



DGAC
CHILE

DIRECCIÓN GENERAL DE AERONÁUTICA CIVIL
DEPARTAMENTO PREVENCIÓN DE ACCIDENTES

DPA

Departamento
Prevención de
Accidentes

INFORME FINAL ACCIDENTE DE AVIACIÓN Nº 1598CG

Aeronave : Avión Lavia PA-25 260.

Lugar : Aeródromo de Melipilla
(SCMP), Comuna de Melipilla,
Región Metropolitana

Fecha : 11 de noviembre del 2011.

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 Chicago publicado por la Organización de Aviación Civil Internacional (O.A.C.I.), y lo establecido en el "Reglamento sobre Investigaciones de Accidentes e Incidentes de Aviación" (DAR-13), aprobado por Decreto Supremo N° 216 de fecha 03 de diciembre del 2003.

DESCRIPCIÓN DEL ACCIDENTE

El día 11 de noviembre del año 2011, la aeronave marca LAVIA, modelo PA-25-260, matrícula , al mando del piloto Sr. , tuvo una falla de potencia de motor durante la carrera de despegue por la pista 08 del aeródromo de Melipilla (SCMP), saliéndose de ésta y quedando posada sobre su vientre en un terreno arado colindante al aeródromo. El piloto resultó ileso y la aeronave con daños.

1. INFORMACIÓN DE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

- 1.1.1. El día viernes 11 de noviembre del año 2011, siendo las 09:00 hora local aproximadamente, el piloto al mando de la aeronave , se presentó en el aeródromo de Melipilla (SCMP) para realizar un vuelo de aplicación aérea de fertilizante en un cultivo de paltos ubicado en la localidad de Pomaire.
- 1.1.2. De acuerdo a lo declarado por el piloto, realizó el prevuelo de la aeronave y drenaje de combustible, no encontrando observaciones, para posteriormente constatar que ésta tenía aproximadamente 113,6 litros de combustible de aviación (30 US Gal) en su estanque y cargar 350 litros de agua y producto fertilizante en el estanque destinado a los líquidos de fumigación.
- 1.1.3. A las 10:30 hora local aproximadamente, según lo relatado por el piloto, puso en marcha el motor de la aeronave verificando la normalidad de los parámetros

de motor y posteriormente al rodar hasta el cabezal de la pista 08, realizó las pruebas de motor correspondientes, no encontrando observaciones.

- 1.1.4. Durante la carrera de despegue por la pista 08, posterior a la rotación de la aeronave en el segundo tercio de ésta y encontrándose en vuelo a aproximadamente un metro de altura, tuvo una falla parcial de potencia de motor. Debido a que el piloto al mando consideró que no alcanzaba a detener la aeronave en la pista remanente y en vista que en su trayectoria había un canal de regadío, decidió no abortar el despegue e intentar sobrepasar dicho canal.
- 1.1.5. Una vez fuera de la pista, el tren de aterrizaje principal impactó contra el borde Este del canal de regadío, lo que provocó su fractura y desprendimiento. La aeronave finalizó posada sobre su vientre en un terreno arado colindante al aeródromo.
- 1.1.6. El piloto resultó ileso y la aeronave con daños en su estructura.

1.2. **LESIONES A PERSONAS**

LESIONES	Tripulación	Pasajeros	Otros	Total
Mortales	-	-	-	-
Graves	-	-	-	-
Menores	-	-	-	-
Ninguna	01	-	-	01
TOTAL	01	-	-	01

1.3. **DAÑOS SUFRIDOS POR LA AERONAVE**

Ver anexo "B" Informe Técnico.

1.4. **OTROS DAÑOS**

No hubo.

