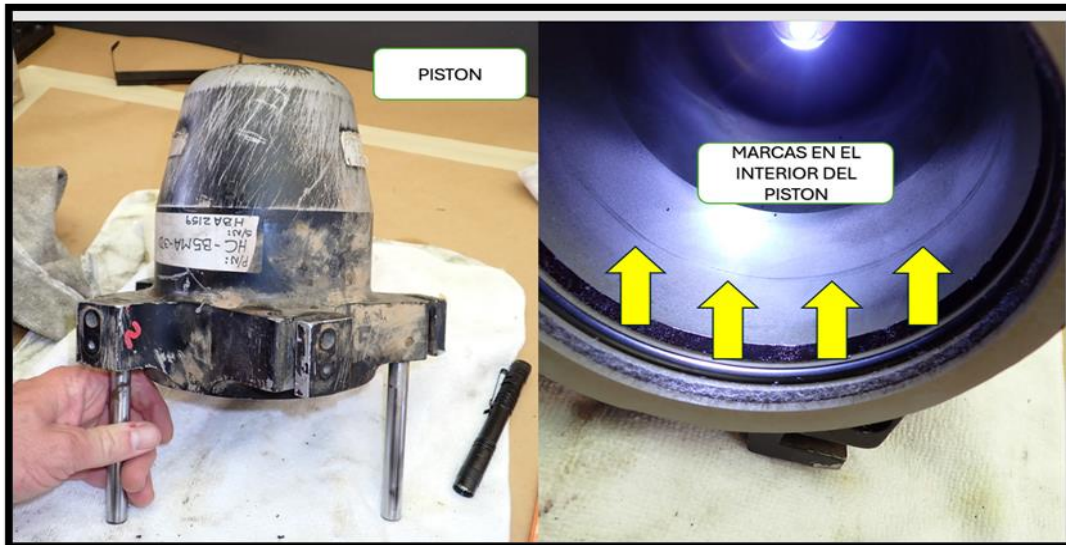
FOTOGRAFÍA N°9

### **INSPECCIÓN DE LA HÉLICE:**

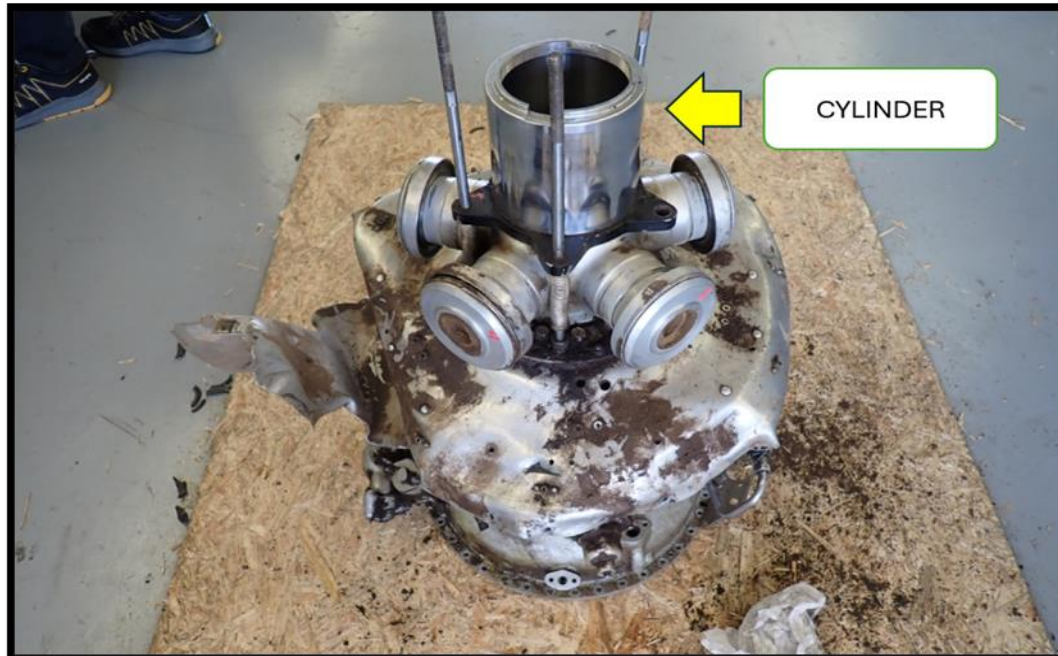
La inspección del conjunto de la hélice fue realizada por Investigador de seguridad aérea de Hartzell Propeller Inc., señor Les Doud, quién realizó las siguientes actividades:

1. Desmontaje de conjunto de hélice desde el motor
2. Identificación de la posición de las palas de la hélice.
3. Desarme del conjunto de la hélice.
4. Identificación de marcas dejadas por el cilindro al interior del pistón.
5. Verificación de la tensión del resorte.
6. Identificación de ausencia de marcas dejadas por los tornillos de bandera en el cilindro en la parte superior del pistón.
7. Identificación de zona con deformación en la parte inferior del cilindro, en un solo sector de su contorno, debido a la presión del aceite contenido en su interior.
8. Identificación de daños generales en la hélice.
9. Desmontaje de las abrazaderas de unión de las 5 palas con cubo.

