



# INFORME FINAL DE INVESTIGACIÓN ACCIDENTE DE AVIACIÓN N°1989-22

Accidente de aviación que afectó a una aeronave fabricada por Cessna, modelo 152, en el Fundo las Tinajas, comuna de Melipilla, Región Metropolitana de Santiago, el día 25 de mayo del 2022.

## Antecedentes

---

*LA METODOLOGÍA DE LA INVESTIGACIÓN CONSIDERA LAS NORMAS Y MÉTODOS RECOMENDADOS (SARPS) ESTABLECIDOS EN EL ANEXO 13, "INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES DE AVIACIÓN", AL CONVENIO DE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL, Y LO ESTABLECIDO EN EL "REGLAMENTO DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN" (DAR-13), 3RA. EDICIÓN, APROBADO POR DECRETO SUPREMO Nº 302 DE FECHA 20 DE OCTUBRE DE 2020, PUBLICADO EN EL DIARIO OFICIAL EL 12 DE FEBRERO DE 2021.*

*LA TÉCNICA UTILIZADA Y LOS PROCEDIMIENTOS INVESTIGATIVOS, ESTÁN ORIENTADOS A LA 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.*

## Contenido

---

Datos Generales .....	1
Antecedentes .....	2
Lista de abreviaturas y términos .....	5
Reseña del suceso .....	6
1. Información Factual.....	6
1.1 Antecedentes del vuelo .....	6
1.2 Lesiones de personas.....	7
1.3 Daños a la aeronave.....	7
1.4 Otros daños.....	7
1.5 Información sobre la Tripulación.....	7
1.5.1 Piloto al mando (PM) .....	7
1.6 Información de aeronave .....	8
1.6.1 Información general .....	8
1.6.2 Motor .....	8
1.6.3 Hélice .....	8
1.6.4 Mantenimiento .....	8
1.6.5 Combustible .....	10
1.6.6 Documentación a bordo .....	10
1.6.7 Carga de la aeronave .....	10
1.7 Información meteorológica.....	10
1.8 Ayudas para la navegación .....	11
1.9 Comunicaciones .....	11
1.10 Registradores de vuelo.....	11
1.11 Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto .....	11
1.11.1 Inspección al sitio del suceso .....	11
1.11.2 Inspecciones a la aeronave.....	13
1.12 Información médica y patológica .....	18
1.13 Incendios .....	18
1.14 Aspectos de supervivencia .....	18
1.15 Ensayos e investigación.....	18
1.15.1 Inspección .....	18
1.15.2 Inspección al motor .....	18
1.15.3 Inspección mediante método “Líquidos Penetrantes Fluorescentes” .....	21
1.15.4 Inspección realizada mediante método Partículas Magnéticas Fluorescentes al Cigüeñal ...	22

1.16	Información sobre organización y gestión.....	23
1.17	Información adicional.....	23
1.17.1	Relato del alumno Piloto al mando (extracto).....	23
1.17.2	Información técnica.....	24
1.18	Técnicas de investigaciones útiles o eficaces .....	25
2.	Análisis.....	25
3.	Conclusiones.....	27
4.	Causas/Factores Contribuyentes.....	28
4.1	Causa.....	28
4.2	Factores Contribuyentes .....	28
5.	Recomendaciones sobre seguridad operacional.....	28

## Lista de abreviaturas y términos

---

CG	Centro de gravedad
CMA	Centro de Mantenimiento Aeronáutico
DGAC	Dirección General de Aeronáutica Civil
FAA	Federal Aviation Administration
PV	Peso vacío
PMD	Peso máximo de despegue
UTC	Tiempo universal coordinado

El suceso de aviación ocurrido con fecha 25 de mayo del 2022, que afectó a un alumno piloto, al mando de la aeronave marca Cessna, modelo 152, en un vuelo de navegación aérea, como parte de un vuelo de instrucción, durante el cual el motor de la aeronave se detuvo en vuelo, debiendo aterrizar de emergencia en un terreno, desplazándose sobre este para finalmente detener su avance contra unos árboles ubicados en su trayectoria e incendiarse.

A consecuencia de lo anterior, el alumno piloto resultó con lesiones leves y la aeronave destruida.

## 1. Información Factual

---

### 1.1 Antecedentes del vuelo

El día 25 de mayo del 2022, un alumno piloto de avión, al mando de una aeronave marca Cessna, modelo 152, despegó desde el Aeródromo de Melipilla (SCMP) comuna de Melipilla, Región Metropolitana de Santiago, para efectuar un vuelo de instrucción de navegación aérea solo.

Posteriormente al encontrarse vertical el cruce “Las Arañas”, nivelado a 3.500 pies, en dirección al Aeródromo Rapelhuapi, de acuerdo con lo señalado por el alumno piloto, se percibió humo en la cabina, por lo cual efectuó un viraje para dirigirse al sector “El Alba”.

Durante el vuelo, el motor de la aeronave comenzó con vibraciones y luego el alumno piloto habría sentido una explosión, deteniéndose el motor en vuelo.

Ante esta situación, al alumno piloto procedió a realizar un aterrizaje de emergencia en un fondo del sector, desplazándose la aeronave sobre éste para finalmente detener su avance contra unos árboles ubicados en su trayectoria e incendiarse.

A consecuencia de lo anterior, el alumno piloto resultó con lesiones leves y la aeronave destruida.

## 1.2 Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total	Otros
<b>Mortales</b>				
<b>Graves</b>				
<b>Menores</b>	1		1	
<b>Ninguna</b>				
<b>Total</b>	1		1	

## 1.3 Daños a la aeronave

**Alas:** Múltiples abolladuras, zona de la raíz destruida por acción del fuego

**Empenaje:** Lado izquierdo del borde de ataque y sección de piel inferior del estabilizador horizontal con abolladura.

**Cabina y fuselaje:** Destruídos por acción del fuego.

**Tren de aterrizaje:** conjunto de rueda izquierda desprendido del tren principal y con evidencia de exposición al fuego, tren de nariz desprendido de la aeronave.

