



JIAAC | INVESTIGACIÓN PARA
LA SEGURIDAD AÉREA

INFORME DE SEGURIDAD OPERACIONAL

Matrícula: LV-ZHM

Falla del grupo motor

FECHA: 11/01/2017

LUGAR: zona rural de Adolfo Gonzales Chaves, provincia de Chubut

HORA: 20:35

AERONAVE: Cessna 152



Ministerio de Transporte
Presidencia de la Nación

INDICE

ADVERTENCIA.....	3
Nota de introducción	4
SINOPSIS	5
1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS.....	6
1.1 Reseña del vuelo.....	6
1.2 Lesiones a las personas	7
1.3 Daños en la aeronave	7
1.3.1 Célula.....	7
1.3.2 Motor.....	7
1.3.3 Hélice	7
1.4 Otros daños	8
1.5 Información sobre el personal	8
1.6 Información sobre la aeronave	8
1.7 Información meteorológica	10
1.8 Ayudas a la navegación	11
1.9 Comunicaciones	11
1.10 Información sobre el lugar del accidente	11
1.11 Registradores de vuelo.....	12
1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto.....	12
1.13 Información médica y patológica	12
1.14 Incendio	12
1.15 Supervivencia	12
1.16 Ensayos e investigaciones	13
1.17 Información orgánica y de dirección	16
1.18 Información adicional.....	16
1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces	17
2 ANALISIS	18
2.1 Aspectos técnico-operativos.....	18
3 CONCLUSIONES.....	21
3.1 Hechos definidos	21
3.2 Conclusiones del análisis	22
4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD	23
4.1 A la Administración Nacional de Aviación Civil.....	23
Adjunto 1	25
Adjunto 2	30
Adjunto 3	33

ADVERTENCIA

Este informe refleja las conclusiones y recomendaciones de la Junta de Investigación de Accidentes de Aviación Civil (JIAAC) con relación a los hechos y circunstancias en que se produjo el accidente objeto de la investigación.

De conformidad con el Anexo 13 (Investigación de accidentes e incidentes) al Convenio sobre Aviación Civil Internacional, ratificado por Ley 13.891, y con el Artículo 185 del Código Aeronáutico (Ley 17.285), la investigación del accidente tiene un carácter estrictamente técnico, y las conclusiones no deben generar presunción de culpa ni responsabilidad administrativa, civil o penal.

La investigación ha sido efectuada con el único y fundamental objetivo de prevenir accidentes e incidentes, según lo estipula el Anexo 13.

Los resultados de esta investigación no condicionan ni prejuzgan investigaciones paralelas de índole administrativa o judicial que pudieran ser iniciadas en relación al accidente.

Nota de introducción

La Junta de Investigación de Accidentes de Aviación Civil (JIAAC) ha adoptado el método sistémico como pauta para el análisis de accidentes e incidentes.

El método ha sido validado y difundido por la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) y ampliamente adoptado por organismos líderes en la investigación de accidentes a nivel internacional.

Las premisas centrales del método sistémico de investigación de accidentes son las siguientes:

- Las acciones u omisiones del personal operativo de primera línea y/o las fallas técnicas del equipamiento son denominados **factores desencadenantes o inmediatos** del evento. Constituyen el punto de partida de la investigación, y son analizados con referencia a las defensas del sistema aeronáutico así como a otros factores, en muchos casos alejados en tiempo y espacio, del momento preciso de desencadenamiento del evento.
- Las **defensas** del sistema aeronáutico detectan, contienen y ayudan a recuperar las consecuencias de las acciones u omisiones del personal operativo de primera línea y las fallas técnicas. Las defensas se agrupan bajo tres entidades genéricas: tecnología, reglamentos (incluyendo procedimientos) y entrenamiento. Cuando las defensas funcionan, interrumpen la secuencia causal. Cuando las defensas no funcionan, contribuyen a la secuencia causal del accidente.
- Finalmente, los factores en muchos casos alejados en el tiempo y el espacio del momento preciso de desencadenamiento del evento son denominados **factores sistémicos**. Son los que permiten comprender el desempeño del personal operativo de primera línea y/o la ocurrencia de fallas técnicas, y explicar las fallas en las defensas. Están vinculados estrechamente a elementos tales como, por ejemplo, el contexto de la operación; las normas y procedimientos, la capacitación del personal, la gestión de la organización a la que reporta el personal operativo y la infraestructura.

La investigación que se detalla en el siguiente informe se basa en el método sistémico, y tiene el objetivo de identificar los factores desencadenantes, las fallas de las defensas y los factores sistémicos subyacentes al accidente, con la finalidad de formular recomendaciones sobre acciones viables, prácticas y efectivas que contribuyan a la gestión de la seguridad operacional.

SINOPSIS

Este informe detalla los hechos y circunstancias en torno al accidente experimentado por la aeronave LV-ZHM, un avión Cessna 152, en Gonzales Chaves, el 11 de enero de 2017 a las 20:35 horas, durante un vuelo de aviación general.

El informe presenta cuestiones de seguridad operacional relacionadas con el mantenimiento de la aeronave y su documentación, y el desempeño operativo del piloto.

El informe incluye cuatro recomendaciones de seguridad operacional dirigidas a la Administración Nacional de Aviación Civil.

Expte. N° 15762/17

ACCIDENTE OCURRIDO EN: zona rural de Adolfo Gonzales Chaves, provincia de Buenos Aires

FECHA: 11 de enero de 2017

HORA:¹ 20:35 (aproximadamente)

AERONAVE: avión

PILOTO: licencia de piloto de privado de avión (PPA)

MARCA: Cessna

PROPIETARIO: LLS Group S.R.L.

MODELO: 152

MATRÍCULA: LV-ZHM

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

El 11 de enero de 2017, dos pilotos se disponían a realizar un vuelo de aviación general, trasladando la aeronave desde el aeródromo de Ezpeleta hasta el aeródromo de Gonzales Chaves, previa escala en el aeródromo de General Belgrano. Uno de los pilotos realizó el vuelo desde Ezpeleta hasta General Belgrano, lugar donde este finalizó su actividad de vuelo. El otro piloto continuó solo con el vuelo programado hasta el aeródromo de destino.

En el segundo tramo luego de despegar del aeródromo de General Belgrano, y cuando se encontraba en la fase de crucero con 300 m de altura y próximo a iniciar el descenso, a 5 millas náuticas del aeródromo de Gonzales Chaves, el motor experimentó una reducción de rpm importante. El piloto pensó que se podría tratar de formación de hielo en el carburador y colocó aire caliente del motor. Esta acción empeoró el funcionamiento del motor, por lo que el piloto tuvo que realizar un aterrizaje de emergencia, con una componente combinada de viento cruzado y de cola, en un camino rural.

¹ Todas las horas están expresadas en Tiempo Universal Coordinado (UTC) que para el lugar y fecha del accidente corresponde al huso horario-3.

Luego del primer toque, perdió el control direccional de la aeronave y se desvió hacia la derecha. La aeronave cayó en una cuneta, lo que generó daños a la aeronave, y posteriormente capotó.

El suceso fue notificado en tiempo y forma. No obstante, al momento del arribo de la JIAAC al lugar del suceso, la aeronave había sido removida y llevada a las instalaciones del Aeroclub Gonzales Chaves sin la debida autorización.