1.5. **INFORMACIÓN SOBRE LA TRIPULACIÓN**1.5.1. **Piloto:**

NOMBRE	
EDAD	42 años
R.U.T.	
LICENCIA	Piloto Comercial de Avión
HABILITACIONES	Clase: Monomotor Terrestre. Función: Vuelo Agrícola; Instructor de Vuelo.
REGISTRA ACCIDENTES / INCIDENTES.	Tipo: Incidente Fecha: 20/05/96 Matrícula: CC-CIJ Resolución Exenta N° 0865, de fecha 24 de mayo de 1996. <i>"Causa: Piloto efectuó un aterrizaje forzoso en un potrero, por agotamiento de combustible en vuelo."</i>
	Tipo: Accidente Fecha: 13/01/05 Matrícula: CC-CMA Resolución Exenta N° 01197, de fecha 09 junio de 2005. <i>"Causa: En las cercanías del aeródromo de Sta. Teresa del Almendral, Región Metropolitana, en circunstancias que despegaba desde el citado aeródromo tuvo una pérdida de potencia, aterrizando en un potrero a una milla al Sureste de este lugar."</i>

1.5.2. **Experiencia de Vuelo del Piloto**

ANTECEDENTES	HORAS DE VUELO
HRS. DE VUELO EN EL MATERIAL	1.500,0 horas.
HRS. DE VUELO 30 DÍAS PREVIOS	17,4 horas.
HRS. DE VUELO 60 DÍAS PREVIOS	38,9 horas.
HRS. DE VUELO 90 DÍAS PREVIOS	43,0 horas.
HRS. DE VUELO DÍA DEL ACCIDENTE	0,1 horas.
HRS. DE VUELO TOTALES	3.712,5 horas.

1.6. **INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE**1.6.1. **Antecedentes de la aeronave**

MARCA	LAVIA S.A.		
MODELO	PA25-260.		
NRO. SERIE	LA-260-10023.		
PESOS	Vacío 1.759 Libras.		Máximo de despegue 2.899 Libras.
CENTRO DE GRAVEDAD	DESDE PULGADAS	HASTA PULGADAS	PESO DESPEGUE
	+88,4	+92,5	Entre 1.793 lb y 2.900 lb.
	+85,6	+92,5	Hasta 1.793 lb.
PLAZAS AUTORIZADAS	Tripulación 01		
HORAS DE VUELO AL DÍA DEL SUCESO	140,5 horas, fuente Bitácora de la Aeronave.		
AÑO FABRICACIÓN	2010.		
ÚLTIMA INSPECCIÓN Especial de 30 días / 50 horas	FECHA 29-10-2011	HRS. VUELO 120,1	CMA
PROPIETARIO			
EXPLOTADOR			

1.6.2. **Antecedentes del motor**

MARCA	LYCOMING.
MODELO	O-540-G1A5.
NRO. SERIE	L-27130-40E.
T.S.N. (Time since new)	140,5 horas.
T.B.O. (Time between overhaul)	1.500 horas.
ÚLTIMO OVERHAUL	No aplicable, Motor nuevo.
TIPO DE ÚLTIMA INSPECCIÓN FECHA CMA EJECUTOR	50/100 horas. 03/07/2011.

1.6.3. **Antecedentes de la hélice**

MARCA	HARTZELL.
MODELO	HC-C2YK-1BF.
NRO. SERIE	CH45045B.
T.S.N. (Time since new)	140,5 horas.
T.B.O. (Time between overhaul)	2000 horas o 36 meses.
ÚLTIMO OVERHAUL	No aplicable, Hélice nueva.
ÚLTIMA INSPECCIÓN	100 horas / 11/02/11 / CMA HELIFIRE I
TIPO DE ÚLTIMA INSPECCIÓN FECHA CMA EJECUTOR	50/100 horas. 03/07/2011. N

1.6.4. **Documentación a bordo**

CERTIFICADO DE MATRÍCULA	Sin observaciones.
CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD	Sin observaciones.
MANUAL DE VUELO	Sin observaciones.
BITÁCORA DE VUELO	Sin observaciones.

Ver anexo "B", Informe Técnico.1.6.5. **Inspecciones**

- 1.6.5.1. El equipo investigador realizó una inspección visual y una fijación fotográfica de la trayectoria recorrida por la aeronave en la pista y fuera de ella, hasta su posición final.
- 1.6.5.2. Se fijó fotográficamente el avión y sus partes, para posteriormente inspeccionar los daños y las huellas, tanto en la aeronave como en el sitio del suceso.
- 1.6.5.3. No se encontraron elementos sueltos al interior de la cabina.
- 1.6.5.4. La pista de aterrizaje no presentaba huellas de frenado.