**Motor:** Cilindro N°2 de motor desprendido del block, dos de sus pernos prisioneros (Stud) cortados, el cárter fracturado en la zona superior y frontal; bancada, ductos de admisión y escape deformados y fracturados, accesorios ubicados en la zona del cortafuego con evidencia de exposición al fuego.

**Hélice:** Ambas palas deformadas.

## 1.4 Otros daños

No aplica.

## 1.5 Información sobre la Tripulación

## 1.5.1 Piloto al mando (PM)

<b>Edad</b>	26 años	
<b>Nacionalidad</b>	Chilena	
<b>Tipo de licencia</b>	Alumno Piloto de Avión	
<b>Habilitaciones</b>	<b>Clase</b>	N/A
	<b>Tipo</b>	N/A
	<b>Función</b>	N/A
<b>Examen médico</b>	<b>Vigente</b>	Si
	<b>Apto</b>	Si
<b>Sucesos anteriores</b>	No registra	

Experiencia	Horas de vuelo
<b>Total</b>	63:40
<b>En el material</b>	63:40
<b>El día del suceso</b>	01:30
<b>60 días previos</b>	07:50
<b>90 días previos</b>	14:20

## 1.6 Información de aeronave

### 1.6.1 Información general

<b>Aeronave</b>	Avión	
<b>Fabricante</b>	Cessna	
<b>Modelo</b>	152	
<b>N° Serie</b>	15280722	
<b>Año Fabricación</b>	1978	
<b>Horas de vuelo</b>	7.941,29	
<b>Pesos Certificados</b>	<b>PV</b>	1.204,16
	<b>PMD</b>	1.670,00
<b>Última inspección</b>	Inspección de 100 horas 18-04-2022 a las 7.885,29	

### 1.6.2 Motor

<b>Fabricante</b>	Lycoming
<b>Modelo</b>	O-235-L2C
<b>Número de Serie</b>	L-16754-15
<b>Última inspección</b>	Inspección de 100 horas 18-04-2022 a las 440,29

### 1.6.3 Hélice

<b>Fabricante</b>	Mc Cauley
<b>Modelo</b>	1A103/TCM 6958
<b>Número de Serie</b>	771659
<b>Última inspección</b>	Inspección de 100 horas 18-04-2022

### 1.6.4 Mantenimiento

El operador demostró que cumplía con el Programa mantenimiento aprobado por la Dirección General de Aeronáutica Civil (DGAC) y la normativa aeronáutica, en un Centro de Mantenimiento Aeronáutico (CMA) autorizado, habilitado y vigente en la marca y modelo de aeronave.

Los Registros de Mantenimiento de la aeronave, motor y hélice tenidos a la vista, no presentaban observaciones que estuvieran relacionadas con el suceso investigado.

El 18 de abril del 2022 a las 7.885,29 horas de servicio de la aeronave, y 56,0 horas de servicio del motor, previo al suceso investigado, se dio término a la inspección de 100 horas de avión y motor. El CMA certificó que los trabajos se realizaron en forma satisfactoria y que la aeronave se encontraba en condiciones para retornar al servicio.

Una revisión de la bitácora del motor permitió establecer que con fecha 24 de mayo del 2021 se instaló un motor Lycoming modelo O-235-L2C en la aeronave, en condición servible, su 8130-3 (Tarjeta de Aprobación de Aeronavegabilidad FAA) certificaba que con fecha 14 de abril del 2021, el motor había sido sometido a un overhaul, retornando al servicio con 0,0 horas (TSO) y un tiempo de operación desde nuevo 13.885,27 horas (TSN). A la fecha del suceso había operado 496,29 horas en la aeronave. (ver imagen N°1).

1. Approving Civil Aviation Authority/Country: FAA/United States		2. <b>AUTHORIZED RELEASE CERTIFICATE</b> FAA Form 8130-3, AIRWORTHINESS APPROVAL TAG				3. Form Tracking Number: 46612
4. Organization Name and Address: AIRMARK OVERHAUL, INC. • 6801 N.W. 29 <sup>TH</sup> AVENUE • FT. LAUDERDALE, FL 33309 (H4R2833)				5. Work Order/Contract/Invoice Number: W/O: 46612		
6. Item: 001	7. Description: ENGINE	8. Part Number: O-235-L2C	9. Quantity: 1/EA	10. Serial Number: L-16754-15	11. Status/Work: OVERHAULED	
12. Remarks:  THIS TEXTRON LYCOMING ENGINE WAS OVERHAULED, TESTED AND CERTIFIED ONLY IN ACCORDANCE WITH TEXTRON LYCOMING OVERHAUL MANUAL 60294-7, REV. #14. SEE FULL DETAILS OF WORK AND A.D.'s CARRIED OUT PER WORK ORDER NUMBER 46612.  TOTAL TIME: 13,885.27 HOURS TIME SINCE MAJOR OVERHAUL: 0.0 HOURS						
13a. Describe the item identified above were manufactured in conformity with: <input type="checkbox"/> Approval/Design data used as a condition for sale/operation. <input type="checkbox"/> New approval data/data specified in Block 12.				13b. <input checked="" type="checkbox"/> 14 CFR 435 Rules in force. <input type="checkbox"/> Other regulation specified in Block 13. Certifies that repair/alteration specified in Block 12, the work identified in Block 11 and described in Block 12 was accomplished in accordance with Title 14, Code of Federal Regulations, part 43 and so report to that work, the item is approved for return to service.		
13c. Authorized Signature:		13d. Approval/Authorization No.:		14a. Authorized Signature: 		14b. Approval/Certification No.: H-462833
13e. Name (Typed or Printed):		13f. Date (dd/mm/yyyy):		14c. Name (Typed or Printed): DAVID WILLIAMS		14d. Date (dd/mm/yyyy): 14/APR/2021
<b>User/Installer Responsibilities</b>						
It is important to understand that the existence of this document alone does not automatically constitute authority to install the aircraft engine/propeller/article. Where the over/installer performs work in accordance with the national regulations of an airworthiness authority different than the airworthiness authority of the country specified in Block 1, it is essential that the over/installer ensure that higher airworthiness authority accepts aircraft engine(s)/propeller(s)/article(s) from the airworthiness authority of the country specified in Block 1. Statements in Blocks 13a and 14a do not constitute installation certification. In all cases, aircraft maintenance records must contain an installation certification issued in accordance with the national regulations by the over/installer before the aircraft may be flown.						
FAA Form 8130-3 (02-14)				NSN: 0052-60-012-4005		