El suceso se produjo de día y con buenas condiciones meteorológicas.

1.2 Lesiones a las personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	—	—	—
Graves	—	—	—
Leves	—	—	—
Ninguna	1	—	—

1.3 Daños en la aeronave

1.3.1 Célula: de importancia.

1.3.2 Motor: de importancia.

1.3.3 Hélice: leves.



Figura 1. Imagen de la aeronave accidentada

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

Piloto		
Sexo	Masculino	
Edad	55 años	
Nacionalidad	Argentina	
Licencias	Piloto privado de avión	
Habilitaciones	Monomotores terrestres hasta 5700 kg Vuelo visual controlado	
Certificación medica aeronáutica	Clase 1	Válido hasta el 31/10/2017

La experiencia de vuelo era la siguiente:

Horas voladas	General	En el tipo
Total general	1702,1	1702,1
Últimos 90 días	8,7	8,7
Últimos 30 días	6,3	6,3
Últimas 24 horas	2,8	2,8
El día del accidente	2,8	2,8

1.6 Información sobre la aeronave

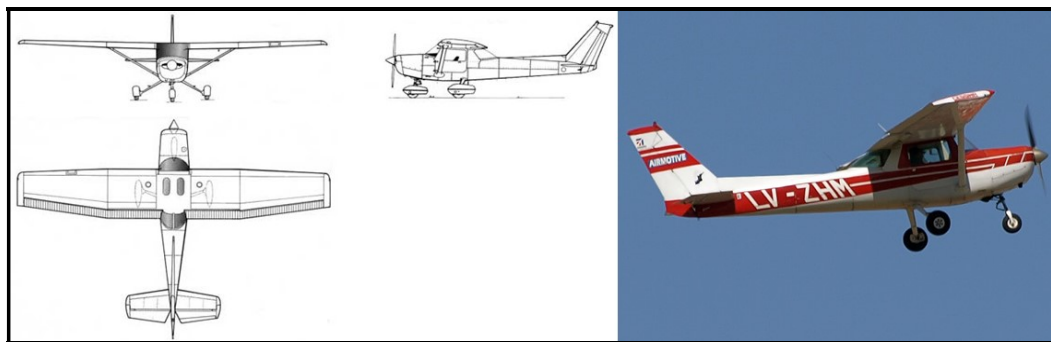


Figura 2. Imagen de la aeronave accidentada

Los historiales de vuelo, tanto de la célula como del motor, no registraban actividad de vuelo desde el 21 de agosto del 2015 hasta el momento del accidente, pero registraban actividad de mantenimiento con actualización de horas. Por este motivo, los datos de cantidad de horas de los componentes en las siguientes planillas se obtuvieron del último registro de mantenimiento vigente, formulario 337, con fecha 2 de agosto del 2016.

Aeronave		
Fabricante		Cessna
Modelo		152
Categoría		Ala fija
Subcategoría		Avión
Nº de serie		15279692
Año de fabricación		1977
Horas total general		8225
Horas desde la última recorrida general		No aplica
Horas desde la última inspección		Sin datos
Certificado de aeronavegabilidad	Clasificación	Estándar
	Categoría	Utilitario
	Fecha de emisión	21/10/1998
	Fecha de vencimiento	Sin fecha de vencimiento
Certificado de matrícula	Propietarios	LLS Group S.R.L.
	Fecha de expedición	12/10/2012
Peso vacío		535 kg
Peso máximo de despegue/aterrizaje		758 kg

Motor	
Fabricante	Lycoming
Modelo	O-235-L2C
Nº de serie	L-18499-15
Potencia	100 hp
Horas total general	7305
Horas desde última recorrida general	1411
Horas desde última inspección	Sin datos
Habilitado hasta	2400 horas desde última recorrida general o 08/2017

El motor Lycoming O-235-L2C ingresó en el programa de mantenimiento por condición de acuerdo con la circular de asesoramiento 43-50B el 30 de junio de 2015, con 7293 horas totales, 1399 horas desde la última recorrida general y 12 años de tiempo calendario desde la última recorrida general.

Hélice	
Fabricante	Sensenich
Modelo	72CKS6-0-54
Nº de serie	K-8570
Horas total general	1410
Horas desde última recorrida general	12
Horas desde última inspección	12
Habilitada hasta	2000 horas desde última recorrida general

De acuerdo con los registros de mantenimiento en el historial de la aeronave, el último peso y balanceo fue realizado el 5 de septiembre de 2005 cuando se llevó a cabo un cambio de hélice. La planilla correspondiente no se encontraba anexada al manual de vuelo. De acuerdo a los registros de la Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC), y según la última planilla de peso y balanceo con fecha 20 de octubre de 1998, el peso vacío era de 535 kg.

Peso y balanceo	
Vacío	535 kg
Combustible	17 kg
Piloto	145 kg
Total	697 kg
Peso máximo de despegue/aterrizaje	758 kg
Diferencia en menos	61 kg

Al momento del accidente el peso y balanceo de la aeronave estaba dentro de los parámetros establecido por el fabricante en su Aircraft Flight Manual (AFM).

1.7 [Información meteorológica](#)

Viento	180/14 kt
Visibilidad	10 km
Fenómenos significativos	Ninguno
Nubosidad	1/8 CU 300 m–2/8 AC 3000 m
Temperatura	23,0° C

Presión al nivel medio del mar	1009,8 hPa
Humedad relativa	60%

1.8 Ayudas a la navegación

No aplica.

1.9 Comunicaciones

No aplica.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

El suceso ocurrió en un camino rural de tierra compacta lindero al aeródromo de Gonzales Chaves. El camino tenía una cuneta con pastizales en sus márgenes, donde la aeronave finalizó capotada.

Ubicación	Zona rural de Adolfo Gonzales Chaves, provincia de Buenos Aires
Coordenadas	38° 01' 53" S–060° 07' 38" W
Superficie	Camino de tierra rural
Elevación	194 m sobre el nivel medio del mar

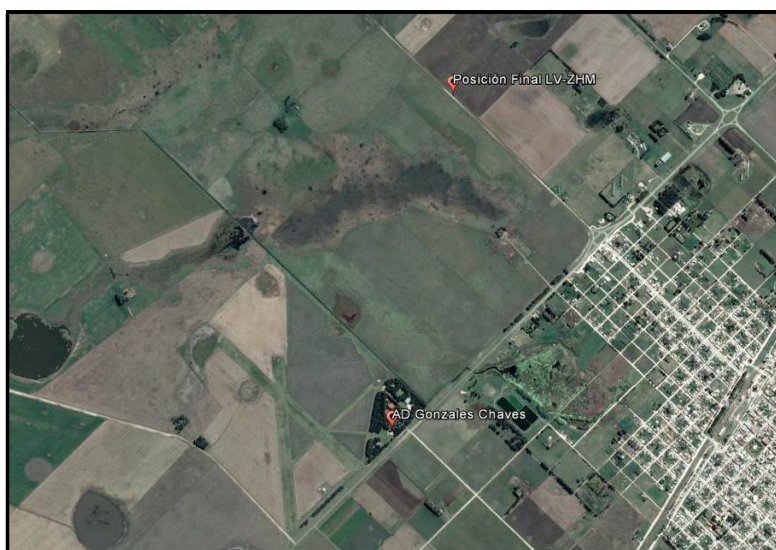


Figura 3. Imagen del lugar del suceso

1.11 Registradores de vuelo

No aplica.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

Al realizar un aterrizaje de emergencia en un camino rural lindero al aeroclub con componente combinada de viento cruzado y de cola y luego de tomar contacto con el terreno, el piloto perdió el control de la aeronave, la cual se desvió hacia la derecha y cayó en una cuneta que se extendía al costado del camino, rompiendo el conjunto del tren de nariz y capotando.