- 1.6.5.5. A aproximadamente veintitrés metros al Este del final de la pista 08, fuera de la franja de pista, se observó un canal de regadío orientado perpendicularmente a la proyección del eje de pista, con un ancho total de tres metros y cuyo cauce era dividido en su parte central por un montículo de tierra.
 - 1.6.5.6. En la trayectoria de la aeronave, aproximadamente medio metro antes del canal de regadío, se encontraron huellas de los neumáticos del tren de aterrizaje en el pasto, al igual que en el montículo central del canal.
 - 1.6.5.7. En el borde Este del canal se observaron huellas del impacto del tren de aterrizaje principal, el que se fracturó y desprendió, quedando en la trayectoria de la aeronave, la que finalizó posada sobre su vientre.
 - 1.6.5.8. La aeronave se encontraba sobre un terreno arado colindante al aeródromo SCMP, a aproximadamente sesenta y cuatro (64) metros del final de la pista 08 y a aproximadamente treinta y tres (33) metros del costado Este del canal de regadío.
 - 1.6.5.9. El estanque destinado a los líquidos de fumigación estaba filtrando el producto fertilizante, por su parte inferior.
 - 1.6.5.10. Se verificó que el estanque de combustible estaba sin filtraciones y que su medidor de cantidad marcaba 25 US Gal de combustible.
 - 1.6.5.11. El filtro de aire se encontraba deformado y con tierra.
 - 1.6.5.12. La cubeta del filtro de combustible presentaba sedimentos y la manguera de alimentación de combustible, ubicada entre el filtro de combustible y carburador, estaba cuarteada o envejecida en ambos extremos.
 - 1.6.5.13. Al desmontar la totalidad de las bujías del motor, desde el cilindro número cuatro (N°4) cayó un elemento metálico redondeado con un diámetro de 1,5 centímetros aproximadamente. Se giró la hélice para verificar la compresión de todos los cilindros del motor en forma manual, comprobando que el cilindro número cuatro (N°4) era el único que evidenciaba pérdida de compresión, por lo que se procedió a realizar las siguientes acciones:
 - a) Se realizó una inspección boroscópica al interior del cilindro, no encontrando evidencia de daños.
-

- b) Se verificó que tanto las varillas pulsadoras como las válvulas de admisión y escape, se movían y abrían coordinadamente al ser girado el cigüeñal, sin evidenciar obstrucciones en sus recorridos.
- c) Al desmontar dicho cilindro no se observaron daños.
- d) Asimismo, se efectuó una prueba de hermeticidad a las cavidades y asentamiento de las válvulas de admisión y escape, observando que por el asentamiento de la válvula de escape existía una filtración.

1.6.5.14. Al abrir la caja de aire (caliente) del carburador, entre el difusor y la válvula de aceleración (mariposa), se encontró un elemento metálico redondeado con un diámetro de 1,5 centímetros aproximadamente, similar al encontrado en el cilindro número cuatro (N°4). Además se constató la ausencia de una de las dos aletas deflectoras de aire (Vane Air-Carburetor) de la caja de aire (caliente) del carburador, por lo que se procedió a efectuar una inspección a ésta, constatando lo siguiente:

- a) De acuerdo a las especificaciones de los planos de detalle y conjunto, el material de fabricación de la caja debiera ser de aleación de aluminio 6061 T6 y el espesor de los recubrimientos debiera ser 0,051 pulgadas. La medición tanto del espesor de los recubrimientos de la caja de aire (caliente) del carburador, como de la aleta deflectora de aire (Vane Air-Carburetor) existente, fue de 0,040 pulgadas.
- b) Se pudo observar en la caja en comento que los asentamientos del eje de la válvula de regulación de aire frío/caliente se encontraban ovalados por desgaste.
- c) El mando del calefactor no pudo ser accionado inicialmente debido a la deformación en la caja de aire (caliente) del carburador. Una vez retirada la caja desde el carburador se pudo accionar en todo su recorrido, no evidenciando atascamiento.
- d) Se accionó el mando de mezcla del carburador, observando que el combustible salía por los pulverizadores.