Imagen N°1: 8130-3 Tarjeta de Aprobación de Aeronavegabilidad.

Con fecha 14 de marzo del 2022 y 123,79 horas antes del suceso investigado, se registró el cumplimiento del procedimiento para determinar la condición de la guía de la válvula de escape de los cilindros de motor cada 400 horas, en cumplimiento al Boletín de Servicio Mandatorio Lycoming 388C, encontrándose sin observaciones.

La bitácora de la aeronave fue encontrada entre los restos de la aeronave, pero destruida por la acción del fuego.

### 1.6.5 Combustible

Ambos estanques de combustible resultaron destruidos por el impacto y posterior incendio no quedando combustible en la aeronave.

Se obtuvo una muestra de combustible desde lugar donde efectuó su último carguío para ser enviado a análisis en un laboratorio especializado.

De acuerdo con lo informado por el laboratorio, la muestra enviada correspondía a combustible de aviación AVGAS 100LL, cumpliendo con la norma ASTM D 910-21.

### 1.6.6 Documentación a bordo

Documentación	Condición
<b>Certificado de Matrícula</b>	Aeronave Registrada/ Destruído por el incendio
<b>Certificado de Aeronavegabilidad</b>	Vigente/ Destruído por el incendio
<b>Manual de vuelo</b>	Destruído por el incendio
<b>Bitácora de vuelo</b>	Destruída por el incendio

### 1.6.7 Carga de la aeronave

De acuerdo con los antecedentes entregados por el piloto al mando, el peso de la aeronave al momento del despegue era de:

<b>Pesos</b>	<b>PV</b>	1.204,16 libras
	<b>Piloto</b>	191 libras
	<b>Carga</b>	--
	<b>Combustible</b>	274,3 libras
	<b>Peso al despegue</b>	1.669,76 libras
	<b>PMD</b>	1.670,00 libras
<b>Centro de gravedad</b>	<b>Límites</b>	(+32,65) to (+36,5) pulgadas
	<b>CG al momento del suceso</b>	33,34 (Dentro de la envolvente)

### 1.7 Información meteorológica

El informe técnico operacional N° 183/22, entregado por el subdepartamento de climatología y meteorología aplicada de la DGAC informó que:

El día 25 de mayo de 2022, entre las 15:00 hora local y las 18:00 hora local, en el sector de Las Tinajas, comuna de Melipilla, Región Metropolitana, la configuración en superficie fue margen anticiclónico débil.

De acuerdo con lo observado en las imágenes de satélite, a la hora de interés, el cielo se presentó con escasa nubosidad.

De acuerdo con la información de reanálisis NCAR/UCAR de las 14:00 hora local del día 25 de mayo de 2022, se aprecia que la temperatura del aire varió de los 18 °C hasta 22 °C, en el nivel de 1000 hPa (170 metros aprox.).

De acuerdo con la información de reanálisis NCAR/UCAR de las 14:00 hora local del día 25 de mayo de 2022, se aprecia que la dirección del viento osciló de viento variable a dirección del Oeste; cuyas intensidades que variaron de los 2 nudos a 6 nudos (3.7 km/h a 11.1 km/h), en el nivel de 1000 hPa (170 metros de altura aprox.). Cabe destacar que los datos de reanálisis son datos de referencia.

#### 1.8 Ayudas para la navegación

No aplicable.

#### 1.9 Comunicaciones

No aplicable.

#### 1.10 Registradores de vuelo

No aplica

#### 1.11 Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto

##### 1.11.1 Inspección al sitio del suceso

El equipo investigador concurrió al sitio del suceso, ubicado en el Fundo las Tinajas, comuna de Melipilla, Región Metropolitana, a 24 kilómetros al suroeste del Aeródromo de Melipilla (SCMP), en las coordenadas 33°49'48.9" Latitud Sur, 71°22'34.2" Longitud Oeste, con una elevación de 106 metros (347 pies). (imagen N°2)



Imagen N°2: Sitio del suceso.

La aeronave tuvo un primer contacto contra el terreno con su tren principal y de nariz para posteriormente quedar en su posición final a 18 metros aproximadamente del primer contacto, quedando en posición nariz abajo, para posteriormente incendiarse (fotografía N°1).



Fotografía N°1: Posición final de la aeronave

El terreno correspondía a una zona de cultivo de consistencia blanda relativamente plano con elevaciones con poca pendiente, al final de la trayectoria había un grupo de árboles que detuvieron el avance de la aeronave impidiendo su caída a un canal seco ubicado detrás de los árboles.