Figura 4. Imagen de la aeronave en el lugar del accidente

1.13 Información médica y patológica

No se detectaron evidencias médico-patológicas relacionadas con la causa del accidente.

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

El piloto abandonó la aeronave por sus propios medios sin sufrir lesiones.

El cinturón de seguridad y arneses del asiento del tripulante soportaron los esfuerzos a los que fueron sometidos.

1.16 Ensayos e investigaciones

En el lugar del accidente se procedió a realizar el relevamiento orográfico del terreno y de las improntas dejadas en este.

Se evaluaron y documentaron los daños en la aeronave. Se controlaron los comandos de vuelo y de operación del motor sin encontrarse anomalías en el funcionamiento.

Se observaron deformaciones en las alas. La bancada del motor estaba fracturada con deformaciones y desprendimiento del tren de nariz. La hélice estaba doblada por el impacto contra el terreno.

No se observaron obstrucciones ni desperfectos en el circuito de combustible desde los tanques hasta la entrada del carburador.

No se observaron desperfectos ni presencia de partículas en el interior del carburador.

Se extrajo una muestra de combustible de los tanques que fue enviada al Laboratorio de Ensayos de Materiales de El Palomar para determinar la condición de su estado y si sus características correspondían a las determinadas para uso aeronáutico. El informe enviado por el laboratorio indicó que la muestra no era apta por contenido de sólidos.

La aeronave estaba equipada con un Localizador Transmisor de Emergencia (ELT, por sus siglas en inglés), que estaba desconectado.



Figura 5. Imagen del equipo ELT

Se constató que el certificado de aeronavegabilidad estaba vigente hasta agosto de 2017, conforme al último certificado 337 emitido el 8 de febrero de 2016 por el Taller Aeronáutico Ezpeleta (1B-424). El motor se encontraba bajo un plan de mantenimiento por condición bajo la aplicación de la circular de asesoramiento 43-50B.

De acuerdo con las limitaciones y datos de performance de la aeronave del manual de vuelo, la máxima intensidad de viento cruzado demostrada con la cual el manual asegura la operación controlada de la aeronave es de 12 kt. De acuerdo con la información meteorológica, la aeronave aterrizó con 11 kt de viento cruzado y 9 kt de viento de cola.

La figura 6 muestra la máxima relación de planeo en caso de una falla de motor. A 300 m de altura sobre el terreno (aproximadamente 900 pies) la distancia a recorrer por la aeronave con el motor detenido y en las condiciones de la tabla es de una milla náutica.

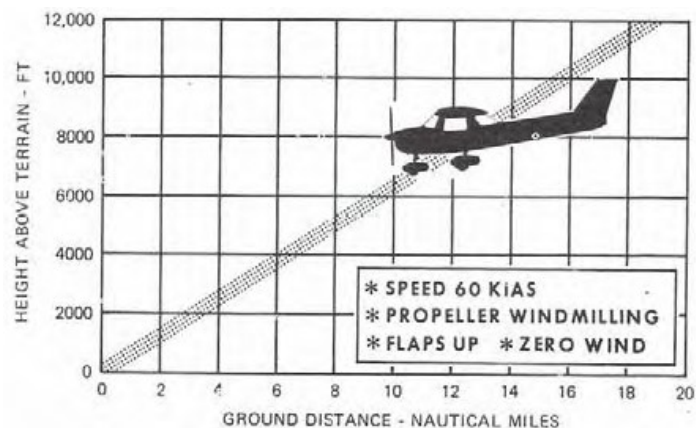


Figura 6. Máxima relación de planeo



Figura 7. Componentes del viento en el aterrizaje

Se trasladó el motor de la aeronave a un taller aeronáutico de reparación habilitado, donde se realizó una inspección a los fines de determinar probables fallas que pudieran haber tenido relación con una pérdida de potencia (ver adjunto 1).

Los informes obtenidos indican baja compresión en el cilindro N°1, con 40 psi sobre los 80 psi de referencia, provocada por una fuga debida al asiento irregular de la válvula de admisión, así como en el cilindro N° 3, con 60 psi sobre los 80 psi de referencia, provocada por una fuga de presión producida por desgaste de los aros de compresión.

La toma de aire del carburador y filtro de aire estaban contaminados con aceite y tierra. Esto puede provocar la disminución en el caudal de aire requerido para mantener la correcta relación estequiométrica de la mezcla aire-combustible, necesaria para el óptimo funcionamiento del motor, afectando así su performance.

El adjunto 2 incluye un informe estadístico de accidentes de aeronaves asociados a fallas de motor que se hallaran bajo la aplicación de la Circular de Asesoramiento (CA) 43-50 B.

El adjunto 3 incluye información proporcionada por la ANAC, a los fines de determinar la condición de aeronavegabilidad de la aeronave, sobre las directivas de aeronavegabilidad aplicables.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave era propiedad de la empresa LLS Group S.R.L. y se encontraba en proceso de transferencia al Aeroclub Adolfo Gonzales Chaves.

El aeroclub posee otros tres aviones: un Piper PA-11, un Cessna C-152 y un Piper PA-28. Todas las aeronaves están afectadas a vuelos de recreación y de instrucción de alumnos/pilotos.

1.18 Información adicional

La aeronave registraba dos accidentes previos ocurridos el 29 de noviembre de 2000 y el 25 de mayo de 2014.

Reglamentación vigente relativa al ELT:

Sección 91.207, Subparte C, RAAC parte 67, 4º Edición ANAC 10/08/2015
"Transmisor Localizador de Emergencia (ELT)"

(a) Excepto por lo previsto en los párrafos (b), (g) e (i) de esta Sección, ninguna persona puede operar una aeronave civil en la República Argentina, a menos que tenga instalado un transmisor localizador de emergencia automático (ELT) en 406 y 121.5 MHz, que:

(1) Esté en condiciones operativas

(2) Cumpla con los requerimientos aplicables de la Orden Técnica Estándar OTE-C126 y OTE-C91a

- (3) Sea un modelo aprobado por COSPAS-SARSAT y
- (4) Su código de 15 dígitos hexadecimales haya sido registrado en el Registro Nacional de Radiobalizas de Localización de Emergencia.

1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces

No aplica.

2 ANALISIS

El análisis se orientó en determinar las causas y factores que contribuyeron a la pérdida de potencia de la planta motriz durante el vuelo y al aterrizaje de emergencia.