1.6.5.15. Se verificó que todos los cables del arnés de encendido tenían continuidad eléctrica, sin presentar observaciones en su funcionamiento.

- 1.6.5.16. La malla metálica de protección del cable de encendido del cilindro número dos (2), tenía hebras cortadas por roce con la carcasa del magneto derecho, la que también presentaba desgaste.
- 1.6.5.17. Las doce (12) bujías existentes en el motor tenían continuidad y resistencia, no registrándose observaciones en la calidad de la chispa.
- 1.6.5.18. Se accionaron los controles de mezcla y del acelerador, los que se movieron libremente en todos sus recorridos, sin evidenciar obstrucciones.
- 1.6.5.19. El gobernador de la hélice sin observaciones.
- 1.6.5.20. Se abrió el filtro de aceite, para inspeccionar su interior, no observando partículas metálicas, ni sedimentos en su interior.

Ver anexo "A" Set Fotográfico, anexo "B" Informe Técnico, anexo "C" Peritaje a la caja de aire del carburador (ENAER) y anexo "D" Inspección y Acta realizadas por el equipo Investigador DGAC.

1.6.6. **Peritaje**

- 1.6.6.1. Certificado de informe de laboratorio, N° M270727F12182, de fecha 11/04/12, de ENAER:

"Análisis de los resultados:

Los valores obtenidos del análisis químico realizado en la USACH, las muestras tratadas no corresponden a una aleación de aluminio 6061 T6 indicada en el plano N°64041 de fabricación de la pieza.

*La composición química obtenida corresponde a una aleación de aluminio 1100. De acuerdo a los resultados obtenidos en dureza y conductividad las muestras **no cumplen** con lo solicitado por la normativa para una aleación de aluminio 6061 T6.*

Los valores obtenidos corresponden a los requeridos para una aleación de aluminio 1100.

El peso obtenido en la suma del material de aluminio fundido encontrado en el interior, es muy similar al peso del Vane-Carburetor, por lo que podíamos decir que corresponden a la pieza faltante."

“Conclusión:

*De acuerdo a los resultados obtenidos en el análisis químico, dureza y conductividad la muestra **cumple** con lo solicitado por la normativa para una aleación de aluminio 1100, **no cumple** para una aleación 6061 T6.*

La similitud obtenida en los pesos obtenidos entre las 2 piezas fundidas y la del Vane-Carburetor, nos indican que la pieza faltante corresponde a Número de Parte 64042”

1.6.7. **Peso y Balance**

Al momento del accidente el peso total de la aeronave era de 2.684 lb, lo que se encuentra dentro de lo permitido por el fabricante, quien establece un peso máximo de despegue y aterrizaje de 2.900 lb.

En el Manual de Vuelo y en el Certificado de Tipo de la aeronave, se encuentran establecidos los límites longitudinales trasero y delantero del centro de gravedad. A través del cálculo de peso y balance, se demostró que el centro de gravedad de la aeronave estaba ubicado en la estación +85,9 pulgadas, dentro de los límites establecidos.

1.6.8. **Historial de mantenimiento**

El mantenimiento de la aeronave se realizaba en el Centro de Mantenimiento Aeronáutico (C.M.A) de acuerdo con el programa de mantenimiento aprobado por la autoridad aeronáutica. Los registros de mantenimiento se encontraban sin observaciones.

Ver anexo “B” Informe Técnico.

1.7. **INFORMACIÓN METEOROLÓGICA**

1.7.1. El Informe Técnico Operacional N° 144/12, de la Dirección Meteorológica de Chile, correspondiente a la fecha, hora y lugar del accidente, señaló lo siguiente:

“El día 11 de noviembre de 2011, en particular a las 10:45 hora local, el sector del Aeródromo de Melipilla, región Metropolitana, se presentó con margen anticiclónico débil.

El cielo se presentó nublado con estratos. La temperatura en superficie fue de 18,1 °C y la humedad relativa de 63%. El viento fue predominante de dirección Oeste con 2 nudos durante la hora señalada.