#### 1.11.2 Inspecciones a la aeronave.

El equipo investigador con apoyo del operador de la aeronave efectuó una inspección visual y fijación fotográfica a los restos de la aeronave estableciendo lo siguiente:

La aeronave se encontró en posición nariz abajo con el empenaje y parte del cono de cola apoyado en el follaje de un grupo de árboles existentes en el lugar, ambas alas estaban sobre el terreno con múltiples abolladuras y afectadas por el fuego. La cabina y parte del fuselaje destruidas por el fuego.

Entre los restos de la aeronave se logró identificar el manual de vuelo de la aeronave y la bitácora de vuelo parcialmente destruidos por acción del fuego, además, una lista de verificaciones, en buen estado.

La cabina se encontró totalmente quemada y se evidenciaban los cables de las superficies de control de vuelo unidos a sus respectivas superficies.

El ala izquierda con múltiples abolladuras, su punta de ala deformada con su carenado desprendido, la zona de la raíz se encontró quemada y fundida por acción del fuego.

El ala derecha con múltiples abolladuras con evidencia de acción del fuego sobre su superficie y la zona de la raíz se encontró quemada y fundida.

El alerón izquierdo, deformado en su parte central y sujeto de sus puntos de amarre.

El alerón derecho, sujeto de sus puntos de amarre sin evidencia de deformaciones.

Los flaps izquierdo y derecho estaban sujetos a sus puntos de amarre, con fracturas, deformaciones y con evidencia de exposición al fuego en posición abajo.

El empenaje de la aeronave se encontraba completo, el timón de dirección y el elevador en buen estado, la zona media del fuselaje con evidencia de haber sido afectada por el fuego (Fotografía N°2).



Fotografía N°2: Empenaje de la aeronave

La zona inferior y lateral del fuselaje (sección de cola) mostraba evidencia de residuos de aceite (Fotografía N°3).



Fotografía N°3: Sección de cola

Se verificó la operación de las superficies de control de vuelo (timón de dirección, elevador y alerones) a través del accionamiento manual de sus cables de control desde la posición

de la cabina permitiendo el movimiento de estas. Las barras de control de flaps se encontraban trabadas por su deformación y fracturas no permitiendo su accionamiento.

Los paneles de instrumentos fueron totalmente consumidos por el fuego, al igual que los equipos de comunicaciones y navegación.

Ambos estanques de combustible presentaban deformaciones, fracturas y afectados por el fuego.

El tren de aterrizaje derecho permanecía unido a los restos de la aeronave, con su conjunto de rueda completo sin evidencia de haber sido afectado por el fuego. La pierna del tren de aterrizaje izquierdo también estaba unida a los restos de la aeronave, faltando el conjunto de rueda, el que se encontró completo y quemado en un canal ubicado detrás de los árboles donde quedó la aeronave.

La pierna de nariz con su conjunto de rueda se encontró en la trayectoria del primer contacto de la aeronave contra el terreno, a 6 metros aproximadamente antes de los restos de la aeronave (Fotografía N°4).



Fotografía N°4: Tren de aterrizaje de nariz.

El motor permanecía bajo los restos de la cabina en posición invertida cubierto de tierra, posición en que quedó posterior al impacto. Inicialmente antes del incendio la aeronave quedó en posición nariz abajo apoyada sobre el cono de hélice (spinner) y la hélice. El conjunto de motor y sus accesorios en su mayoría no fueron dañados por el fuego.

Se verificó el sistema de encendido del motor de la aeronave encontrando ambos magnetos bien afianzados, al igual que las bujías; el arnés de encendido permanecía conectado a las bujías y magnetos.

La tapa de carguío de aceite se encontraba instalada y bien afianzada (Fotografía N°5).



Fotografía N°5: Tapa de carguío de aceite instalada.

El radiador de aceite ubicado frente al cilindro N°2, en buen estado sin evidencia de golpes, desplazamiento, deformaciones y/o filtraciones, sus mangueras con sus niples apretados, el filtro de aceite bien afianzado con su frenadura instalada con evidencia de exposición al fuego (Fotografía N°6 y 7).



Fotografía N°6 y 7: Radiador de aceite y filtro de aceite.

Parte del carburador se encontró destruido, desprendido del motor y afectado por el incendio, la parte que quedó unida al motor estaba conectada al cable control del acelerador (Fotografía N°8).



Fotografía N°8: Cable de control del acelerador.

Los cables de control de motor (mezcla y acelerador) y sus perillas de control en la cabina estaban quemadas y fundidas no permitiendo su movimiento.

El cilindro N°2 de motor se encontró desprendido del block (crankcase), fracturado en la zona superior y frontal, dos de sus pernos de soporte estaban fracturados frente a las varillas alza válvula de admisión y escape (Fotografía N°9)



Fotografía N°9: Cilindro N°2 con block fracturado.

Se desmontaron las bujías superiores e inferiores encontrándose con residuos propios de la combustión del combustible durante el funcionamiento del motor.

Se desmontaron los filtros de aceite principal y de succión (malla metálica) no encontrando evidencia de partículas metálicas. Al retirar el tapón del cárter solo se drenó residuos de aceite.

Ambas palas de la hélice se encontraban deformadas con evidencia de baja energía rotacional, con su cono de hélice (spinner) deformado por aplastamiento (Fotografía N°10).



Fotografía N°10: Hélice de la aeronave.

#### 1.12 Información médica y patológica

No aplicable.

#### 1.13 Incendios

Posterior al impacto contra el terreno y una vez que la aeronave se detuvo para quedar en posición vertical nariz abajo, se pudo observar en el área de motor evidencia del incendio que consumió por completo la cabina, parte del fuselaje, la raíz de ambas alas y ambos estanques de combustible.

#### 1.14 Aspectos de supervivencia

El alumno piloto, abandonó la aeronave por sus propios medios.