2.1 Aspectos técnico-operativos

La investigación determinó que si bien la libreta historial de la aeronave indicaba el ingreso del motor al programa de mantenimiento por condición bajo la aplicación de la CA 43-50 B con resultado satisfactorio en el año 2014, no había registros en la libreta historial del motor sobre tal acción. Asimismo, la etiqueta correspondiente que indica el ingreso a dicho programa no estaba en la libreta historial, ni tampoco los registros de carga de aceite para controlar el consumo como lo indica la CA 43-50 B.

En la última recorrida general, asentada en la libreta historial el 17 de junio de 2003, el motor registraba 5893 horas total general, quedando habilitado hasta 8293 horas total general o hasta el año 2015. Al ingresar el motor en el programa de mantenimiento por condición, se extendió el vencimiento por tiempo calendario para la recorrida general hasta cumplir el total de horas.

El último registro de actividad de vuelo asentado en el historial data del 21 de agosto de 2015, con 7295 horas total general, y 1401 horas desde última recorrida general de la aeronave, sin registrar otra actividad hasta la fecha del accidente. Según el historial de la aeronave, el motor permaneció un tiempo prolongado inactivo. Por lo tanto, se deberían haber realizado procedimientos de preservado conforme a los requerimientos del fabricante y la Advertencia 145R1/DAG emitida por la ANAC. No se encontraron registros en los historiales sobre el preservado del motor, lo que significaba que el motor estaba desafectado del programa de mantenimiento por condición. Bajo esta circunstancia, se debería haber solicitado la reincorporación del motor al programa, o efectuado una recorrida general para renovar la certificación de operación.

El análisis de la documentación técnica de la aeronave detallada precedentemente evidencia una discrepancia en el cumplimiento de las directivas de aplicación en los motores que operan bajo la CA 43-50 B, respecto de las inspecciones y registros que tienen que realizarse.

Los hallazgos encontrados en el motor durante la inspección (bajo índice de compresión en los cilindros N° 1 y N° 3) son evidencia de deficiencias en el mantenimiento, que provocó una disminución de la potencia disponible para el vuelo.

La toma de aire del carburador y filtro de aire se encontraban contaminados con aceite y tierra, lo que disminuyó el caudal de aire necesario para mantener la correcta relación estequiométrica de la mezcla aire-nafta, necesaria para el óptimo funcionamiento del motor.

La meteorología presente durante el vuelo indicaba una temperatura ambiente de 23° C y una humedad del 60%. Con estas condiciones, el ábaco de formación de hielo en el carburador indica que para la fase de vuelo crucero se presentaban condiciones moderadas de engelamiento.

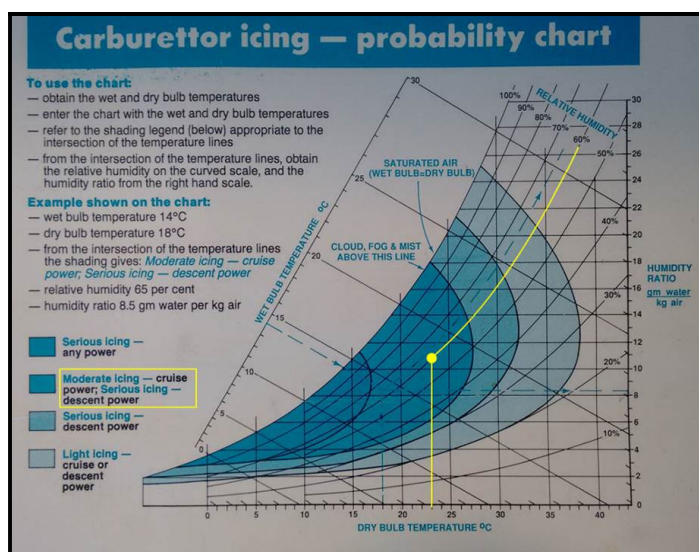


Figura 8. Gráfico de probabilidad de formación de hielo en el carburador

No pudo comprobarse la formación de hielo en el carburador debido a la ausencia de indicios físicos, pero de haberse dado, el fenómeno podría haber generado una caída de rpm del motor. En este caso, al accionarse el comando de aire caliente del carburador en un intento de corregir el problema, se podría haber generado una situación más crítica.

El sistema de aire caliente del carburador es un sistema preventivo de la formación de hielo en la garganta del carburador. Por lo tanto, una vez

instalado el fenómeno, no se puede asegurar la efectividad del sistema. El accionamiento de este sistema produce una leve disminución en la potencia disponible.

Los bajos índices de compresión de los cilindros N° 1 y N° 3, y la contaminación en la toma de aire del carburador y el filtro de aire, sumado al uso de combustible no apto por contenido de sólidos, y la posibilidad de una formación de hielo en el carburador, se combinaron derivando en una pérdida de potencia. Ante esta situación se aplicó aire caliente al carburador, lo que generó una condición más crítica en el motor, que impidió que la aeronave mantuviese el vuelo nivelado y debiese realizar un aterrizaje de emergencia.

La aeronave poseía un equipo ELT, pero no se encontraba operativo, según lo establecido por la normativa vigente (Regulaciones Argentinas de Aviación Civil 91.207). Éstas establecen que el ELT debe estar operativo para el tipo de operación que se estaba realizando, dado que se trataba de un vuelo de navegación con un destino a más de 90 km del aeródromo de origen.

La operación de la aeronave fue llevada a cabo por un piloto con experiencia tanto en horas de vuelo como así también en el tipo de avión que estaba operando. Su actividad durante los últimos 90 días cumplía con la experiencia reciente exigida por la normativa.

Teniendo en cuenta la ubicación geográfica de la aeronave (5 nm de la pista del aeródromo de destino) y el gráfico de máxima relación de planeo de la aeronave con el motor detenido del manual de vuelo, la aeronave debía estar a 900 m de altura para cubrir la distancia al destino. Dado que la altura cuando se produjo la pérdida de potencia era de 300 m, la aeronave no tenía posibilidad de llegar a la pista.

Siguiendo los procedimientos de emergencia que figuran en el manual de vuelo, el piloto seleccionó un camino rural ubicado a 1,3 nm del aeródromo para realizar el aterrizaje de emergencia, configuró la aeronave con 30° de flaps y aterrizó.

Las características del camino (angosto, de tierra y de superficie discontinua) fueron factores que contribuyeron, en conjunto con el viento, a la pérdida de control direccional de la aeronave, que no permitió que la misma quedara dentro de los límites del camino.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

El piloto poseía las licencias y habilitaciones necesarias para efectuar el vuelo.

La aeronave tenía su certificado de aeronavegabilidad vigente.

Se identificaron irregularidades en la documentación técnica referida a su mantenimiento.

El equipo ELT no estaba operativo.

El manual de vuelo no contenía la planilla de peso y balanceo de la aeronave.

La aeronave tenía su peso y posición de centro de gravedad dentro de los límites de operación indicados.

Si bien la meteorología estaba dentro de los límites de operación de la aeronave, había condiciones que pudieron haber contribuido al accidente, ya que existía probabilidad moderada de formación de hielo en el carburador.

Los cilindros N° 1 y N° 3 tenían un bajo índice de compresión, que disminuyó la performance del motor debido a un asiento irregular de válvula de admisión en cilindro N°1 y desgaste de aros en el cilindro N°3.

El combustible utilizado no era apto por contenido de sólidos.

El motor presentó brusca reducción de rpm que no pudo ser recuperada.