El análisis de las condiciones orográficas locales indica que en el sector del Aeródromo de Melipilla, se pueden presentar corrientes descendentes durante el día, debido a condiciones propias de la circulación de montaña, no obstante su intensidad no puede ser determinada, se estima que serían de carácter débil durante el período de interés”.

1.8. **COMUNICACIONES**

No aplicable.

1.9. **INFORMACIÓN DEL LUGAR DEL ACCIDENTE**

De acuerdo a la Publicación de Información Aeronáutica (AIP CHILE) Volumen I, las características del aeródromo en que ocurrió el suceso son:

Nombre del Aeródromo : “Melipilla”.
Ubicación : Ciudad de Melipilla, Región Metropolitana, Chile.
Coordenadas : 33° 40' 26" S, 71° 11' 37" W.
Elevación : 175 m / 574 ft.
Dimensiones : 532 X 20 m.
Franja : 582 x 30m.
Tipo de superficie : Tierra.
Pistas : 08 – 26.
Administración : José Leiva R.
Uso : Privado.

1.10. **INCENDIO**

No hubo.

1.11. **INFORMACIÓN MÉDICA Y PATOLÓGICA**

Examen Médico Aeronáutico vigente, apto y sin observaciones.

1.12. **SUPERVIVENCIA**

Tras la detención de la aeronave posterior al accidente, el piloto al mando la abandonó por sus propios medios, resultando sin lesiones.

El piloto se encontraba equipado con casco.

El arnés de seguridad funcionaba correctamente.

1.13. **EXTRACTO DE LOS RELATOS**

1.13.1. **Extracto de la declaración del piloto**

“Con fecha 11.11.11, siendo las 09:00 AM aproximadamente llegué al aeródromo de Melipilla con la finalidad de realizar un vuelo de aplicación aérea en un cultivo de paltos ubicado en la comuna de Pomaire.

Comencé mi rutina diaria con el pre-vuelo de la aeronave efectuando el recorrido exterior, revisión del grupo motor, hélice, equipo aspersor, cantidad de combustible que fueron 30 galones aprox. y cantidad de aceite 11 Qts./Gl., sin que se detectaran observaciones.

Se procedió a cargar el avión con el producto que se aplicaría diluido en agua, total de litros cargados 350 litros.

Siendo aproximadamente las 10:30 AM se puso en marcha el motor con todos sus parámetros en rango normal y sin detectar anomalías, me dispuse a iniciar el rodaje, para despegar desde la pista 08, al efectuar las pruebas de motor antes del despegue, tampoco se observaron anomalías, teniendo una caída de magnetos de 80 RPM C/U (dentro de lo normal), al alinearme en pista para despegar, coloqué la potencia en forma gradual y positiva llegando a 2.700 RPM. Inicié la carrera de despegue elevándome en el segundo tercio de la pista, cuando en ese momento tuve una pérdida de potencia súbita, bajando las RPM del motor; por la fase en la que me ocurrió la pérdida de potencia intenté aterrizar en lo que quedaba de pista remanente, no obstante la pista termina en una acequia por lo que intenté saltarla con la velocidad que aun

tenía mi avión en esa maniobra quebré el tren de aterrizaje, me arrastré sobre el terreno arado golpeando con la hélice, simultáneamente a lo narrado solté la descarga de emergencia la cual liberó el producto (Fertilizante...) sobre el potrero en el cual me caí y que deslinda con la pista de Melipilla.

Ante consultas adicionales del investigador se aclara que:

- 1) El drenaje del estanque de combustible se realizó dentro del hangar antes de sacarlo al exterior.*
- 2) No se presentan cambios de potencia o rateos en forma previa al vuelo”*

1.13.2. **Extracto de la declaración del testigo**

“Yo estaba estacionado en el hangar Sur, viendo cuando el avión fumigador salía a la pista y se estacionó en el cabezal Oeste, hizo prueba de motor y luego despegó al Este y al llegar al término de la pista ya despegado se le apagó el motor totalmente y alcanzó a pasar el canal cayendo al otro lado en un potrero. No estoy muy seguro pero el viento estaba de Este a Oeste y no había mucho viento estaba tranquilo.”

Nota: Todos los relatos forman parte del expediente de la Investigación.