Los elementos de protección personal (arneses y cinturones de seguridad), quedaron destruidos por el fuego.

El equipo ELT se encontró quemado, no permitiendo determinar su condición operativa.

#### 1.15 Ensayos e investigación

##### 1.15.1 Inspección

##### 1.15.2 Inspección al motor

En un Centro de Mantenimiento Aeronáutico, se efectuó una inspección al conjunto del block de motor perteneciente a la aeronave identificado como Casting #74120 Serie Match #1296, particularmente y en detalle la superficie de fractura de la pared, zonas adyacentes y los pernos de base del cilindro N°2 cortados, observándose lo siguiente:

#### **Fractura en la PARED DEL BLOCK.**

La superficie de fractura es predominantemente granulosa y mate (típico de aluminio fundido), que confluirían a la parte superior del block, donde está marcada una grieta detectada por NDT.

Se observan algunas áreas de brillo de poca extensión, que corresponderían a grietas de fatiga preexistentes. Algunas de estas áreas de brillo están en zonas de fracturas del material detectadas por NDT.

El inicio de fractura del material estaría localizado en la parte superior del block, detrás del alojamiento de taqué trasero del cilindro N°2, en una grieta de fatiga preexistente (aproximadamente 3,000 pulgadas de largo y 0,200 pulgadas de profundidad) iniciada en la superficie exterior de la pared y emergiendo por la superficie interior. A partir de esta grieta de fatiga, se habría propagado una ruptura frágil que circundó la base del cilindro N° 2, desprendiendo el fragmento de pared. Esta ruptura frágil se vio facilitada, en su propagación, por la presencia de otras grietas de fatiga preexistentes (Fotografías N°11 y 12).

No hay huellas de deformación plástica ni otros indicadores de comportamiento dúctil.

Hay huellas de golpes (deformaciones, aplastamientos, etc.) que dificultan el examen.

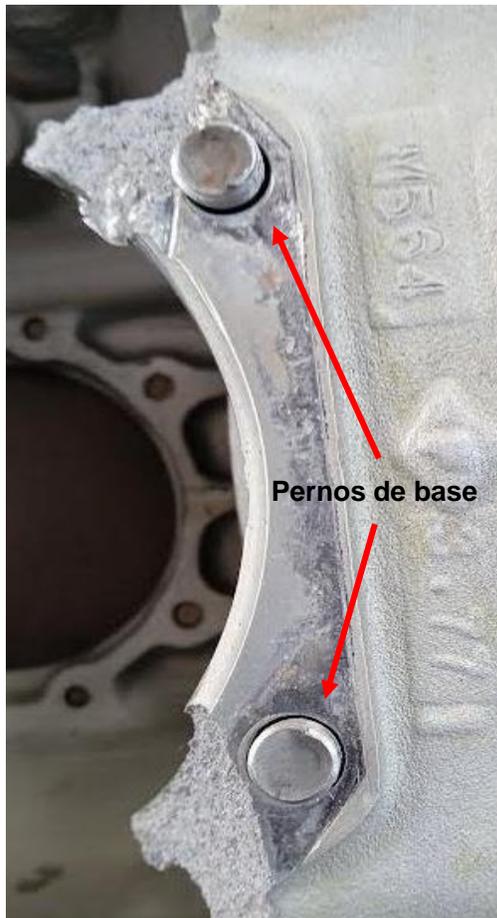


Fotografías N°11 y 12: Parte superior del block.

### Fractura en los pernos de base del cilindro N°2.

Las fracturas seccionan los vástagos de los pernos en forma transversal. Son superficies planas, lisas y perpendiculares al eje del perno. Son rupturas en tracción, predominantemente frágiles, con un borde dúctil de aproximadamente 10% en el perno superior y 5% en el inferior. No hay deformación plástica significativa ni otros indicadores de comportamiento dúctil, aparte de los bordes de fractura antes mencionados.

El inicio de fractura se localiza en el fondo de hilo, que actuó como concentrador de esfuerzos (Fotografía N°13).



Fotografía N°13: Pernos de base fracturados.

### ANÁLISIS DE RESULTADOS

La ruptura estudiada fue principalmente causada por una sobrecarga de empuje del cilindro hacia afuera.

La ruptura de la pared del block y el corte de pernos de base son dos etapas sucesivas de un mismo acontecimiento, es decir, no son dos hechos separados.

La presencia de grietas de fatiga preexistentes en la pared del block facilitó la ruptura. Una de ellas actuó como iniciadora de la fractura frágil y otras ayudaron a la propagación de grieta.

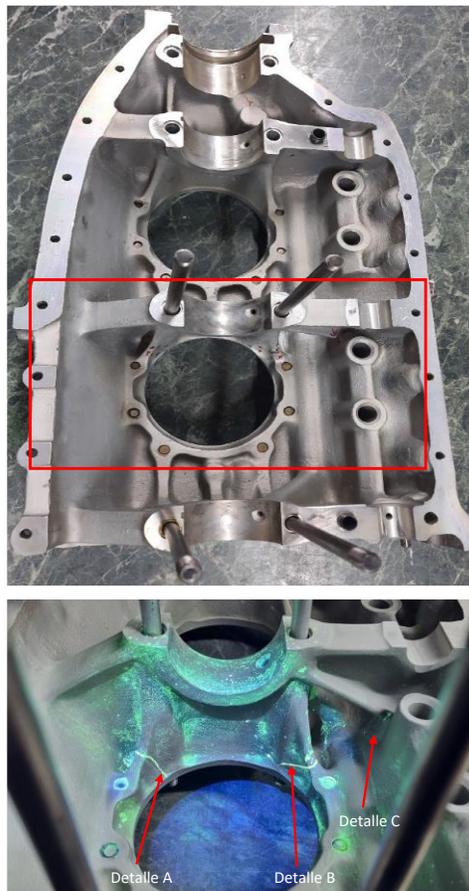
La propagación de la ruptura frágil de la pared del block habría sido facilitada por la presencia de otras grietas de fatiga preexistentes.