La aplicación de aire caliente al carburador incrementó la pérdida de potencia del motor, lo que obligó al piloto a realizar un aterrizaje de emergencia.

La altura a la que se encontraba la aeronave al momento de la falla no era suficiente para llegar a la pista.

3.2 Conclusiones del análisis

En un vuelo de aviación general de navegación, en la fase de crucero, se produjo la pérdida de potencia del motor y un posterior aterrizaje de emergencia sobre un camino rural debido a la combinación de los siguientes factores:

- Deficiente mantenimiento del motor y de sus componentes.
- Contaminación del combustible utilizado.
- Posibilidad de formación de hielo en el carburador.

Los siguientes factores no fueron precursores del accidente pero se constituyen en factores de detrimento de la seguridad de las operaciones:

- Documentación incompleta de la aeronave.
- Equipo ELT no operativo.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 A la Administración Nacional de Aviación Civil

- **RSO 1709**

Se reitera RSO 500

La correcta aplicación de la circular de asesoramiento 43-50B es esencial para garantizar la operación segura de los motores registrados en el programa de aeronavegabilidad continua. Por ello se recomienda:

- *Considerar la necesidad de evaluar la actuación de los talleres intervinientes, en el sucesivo mantenimiento del motor, en cuanto a las deficiencias del cumplimiento de la CA 43-50B.*

- **RSO 1710**

El control de los registros de la actividad de vuelo en los distintos manuales de historiales permite disponer de un medio de trazabilidad adecuado del estado de los componentes de una aeronave, a los efectos de optimizar los procesos de mantenimiento preventivo. Por ello se recomienda:

- *Realizar una inspección del explotador involucrado en este accidente, a efectos de verificar la integridad de su sistema de registro de documentación relacionado con la planificación de los tiempos de mantenimiento.*

- **RSO 1711**

El Transmisor de Localización de Emergencia es un equipo esencial para alertar a los equipos de búsqueda y salvamento. Por ello se recomienda:

- *Realizar una inspección del explotador involucrado en este accidente a efectos de verificar el cumplimiento de lo dispuesto en las RAAC 91, referente a la instalación y uso del ELT en todas sus aeronaves.*

Adjunto 1

Informe Técnico de Laboratorio

La Dirección Técnica de Laboratorio y Ensayos de la JIAAC procedió a confeccionar un informe técnico considerando las novedades encontradas durante la inspección del motor de la aeronave accidentada, y la relación directa de las mismas que guardan relación por su incidencia con el suceso investigado. Al respecto, cabe señalar los siguientes aspectos.

Motor

El motor presentaba un aspecto general “descuidado”, sucio, con partes de pinturas descascaradas, y los elastómeros antivibratorios de toma de bancadas se hallaban deteriorados.

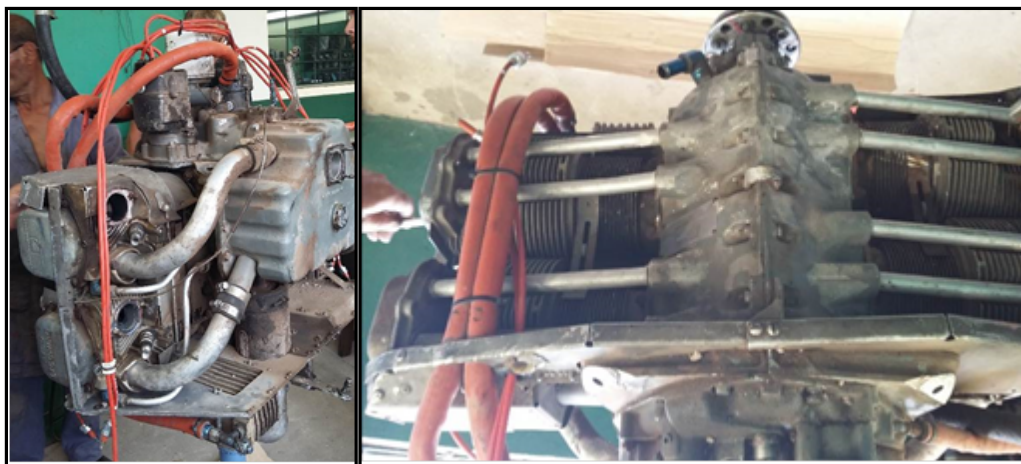


Figura 1. Estado general del motor

Carburador y toma de aire

Al desmontarse el carburador, se observó en la toma de aire al carburador, la espuma de poliuretano o goma espuma, colocada a modo de filtro de aire. Asimismo, se observó la presencia contaminante de aceite y tierra. Esta condición disminuye el caudal de aire necesario para mantener la correcta relación estequiométrica de la mezcla aire nafta, necesaria para el óptimo funcionamiento del motor.

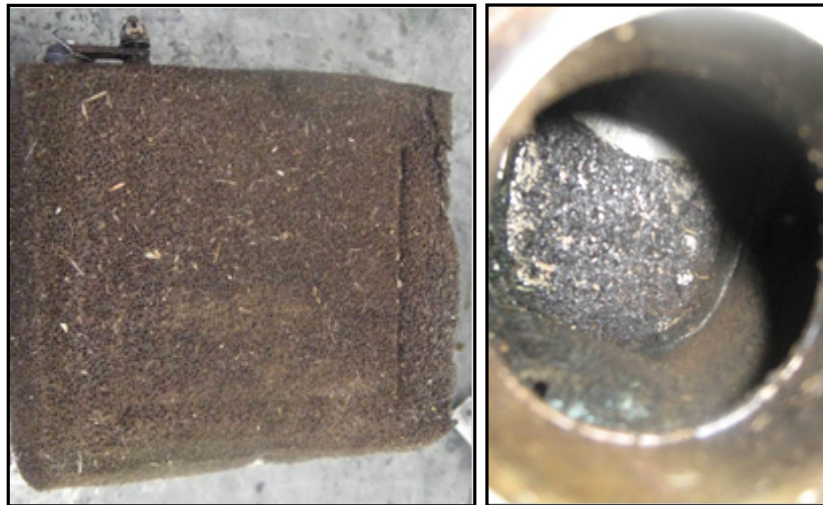


Figura 2. Imagen del filtro y la entrada de aire caliente al carburador

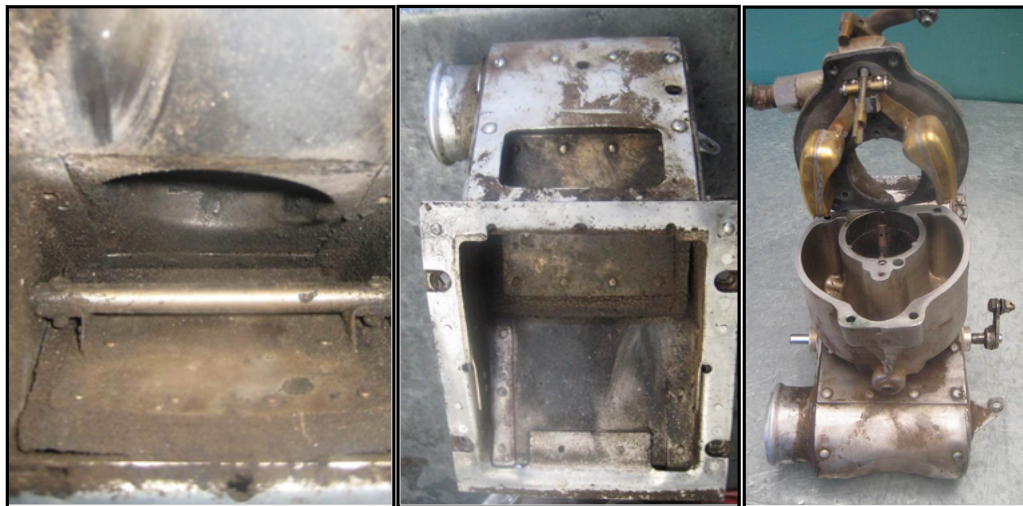


Figura 3. Imagen del carburador

Previo del desarme parcial del motor, se verificó la correcta distribución del sistema de encendido, como así también el funcionamiento correcto de ambos magnetos marca Bendix realizados en banco de prueba.