10. Identificación de marcas en las zonas de los rodamientos de retención de las palas.
11. Identificación de los daños en las 5 varillas de cambio de paso de las palas.
12. Identificación de marcas en palas de la hélice.
13. Identificación de marcas en la zona de rodamientos de retención de las palas con el cubo.
14. Desmontaje del cilindro y verificado la condición del resorte.
15. Registro fotográfico del desarme de la hélice y hallazgos encontrados, conforme a las fotografías N°10,11, 12 y N°13.



FOTOGRAFIA N° 10



FOTOGRAFIA N°11



FOTOGRAFÍA N°12

Feather	Power	Flight idle	Locks	Ground idle	Reverse
85 to 90°	20 to 35°	10 to 12°	1 to 2°	0°	-2 to -8°

ÁNGULO DE LAS PALAS DE LA HÉLICE AL MOMENTO DEL IMPACTO

FUE DESCARTADO QUE,

La hélice estuviera en ángulo de bandera, debido a que el motor no logro desarrollar la potencia necesaria para girar la hélice.

La hélice deajo de girar al momento del impacto.

FOTOGRAFÍA N°13

### **ASPECTOS DE SUPERVIVENCIA:**

El arnés y cinturón de seguridad operaron sin observaciones.

La estructura tubular de la cabina soporto sin observaciones el impacto con alta energía.

El asiento del piloto no evidencio daños.

El piloto abandono la cabina por sus propios medios.

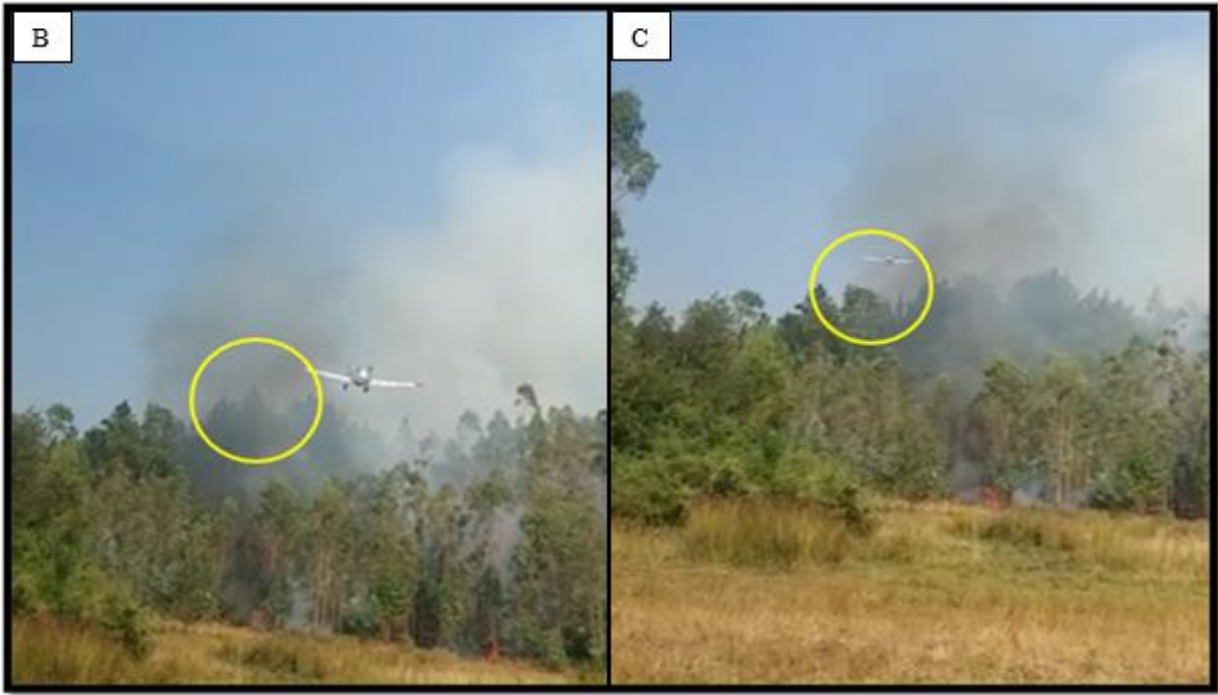
La aeronave contaba con extintor, botiquín y también el ELT.