### 1.15.3 Inspección mediante método “Líquidos Penetrantes Fluorescentes”

El conjunto Block de motor número de identificación Casting #74120 Serie Match #1296, fue sometido a una inspección por “Líquidos Penetrantes Fluorescentes” en un taller especializado obteniendo los siguientes resultados:

#### **Cara del block correspondiente a los cilindros N°1 y 3.**

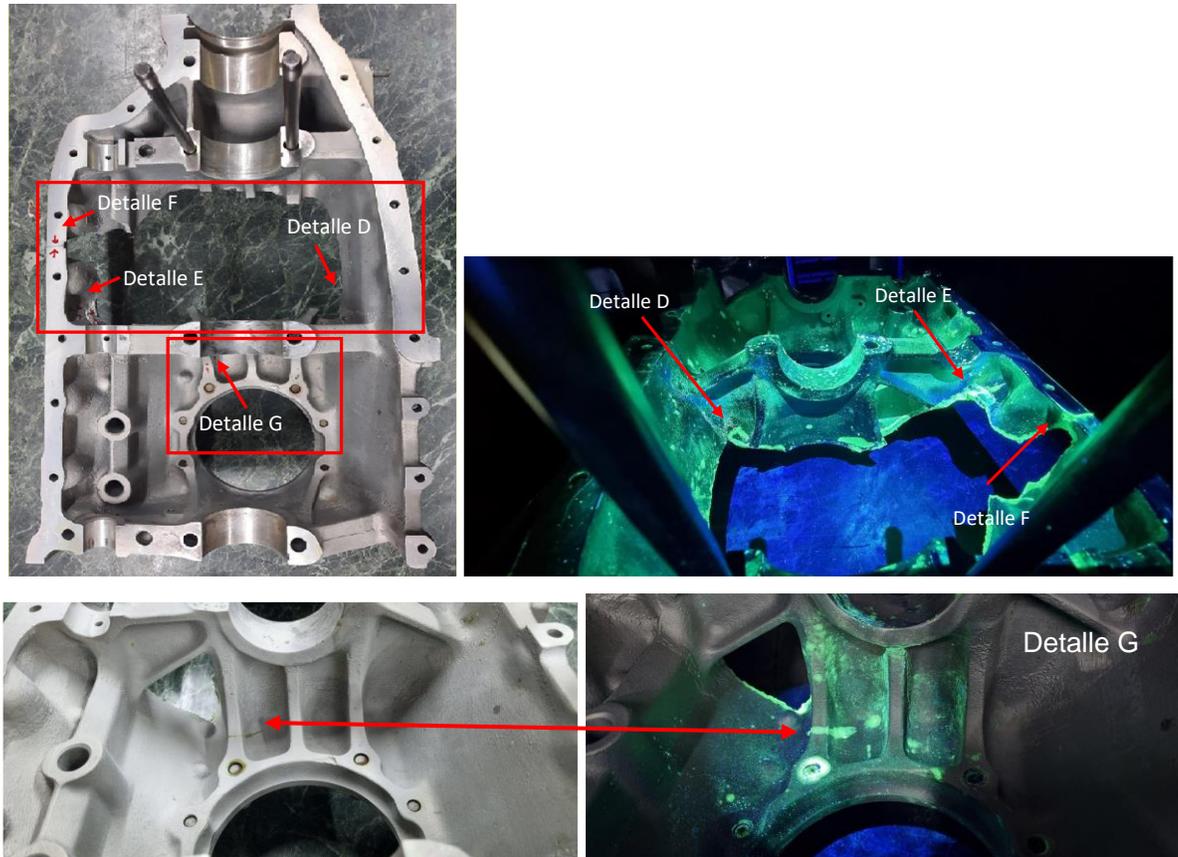
Evidencia de tres indicaciones de grietas, ubicadas en zonas de refuerzos en bancada central del cigüeñal. Estas se visualizan por la cara interna del block, en el área de alojamiento del cilindro N°3 (Fotografías N°14 y 15).



Fotografías N° 14 y 15: Cara del block con evidencia de grietas.

### Cara del block correspondiente a los cilindros N°2 y 4.

Presenta fractura en sector de asentamiento del cilindro N°2. Adicional a este defecto, se efectuó inspección por líquidos penetrantes, para verificar posibles indicaciones de grietas en otras áreas de la cara del block 2-4. En este proceso, se detectaron tres indicaciones de grietas en las áreas del borde provocado por la fractura y una indicación de grieta, ubicada en el refuerzo central superior de la bancada central del cigüeñal. Esta se visualiza en cara interior block zona del cilindro N°4 (Fotografías N°16, 17, 18 y 19).



Fotografía N°16, 17, 18 y 19: Detalles D, E, F y G evidencian presencia de grietas.

#### 1.15.4 Inspección realizada mediante método Partículas Magnéticas Fluorescentes al Cigüeñal

Las áreas inspeccionadas, no evidencian indicaciones de grietas en la superficie, sin embargo, se visualiza una coloración azulada en las zonas de los puños de bancadas de motor y bielas, atribuibles a un exceso de temperatura en dichas áreas (Fotografías N°20 y 21).



Fotografías 20 y 21: Evidencia de sobre temperatura en puños de biela y bancada.

#### 1.16 Información sobre organización y gestión

El alumno piloto se encontraba realizando el curso de piloto privado, bajo un programa de entrenamiento de una escuela de vuelo, aprobada por la autoridad aeronáutica.