Se desmontaron de los cilindros las 4 bujías superiores y se procedió a realizar una toma de compresión deferencial en frio en todos los cilindros con el siguiente resultado.

	Valor de referencia	Valor medido
Cilindro N° 1	80 psi	40 psi
Cilindro N° 2	80 psi	78 psi
Cilindro N° 3	80 psi	60 psi
Cilindro N° 4	80 psi	78 psi

En función de los valores observados en los cilindros 1 y 3 (muy por debajo de los valores normales de trabajo), se procedió al desarme de ambos cilindros, con el objetivo de terminar la causa de la pérdida de compresión.

Cilindro N°1

En el que al momento de realizarle la prueba de compresión diferencial, arrojó valores de 40 psi, se pudo determinar que la pérdida de presión se producía por el asiento irregular de la válvula de admisión.



Figura 4. Estado del cilindro n° 1

Cilindro N°3

En el cilindro n° 3 con valores de 60 psi indicados al momento de realizarse la prueba de compresión diferencial, se pudo detectar que la pérdida de presión se producía por excesivo desgaste de los aros de compresión, los que

permitían la fuga de presión por venteo. Esto se evidencia por un oscurecimiento en la falta del pistón, debido a la formación de lacas residuales por efecto de la fuga de gases a través de los aros desde la cámara de combustión, que luego son eliminados por el venteo del motor.

Así mismo se observó ralladuras producidas por desgastes, por fricción con elementos abrasivos en las faldas de los dos pistones que se localizan a 90° del perno de pistón extendiéndose desde la zona de anclaje de aros hasta el extremo inferior.

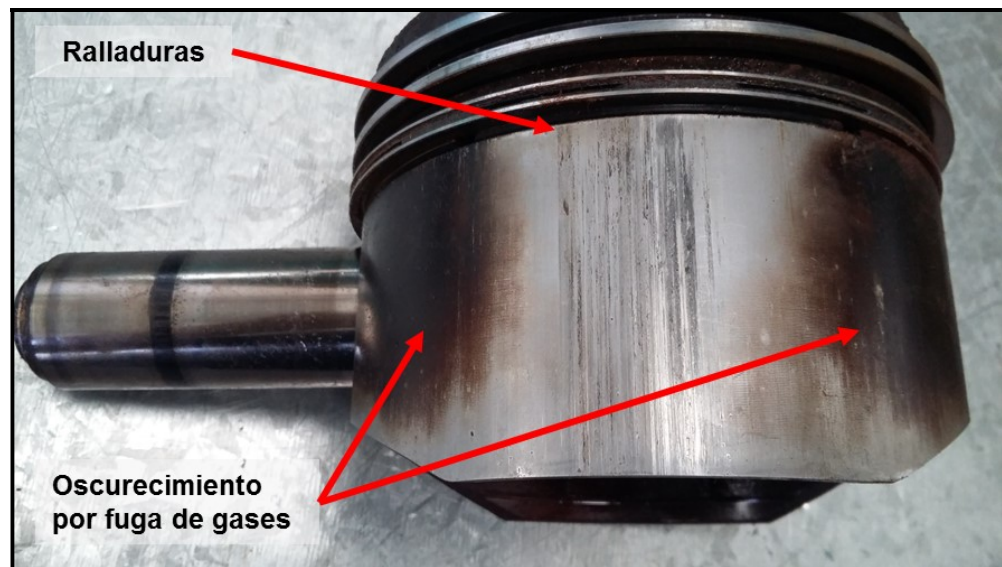


Figura 9. Estado del pistón del cilindro nº 3

Posteriormente se desmontaron las otras 4 bujías de la parte inferior del cilindro y se procedió a probarlas con resultados satisfactorio en banco de pruebas de bujías sin presión ni temperatura. Las 8 bujías REM 37 BY, presentan las cerámicas de los electrodos con una coloración beige claro y una con color celeste.



Figura 6. Estado las bujías del motor

Tapas de Balancines

En las tapas de balancines con identificación de diferentes, marcas “Millennium” y Avco Lycoming” se observa en la cara interna la presencia de óxido ferroso.



Figura 7. Estado de la tapa de balancines

Conclusiones

De acuerdo a los daños y estado general de deterioro del motor, puede determinarse que el motor no reunía las condiciones técnicas necesarias para cumplir con las performances de diseño esperadas, durante el servicio normal.

Adjunto 2

Estudio de sucesos con fallas de motores suscriptos a la Circular 43-50 B

Se realizó un estudio para el período 2011-2015 inclusive, en donde se buscó información sobre sucesos que presentaron falla de sistemas o componentes pertenecientes al grupo motor (SCF-PP), para luego identificar dentro de ellos, las aeronaves que poseían su/sus motores suscriptos a la circular 43-50 de mantenimiento por condición. Para ello se tuvieron en cuenta únicamente los vuelos de aviación general y trabajo aéreo, con motores alternativos, no experimentales ni ultralivianos.

Se identificaron 34 sucesos, de los cuales 8 (24%) poseían motores suscriptos a la circular en estudio. En la siguiente tabla se muestran los 8 sucesos identificados, con una breve descripción de su falla.

Fecha del suceso	Matrícula	Descripción de la falla
7/5/2011	LV-LCM	Válvula de escape trabada por acumulación de carbón.
8/9/2013	LV-RRE	Giro de cojinete por desgaste, con posterior obstrucción de canal de lubricación y rotura de biela.
30/9/2013	LV-MNN	Bujías en mal estado y combustible contaminado.
28/11/2013	LV-NXH	Rotura de válvula de escape.
19/12/2013	LV-YRO	Rotura del cigüeñal.
16/1/2014	LV-MMZ	Giro de cojinete por desgaste, con posterior obstrucción de orificio de lubricación y rotura de biela.
25/1/2015	LV-HMB	Posible traba de flotante en la posición cerrada.
14/6/2015	LV-LYX	Rotura de válvula de escape.

Se observa que en 3 casos, la falla fue relacionada con las válvulas de escape, mientras que en dos casos estuvieron involucrados los cojinetes.

Dado que la circular elimina el vencimiento por tiempo calendario entre recorridas generales, se presenta a continuación una tabla con los años transcurridos entre la última recorrida general y el día del suceso.