1.14. **INFORMACIÓN ADICIONAL**

1.14.1. **Referencia Documento FAA -8083-32 Capítulo 10 Páginas 30 y 31:**

“La Pre-ignición se produce cuando la mezcla de combustible/aire se enciende antes de que se produzca el encendido normal. La prematura combustión generalmente es causada por un punto caliente al interior de la cámara de combustión, a menudo creado por un depósito de carbono sobre una bujía, un aislador de la bujía agrietado, u otros daños o elementos en el interior del cilindro que pueden causar que una parte se caliente lo suficiente para encender prematuramente la mezcla de aire/combustible”.

“Pre-ignición causa que el motor pierda potencia y produzca alta temperatura de operación. Al igual que con la Detonación, la Pre-ignición también puede causar

graves daños al motor, debido a que la expansión de los gases ejercen excesiva presión sobre el pistón mientras todavía está en su carrera de compresión”.

“La Detonación es una operación anormal que puede permitir que las presiones de la combustión se desarrollen tan rápido que el calor y la presión “explotarán” la mezcla instantáneamente”.

“La Detonación y Pre-ignición a menudo se producen simultáneamente y una puede causar la otra. Como cualquiera de estas condiciones causa un aumento de la temperatura del motor acompañada por una disminución en el rendimiento del motor, a menudo es difícil distinguir entre las dos”.

2. ANÁLISIS

- 2.1 El piloto tenía su licencia y habilitaciones sin observaciones, lo que le permitía operar la aeronave en el vuelo en que ocurrió el suceso.
- 2.2 La documentación portada en el avión se encontraba al día, por lo que en éste sentido no tenía impedimentos para realizar el vuelo del suceso.
- 2.3 Los rastros y huellas encontrados en el lugar del accidente y en la aeronave, concuerdan con la pérdida de potencia y sustentación de la aeronave antes de enfrentar el canal y con los daños sufridos por ésta.
- 2.4 Al inspeccionar la caja de aire (caliente) del carburador, se observó la ausencia de una de las dos aletas deflectoras de aire (Vane Air-Carburetor), la que de acuerdo al peritaje realizado, fue ingestada por el motor y fracturada en dos partes que corresponden a los dos elementos metálicos encontrados en la garganta del carburador y en el interior del cilindro número cuatro (N°4), elementos que habrían producido la pérdida de potencia del motor, conforme a lo siguiente:
 - a) El trozo de la aleta deflector de aire (vane Air Carburetor) en el cilindro número cuatro (N°4) pudo producir los daños en el asentamiento de la válvula de escape de los gases de la combustión, provocando su pérdida de compresión, además de poder haberse comportado como punto caliente, provocando una combustión prematura en el cilindro (pre-ignición).

- b) El trozo de la aleta deflectora de aire (vane Air Carburetor) en la garganta del carburador, pudo haber obstruido la inyección de combustible o haber trancado la válvula de aceleración (mariposa), afectando la eficiencia de su funcionamiento.
- c) La pérdida de potencia del motor, pudo ser provocada por la suma de las situaciones descritas en los párrafos a) y b), o por la acción de ellas por separado.

2.5 Tanto en la inspección realizada por el equipo investigador, como en el peritaje realizado por ENAER, se estableció que la aleación de aluminio de la caja de aire (caliente) del carburador y de las aletas deflectoras de aire (Vane Air-Carburetor), no corresponde a una aleación 6061 T6 y es de una aleación de aluminio 1100, más delgada y blanda, lo que facilitó el desprendimiento y fractura de una de las aletas antes mencionadas, además del ovalamiento de los soportes del eje de la válvula de regulación de aire frío/caliente, de la caja en comento.

2.6 Los demás sistemas de la aeronave no influyeron en la pérdida de potencia del motor de la aeronave.

3. CONCLUSIONES

3.1 El piloto tenía su licencia vigente y sin observaciones.

3.2 La aeronave tenía su certificado de aeronavegabilidad vigente.

3.3 El mantenimiento de la aeronave se cumplía en los plazos establecidos en el programa de mantenimiento aprobado por la DGAC.

3.4 Los daños sufridos por la aeronave, a excepción de los encontrados en la caja de aire (caliente) del carburador y en el cilindro número cuatro (N°4), fueron producto del accidente.