#### 1.17 Información adicional

##### 1.17.1 Relato del alumno Piloto al mando (extracto)

El alumno piloto señaló que al momento de estar vertical cruce Las Arañas a 3.500 pies en dirección a Rapelhuapi y posteriormente a Viña Sutil, aproximadamente de 2 a 3 millas náuticas, pasado ese punto, habría empezado a oler humo en la cabina y decidió hacer un viraje de 360° en dirección a El Alba, y en el momento que volaba recto y nivelado se habría comunicado con un instructor de vuelo para comentarle lo que había pasado. Posterior a esa comunicación, comenzó a sentir vibraciones en el motor y una explosión. El instructor de vuelo le habría indicado al alumno piloto que mantuviera la mezcla rica, potencia al máximo, aire al carburador abierto, no mejorando la condición del motor. En ese momento el instructor de vuelo le indicó al alumno piloto que localizara un campo, una parcela o potrero para aterrizar de emergencia. En ese momento el alumno piloto observó un campo,

al cual aproximó para realizar el aterrizaje de emergencia, bajando los flaps para poder controlar la velocidad, aplicando el procedimiento de emergencia, aterrizando forzosamente.

### 1.17.2 Información técnica

#### LYCOMING OPERATOR'S MANUAL SECTION 1

#### O-235 AND O-290 SERIES

#### DESCRIPCIÓN

Los motores Lycoming de las series O-235, O-290-D y O-290-D2 son de cuatro cilindros, de transmisión directa, modelos horizontalmente opuestos, de cárter húmedo y enfriados por aire.

Al referirse a la ubicación de los distintos componentes del motor, las piezas se describen en su relación al motor instalado en fuselajes convencionales. Por lo tanto, el extremo de la toma de fuerza se considera el frente y la sección de transmisión de accesorios en la parte trasera. La sección del sumidero se considera el fondo y el lado opuesto del motor, donde se encuentran los tubos de la cubierta, es la parte superior. Las referencias al lado izquierdo y derecho del motor son realizadas con el observador mirando desde la parte trasera del motor. Así, el cilindro delantero de la margen izquierda es el número 2 y el cilindro trasero es el número 4. El cilindro delantero de la margen derecha es el número 1 y el cilindro trasero es el número 3.

La dirección de rotación del cigüeñal, visto desde el extremo de la caja de accesorios del motor, es en el sentido de las agujas del reloj.

Cárter: el conjunto del cárter consta de dos piezas fundidas de aleación de aluminio reforzadas divididas en el centro de la línea del motor y están sujetos entre sí mediante pernos y tuercas. Las superficies de contacto del cárter están unidas sin el uso de una junta, y los orificios del cojinete principal están mecanizados para el uso de cojinetes de precisión.

Cilindros: los cilindros son de construcción convencional enfriados por aire con las dos partes principales, la cabeza y la cámara de combustión, las que se mantienen unidas por medio de pernos. Las cabezas de los cilindros están fabricadas en una aleación de aluminio, la cámara de combustión es mecanizada en acero al cromo, níquel y molibdeno.

Las piezas forjadas con aletas de enfriamiento están rectificadas y pulidas hasta obtener un acabado específico.

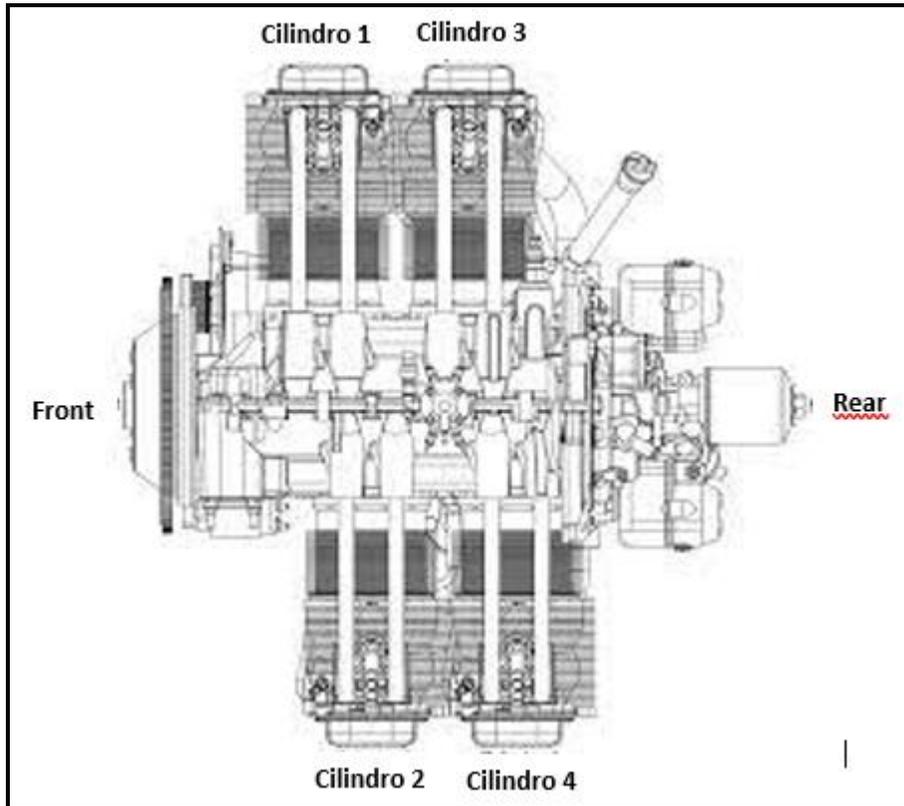


Imagen N°2: Vista superior motor Lycoming O-235

#### 1.18 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces

No aplicable.

#### 2. Análisis

---

El alumno piloto al mando mantenía vigente la licencia y habilitaciones requeridas para la operación de la aeronave, por lo cual, no presentaba observaciones en este sentido.