Tiempo entre RG y suceso	
Matrícula	Años
LV-RRE	14,95
LV-MMZ	19,49
LV-MNN	20,18
LV-LYX	27,63
LV-NXH	35,53
LV-HMB	37,15
LV-LCM	S/D
LV-YRO	S/D

Se observa que en todos los casos en que se tiene la información, el tiempo entre la fecha de la última recorrida general y la fecha de ocurrencia del suceso resultó ser mayor a 12 años, el cual es el período de tiempo calendario típico de vencimiento de los motores que no se encuentran bajo la circular 43-50. Cabe aclarar que para el caso del LV-LYX, el mismo no tuvo nunca una recorrida general y el tiempo expuesto en la tabla son los años transcurridos desde nuevo.

Se muestra en la siguiente tabla el tiempo calendario transcurrido entre la fecha de suscripción a la circular y la fecha del suceso.

Tiempo entre la adhesión a circular y el suceso	
Matrícula	Años
LV-LCM	0,47
LV-RRE	3,44
LV-MMZ	7,27
LV-LYX	9,16
LV-NXH	12,62
LV-MNN	13,30
LV-HMB	13,54
LV-YRO	S/D

La siguiente tabla expone el tiempo calendario, en años, transcurrido entre la fecha de la última recorrida general y la fecha de suscripción a la circular en estudio.

Tiempo entre la RG y la adhesión a circular	
Matrícula	Años
LV-MNN	6,88
LV-RRE	11,51
LV-MMZ	12,22
LV-NXH	22,90
LV-HMB	23,62
LV-LYX	27,63
LV-LCM	S/D
LV-YRO	S/D

Se puede observar que en 4 casos (50%), la adhesión del motor a la circular se realizó luego de un período superior a 12 años, por lo que, en esos casos, los motores no cumplían los requisitos en cuanto al tiempo calendario entre recorridas generales.

Por último, se muestra en la siguiente tabla las horas DURG que poseían los motores al momento del suceso.

Horas DURG	
Matrícula	Horas
LV-LCM	440
LV-HMB	735
LV-LYX	883
LV-MMZ	896
LV-NXH	961
LV-RRE	998
LV-YRO	1.066
LV-MNN	S/D

Se puede observar que en ninguno de los casos, los motores superaban el límite de horas DURG, siendo el que mayor cantidad de horas posee el LV-YRO con 1066 horas.

Adjunto 3

Circular de Asesoramiento 43-50B

En la circular de asesoramiento CA 43-50 B de fecha 21 de octubre de 2006, referente a Períodos entre Recorrida General de motores alternativos, utilizados en aeronaves de hasta 5700 kg de peso máximo de despegue, afectadas a la aviación general, bajo la cual se hallaba operando la aeronave detalla lo siguiente:

En el punto 1. PROPOSITO, expresa: *“Esta CA no es mandatoria y no constituye una regulación, sin embargo si se utilizan estos procedimientos deberán seguirse en todos sus aspectos.”*

En el punto 3. REGULACIONES Y DOCUMENTOS RELACIONADOS, establece los documentos utilizados como referencia:

“DNAR Parte 43, Mantenimiento, Mantenimiento Preventivo, Reconstrucción y Alteraciones.

RAAC Parte 91, Reglas de Vuelo y Operación General.

CA 20 -77, Uso de Manuales de Mantenimiento de los Fabricantes, en vigencia.

CA 20-114, Documentos de Servicio del Fabricante, en vigencia.

CA 43.7-1, Retorno al Servicio de Aeronaves de Aviación General, en vigencia.

CA 43-9, Registros de Mantenimiento, en vigencia.

CA 43.9-1, Instrucciones para el Llenado del Formulario DNA 337, Inspección, Reparación, Alteración y Reconstrucción (Célula, Planta de Poder, Hélice o Dispositivo), en vigencia.

CA 43-12, Mantenimiento Preventivo, en vigencia.”

En el punto 9. COMIENZO DEL PROGRAMA, inciso “g” establece que: *“Todos los motores ingresados al “PMPC” deberán pegar en el historial del motor el siguiente rótulo autoadhesivo firmado por un inspector de la DNA o por un profesional debidamente calificado y autorizado por la DNA (que esté asentado en el Manual de Procedimientos de Inspección como personal del taller aeronáutico de reparación habilitado).”*

Matricula LV-			
Aeronave Marca:	Modelo:	N° de serie:	
Motor Marca:	Modelo:	N° de serie:	
RPM observadas:			RPM de referencia:
Corrección de RPM (por temperatura):			
Corrección de RPM (por velocidad del viento):			
Valor de la presión de admisión a las RPM indicadas:			
Este motor cumple con lo establecido en la Circular de Asesoramiento CA 43-50, en vigencia, y a partir de la fecha ingresa al "Programa de Mantenimiento Por Condición" (PMPC). Es recomendable que el operador registre las cargas de aceite en la libreta historial del motor, en correspondencia con las horas de servicio (se sugiere asentarlas en una columna paralela a la de "Duración" en los historiales antiguos, y en la columna correspondiente a "Ciclos Totales", en el caso de los historiales nuevos), de forma tal que se pueda controlar el consumo horario (el filtro de aceite debe ser inspeccionado por un taller aeronáutico de reparación habilitado por la DNA). <u>Este programa se interrumpirá</u> en el caso de que el operador no aplique, cuando corresponda, los procedimientos de preservación establecidos por el fabricante del motor o por la DNA. En el caso de ocurrir esta última condición, el reingreso del motor al PMPC deberá hacerse indefectiblemente con presencia de inspector de la DNA			
Lugar y fecha:	Hs. horómetro	Profesional	Inspector DNA

Figura 1. Rótulo para el historial de motores ingresados al PMPC

En el punto 11. DESCRIPCIÓN DETALLADA DE ACCIONES DEL PROGRAMA, establece:

(a) *Condición externa*

- (1) *El motor debe ser examinado externamente por defectos existentes, tales como fisuras en el cárter, excesivo juego en el eje de la hélice, palas de hélices desalineadas, signos de sobrecalentamiento y corrosión*
- (2) *Inspeccionar las bancadas de motor, deflectores y sistemas de escape y calefacción, por signos de vibración excesiva*

(b) *Condición interna:*

- (1) *Inspeccionar el interior de cada cilindro por ralladuras, picaduras en la superficie del pistón, grietas, erosión y distorsión de los asientos de válvulas y condición general*

(c) *Consumo de aceite:*

Deberán realizarse y mantenerse registros precisos del consumo de aceite, a fin de controlar que no exceda el máximo permitido por el fabricante y como indicación de una tendencia anormal en el incremento del consumo

(d) Comprobación de compresión

- (1) Los desgastes en los aros del pistón y en el cilindro y un asentamiento pobre de válvulas conducen a una pérdida significativa de potencia. La determinación de la compresión de los cilindros es un método determinante, para sin desarmar el motor, poder comprobar el sellado provisto por las válvulas y los aros de pistón.”*

En el punto 12. REGISTROS, establece:

- (a) “En la libreta historial del motor deberá registrarse las verificaciones realizadas como así mismo las acciones correctivas.*
- (b) Dichos registros obraran debidamente certificados por el inspector de la DNA o por el representante técnico específicamente habilitado, del taller aeronáutico de reparación según corresponda a las intervenciones requeridas, en conformidad con los párrafos 9 y 10 de esta CA”*