### **ENSAYOS E INVESTIGACIÓN:**

El equipo investigador obtuvo copia de un video que registró el suceso de aviación. Al respecto, se explica que un observador en tierra grabó el momento en que la aeronave se acercaba a la zona de lanzamiento, seguido del impacto contra la copa de un árbol. La grabación se detuvo antes de que la aeronave entrara en pérdida e impactara contra el terreno.

En el video se observa que, al momento del lanzamiento, la carga útil de agua no se desprendió, según lo previsto y la aeronave, no logró superar una línea de árboles ubicada más allá de la zona de lanzamiento, impactando con las copas de los árboles.

Previo al accidente se observa que la aeronave se dirige a unos árboles con sus copas, conforme al recuadro B de la fotografía N°1, y en a la posterior a la pasada de la aeronave, se observa que lo arboles están sin sus copas, conforme al recuadro C de la fotografía N°14.



FOTOGRAFIA N°14



FOTOGRAFÍA N°14

El video tomado por el observador en tierra también proporcionó información acústica para estimar las RPM de la hélice y la velocidad de la aeronave durante el intento de paso de la caída de agua. La aeronave pasó casi directamente sobre el observador, conforme a la fotografía N°15, proporcionó una señal acústica de la frecuencia de paso de las palas de la hélice (FPA). Al pasar por el observador, donde el nivel de presión sonora de la hélice es más alto, la FPA fue de aproximadamente 142 Hz, lo que equivale a aproximadamente 1704 RPM (la potencia del motor es 1700 RPM). A medida que la aeronave se aleja del observador y se dirige a la zona de caída, la frecuencia cambia del efecto Doppler a aproximadamente 119 Hz, lo que sugiere que la velocidad de la aeronave fue de aproximadamente 130 KTAS. El ruido generado por el impacto de la aeronave contra el árbol también es evidente en el espectrograma.

Código PROP patentado por Hartzell, se utilizó el software de diseño y análisis PROP CODE, propiedad de Hartzell, para estimar la potencia absorbida por este modelo de hélice, utilizando un rango estimado de ángulo de pala de 22,8° a 25°, 1700 RPM, 130 KTAS y 900 pies sobre el nivel del mar (MSL) en condiciones ambientales de ISA+4 °C.

A 25°, la potencia estimada es de 1574 SHP, o 4862 ft-lb de torque, generando 2990 lb de empuje. Con un ángulo de pala de 22,8°, la estimación es de 1236 SHP, o 3818 ft-lb de torque, generando 2425 lb de empuje, conforme al imagen N°2



FOTOGRAFÍA N°14

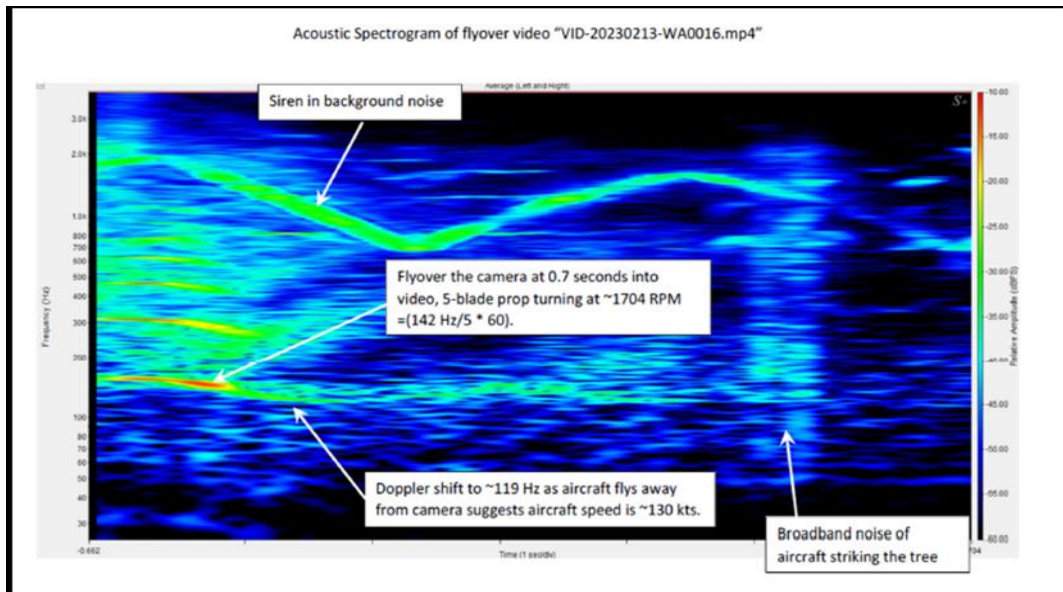


IMAGEN N°6

**ESTADO DE LA INVESTIGACIÓN:**

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