La revisión de los registros de aeronavegabilidad continuada tenidos a la vista permitieron establecer que el operador cumplía con el Programa de Mantenimiento aprobado por la autoridad aeronáutica en un CMA autorizado, habilitado y vigente en la marca y modelo de aeronave, lo cual no evidenció la existencia de observaciones que hubieran contribuido al suceso investigado.

La aeronave estaba con su certificado de aeronavegabilidad vigente al momento del accidente, por lo que en este sentido no se detectaron observaciones.

Las inspecciones a los sistemas de control de la aeronave no establecieron la existencia de factores de orden técnico o mecánico que hubiesen causado o contribuido al suceso investigado.

Las inspecciones efectuadas al motor de la aeronave permitieron establecer que el block se fracturó en el área de montaje del cilindro N°2, al igual que dos de los ocho pernos que mantienen unido el cilindro al motor, causando la pérdida de soporte del cilindro desde su base de fijación al conjunto motor.

Las fracturas del block, corte de los pernos prisioneros (Stud) y consiguiente pérdida de soporte del cilindro N°2 habrían causado las vibraciones y pérdida de potencia del motor reportadas por el alumno piloto, quien además manifestó que sintió una explosión, lo que impidió la normal operación del motor, y posterior aterrizaje de emergencia de la aeronave.

Las inspecciones efectuadas a los restos de la aeronave permitieron establecer la existencia de residuos aceitosos en el fuselaje de esta, evidenciando la pérdida de aceite y lubricación del motor durante su último vuelo, lo que habría tenido su origen en la fractura del block (crankcase) en el área de la base de soporte del cilindro N°2. Asimismo, la evidencia de sobre temperatura observada en los puños de biela y bancada del cigüeñal son concordantes con una pérdida de lubricación.

La inspección efectuada al block del motor permitió establecer que las fracturas existentes en la base de montaje del cilindro N°2 tenían un área de brillo, indicador de grietas por fatiga preexistentes, las que habrían propagado una ruptura frágil que circundó la base del cilindro, desprendiendo el fragmento de pared, lo que se habría visto facilitado, en su propagación, por la presencia de otras grietas de fatiga preexistentes.

La inspección a las fracturas de los pernos de soporte del cilindro N°2 estableció que estas son rupturas por tracción, predominantemente frágiles, sin deformación plástica significativa ni otros indicadores de comportamiento dúctil.

La inspección por el método de “Líquidos Penetrantes Fluorescentes” efectuada a ambas caras del block, evidenció la existencia de grietas en ambas caras, por lo que esto es concordante con la inspección que indica que la fractura tendría su origen en otras grietas de fatiga preexistentes.

En lo que se refiere a las grietas de fatiga preexistentes, no se pudo establecer cuando se produjeron; el motor se instaló con 0,0 horas de operación posterior a un overhaul con su respectiva Tarjeta de Aprobación de Aeronavegabilidad (8130-3), operando en la aeronave

un año y 496,29 horas, no habiendo encontrado registros de fallas previas que hayan advertido la falla que causó el suceso investigado.

Los daños encontrados en la aeronave y su motor son concordantes con la disminución de potencia relatada por el piloto, por la pérdida de soporte del cilindro N°2 del motor, pérdida de lubricación y posterior impacto contra el terreno.

En relación con la información meteorológica, no se observaron fenómenos meteorológicos que afectaran la operación, descartándose estos elementos como causantes o contribuyentes en el suceso.

### 3. Conclusiones

---

El alumno piloto al mando mantenía vigente la licencia de vuelo requerida para operar la aeronave en que ocurrió el suceso.

El operador cumplía con el Programa de Mantenimiento aprobado por la autoridad aeronáutica, en conformidad con la normativa vigente.

Los sistemas de control de la aeronave operaban correctamente hasta el impacto de la aeronave contra el terreno.

Las inspecciones especializadas efectuadas al block del motor (crankcase), evidenció la existencia de grietas de fatiga preexistentes.

Las grietas de fatiga preexistentes fueron el origen de una fractura frágil que circundó la base de soporte del cilindro N°2.

No se pudo establecer cuando se produjeron las grietas de fatiga preexistentes.

El motor se instaló con 0,0 horas de operación posterior a un overhaul con su respectiva Tarjeta de Aprobación de Aeronavegabilidad (8130-3).

La fractura del block, corte de los pernos prisioneros (Stud) y consiguiente pérdida de soporte del cilindro N°2 causó las vibraciones y pérdida de potencia del motor.

Los residuos aceitosos encontrados en el fuselaje son concordantes con la fractura del block.

Los daños observados en la aeronave fueron a consecuencia de la dinámica del suceso.

Las condiciones meteorológicas no fueron causantes o contribuyentes en el suceso.

#### 4. Causas/Factores Contribuyentes

---

##### 4.1 Causa

Detención del motor en vuelo debido a la fractura del block (crankcase) en el área de la base de soporte del cilindro N°2.

##### 4.2 Factor Contribuyente

Fracturas preexistentes en la base de montaje del cilindro N°2.

#### 5. Recomendaciones sobre seguridad operacional

---

Remitir a las partes interesadas, el resultado de la investigación, para fines de prevención.

Difundir el suceso investigado a través de los medios de comunicación de la Dirección General de Aeronáutica Civil, para fines de prevención como, asimismo, incluirlo en exposiciones, seminarios y/o talleres orientados a Centros de Mantenimiento respecto de las inspecciones que se efectúan a este tipo de motores.

A los operadores de este tipo de motores, estudiar la conveniencia de realizar un programa de inspecciones en la zona del block (crankcase) en el área de la base de soporte de los cilindros, de manera de evitar posibles fracturas.