Advertencia 145-R1/DAG

La Advertencia 145-R1/DAG, emitida por la ANAC el 9 de febrero de 2015, dirigida a propietarios, usuarios y operadores de motores incorporados en Programas de Mantenimiento por Condición (PMPC) según la Circular de Asesoramiento 43-50B y Talleres Aeronáuticos de Reparación que realicen tareas de mantenimiento sobre estos, debido al incumplimiento de las condiciones de permanencia en el PMPC. Dicha Advertencia establece lo siguiente:

En el capítulo CONCEPTOS ASOCIADOS, establece:

- 1. Tanto el fabricante de TCM Continental como Lycoming recomiendan procedimientos para el preservado de sus motores .Para el caso motores Lycoming, el “Service information Letter 99-1 del 25/03/99 define 2 tipos de preservado uno Temporario (para por inactividad de hasta 30° 90 días) y otro Indefinido (para períodos mayores a los 90 días)*

2. Si bien estos procedimientos de preservado son recomendados para la continuidad del motor ingresado al PMPC, se tornan en prácticas mandatorias tal como lo indica el punto 9-g de dicha C.A. **Este programa se interrumpirá en el caso de que el operador no aplique, cuando corresponda, los procedimientos de preservación establecidos por el fabricante del motor o por la DNA.**”

En las recomendaciones emitidas en dicha Advertencia, en punto 1c, recomienda lo siguiente:

- “1.c En el caso que la aeronave haya tenido periodos de inactividad que superen los mínimos recomendados, pero no cuente con registros que respalden las tareas de preservado y/o inspecciones efectuadas por un TAR con alcances, el motor quedara desafectado del PMPC. En tal caso el propietario podrá optar por:
- i. Reincorporar el motor al PMPC de acuerdo con lo indicado en la CA 43-50 B, punto 10 o;
 - ii. Efectuar el Overhaul del motor.
- 2 - A los propietarios de motores incorporados a la 43-50B: Tener en cuenta que si bien las Service Letters (o documentos equivalentes) que los fabricantes emiten para el preservado de motores inactivos son recomendadas, luego que un motor es incorporado a un PMPC según la C.A 43-50B dichos procedimientos se transforman en mandatorios para que el motor pueda continuar afectado a dicho programa.”

Libreta historial de aeronave

En la Libreta Historial de Aeronave (Libreta N° MT 778) con asiento de actividad desde el día 20 de octubre de 1998, se observa en folio 133 copia de la planilla de trabajo expedida por el Taller Aeronáutico Ezpeleta del año 2015, OT N°111/2014, a las 7.293 h TG de motor, el ingreso al Programa de Mantenimiento Por Condición (P.M.P.C.) bajo la aplicación de la circular 43-50 B, que en el N° de orden 9 de la sección Detalles de los Trabajos Ejecutados, expresamente enuncia:

“Se realizó inspección al motor de acuerdo a la Circular de Asesoramiento 43-50B, para dar ingreso al motor al programa de mantenimiento por condición, con resultado satisfactorio.

Este motor cumple con lo establecido en la Circular de Asesoramiento CA 43.50 B, a partir de la fecha ingresa al Programa de Mantenimiento por Condición (P.M.P.C.).

El operador debe registrar las cargas de aceite en la libreta Historial de Motor, de forma tal que se pueda controlar el consumo.

El filtro de aceite debe ser inspeccionado por un Taller Aeronáutico de reparación Habilitado por la DA.

Este programa se interrumpirá en el caso que el operador no aplique cuando corresponda los procedimientos de preservación establecidos por el fabricante del motor o por la DA.

La aeronave se encuentra aeronavegable mientras se cumpla con el plan de mantenimiento del fabricante.”

Libreta historial del motor

En la libreta Historial del motor (Libreta N° MT 894) con asiento de actividad desde el día 20 de octubre de 1998, en folio 47 con fecha 17/06/2003 figura que se efectuó una recorrida general a las 5.893 h, quedando habilitado hasta 8293 h TG, y con vencimiento por tiempo calendario en el año 2015.

No registra ingreso del mismo al Programa de Mantenimiento Por Condición (P.M.P.C.) bajo la aplicación de la circular 43-50 B hasta el último registro de vuelo asentado ocurrido el 21/08/2015 con un T.G. de 7.295 (folio 134).

El último registro de mantenimiento efectuado, asentado en el folio 135 data del 19/08/16 y fue realizado en Taller Aeronáutico Ezpeleta, en el que textualmente expresa: *“Certifico que esta aeronave ha sido inspeccionada de acuerdo al DNAR 43 Anual 100 h., O.T. 92/2016, T.G. 7305 h, D.U.R.G.1411 y fue determinado que está en condiciones de aeronavegabilidad.”*

Debe destacarse que este registro no cumple con los requisitos previstos en la CA 43-50B.

Formulario 337

El último formulario 337 de habilitación anual de fecha agosto de 2016 expedido por el Taller Aeronáutico Ezpeleta registra en el ítem 4 IDENTIFICACION DE LA UNIDAD: PLANTA DE PODER, MARCA LYCOMING, MODELO O-235-L2C, N° SERIE L-18499-15.

En el ítem 6 ACTIVIDAD MOTORES: TG 7305 h, DURG 1.411h, habilitado hasta TBO 2.400 (8297 h TG), PMPC CA 43.50B, 100 h/12 meses (7.407 h TG / agosto de 2017).

En el ítem 9 DESCRIPCIÓN DEL TRABAJO REALIZADO, asienta: *“Certifico que esta aeronave ha sido inspeccionada de acuerdo con el Manual de Mantenimiento, Directivas de fábrica, RAAC 43 y RAAC 91, realizando una inspección Anual 100 horas, determinando que está en condiciones de aeronavegabilidad. OT N° 92/2016”*

Planilla de trabajo de OT N° 92/2016

La OT N° 92/2016 correspondiente a la última inspección realizada a la aeronave, establece los siguientes trabajos efectuados que son de interés para la investigación:

1. Se efectuó Inspección de 100 horas al avión y motor, según manuales, boletines del fabricante y normas aeronáuticas vigentes.
6. Se verificaron parámetros de motor, de acuerdo a los lineamientos descriptos en la CA 43.50B CON RESULTADO SATISFACTORIO continúa en el PMPC

La planilla de la Circular de Asesoramiento 43-50 B correspondiente a esta OT establece:

2. Condición Interna.

- 2.1. Inspección del Interior de los Cilindros
Distorsión de asientos de válvula
Cilindro N°1: NO
Condición General: OK

4. Comprobación de Compresión. Valores de compresión diferencial.

Cilindro N°1 80-70
Cilindro N°2 80-75
Cilindro N°3 80-70
Cilindro N°4 80-76

9. Condición Final.

Aceptado
12/07/2016



República Argentina - Poder Ejecutivo Nacional
2018 - Año del Centenario de la Reforma Universitaria

Hoja Adicional de Firmas
Informe gráfico

Número:

Referencia: LV-ZHM - Informe de Seguridad Operacional

El documento fue importado por el sistema GEDO con un total de 38 pagina/s.