3.5 El aluminio utilizado en la fabricación de la caja de aire (caliente) del carburador y sus dos aletas deflectoras de aire (Vane Air-Carburetor), cumplen para una aleación de aluminio 1100, más delgado y blando que el correspondiente por diseño (6061-T6), lo que pudo facilitar las deformaciones de la caja, y el

desprendimiento y fractura de la aleta deflectora de aire (Vane Air-Carburetor) P/N 64042.

- 3.6 La aleta deflectora de aire (Vane Air-Carburetor) desprendida, fue ingestada por el motor, quebrándose en dos trozos que fueron encontrados en la garganta del carburador y en el interior del cilindro número cuatro.
- 3.7 El trozo de la aleta deflectora de aire (vane Air Carburetor) en el interior del cilindro cuatro podría haber dañado la válvula de escape, provocando su pérdida de compresión y una pre-ignición de la mezcla aire combustible al actuar como punto caliente, ocasionando una pérdida de potencia del motor.
- 3.8 El trozo de la aleta deflectora de aire (vane Air Carburetor) en la garganta del carburador podría haber obstruido el paso de la mezcla aire combustible y/o obstruido la válvula de aceleración (mariposa), ocasionando una pérdida de potencia del motor.
- 3.9 Las conclusiones 3.7 y 3.8, juntas o por separado, provocaron la pérdida de potencia del motor durante el despegue.
- 3.10 Los demás sistemas de la aeronave se encontraban sin observaciones y no influyeron en la pérdida de potencia del motor.

4. **CAUSA**

- 4.1. La causa más probable del accidente fue la pérdida de potencia del motor durante el despegue, a consecuencia de la obstrucción del carburador y/o pre-ignición y pérdida de compresión del cilindro número cuatro, como consecuencia del desprendimiento e ingesta del motor de la aleta deflectora de aire (vane Air Carburetor) P/N 64042.

5. **FACTORES CONTRIBUYENTES**

- 5.1. Desprendimiento y quebradura de la aleta deflectora de aire (vane Air Carburetor) P/N 64042 perteneciente a la caja de aire (caliente) del carburador, que generó dos cuerpos ingestados por el carburador y el motor respectivamente.

5.2. La caja de aire (caliente) del carburador P/N 64040, instalada en el motor, no cumplía con las especificaciones de diseño en cuanto al tipo de aleación de aluminio y espesor ocupado en su fabricación.

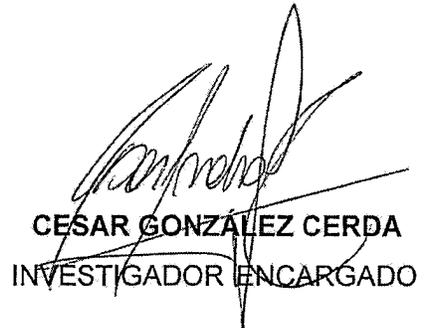
6. **RECOMENDACIONES**

6.1. Difundir el presente suceso a los propietarios, explotadores y centros de mantenimiento de este tipo de aeronaves que tengan instalado en sus aeronaves o posean cajas de aire de carburador similares.

6.2. Disponer las medidas necesarias para evitar que se instalen o mantengan instaladas cajas de aire del carburador P/N 64040 fabricadas por LAVIASA, en aeronaves de matrícula chilena de los modelos PA25-260 /235/150 y en cualquier otro tipo de aeronave que pudieran provocar una falla y/o pérdida de potencia del motor.



AQUILES MUÑOZ CISTERNAS
INVESTIGADOR TÉCNICO



CESAR GONZALEZ CERDA
INVESTIGADOR ENCARGADO

ANEXOS

Anexo "A", Set Fotográfico.

Anexo "B", Informe Técnico.

Anexo "C" Peritaje a la caja de aire del carburador ENAER.

Anexo "D" Acta de inspección realizada por el equipo Investigador DGAC.

DISTRIBUCIÓN

EJ. N° 1.- JIAAC, Argentina.

EJ. N° 2.- DGAC., DPA, Expediente 1598CG.