



INFORME FINAL ACCIDENTE DE AERONAVE

FABRICACIÓN: PIPER AIRCRAFT, MODELO: PA-23-250, NÚMERO DE
SERIE:274305, MATRÍCULA: YS-164-P, PROPIEDAD: PRIVADO

FECHA DE EVENTO: 20 de FEBRERO del 2025

LUGAR: Distrito Sonsonate Este, Municipio Armenia, Hacienda San
Clemente

HORA: 10:00 AM, (16:00 UTC)

Informe Técnico Número: AIG-003-YS164P-2025

ADVERTENCIA

El informe final es un documento técnico que refleja la opinión del Departamento de Investigación de Accidentes e Incidentes de la Autoridad de Aviación Civil (AAC) de El Salvador con relación a las circunstancias en que se produjo el suceso, objeto de la investigación con sus causas y con sus consecuencias.

De conformidad con lo indicado en el Anexo 13 del Convenio sobre Aviación Civil Internacional (OACI), ratificado en la Ley Orgánica de Aviación Civil (LOAC) de El Salvador; en el decreto No. 582, artículo 103, “sin perjuicio de la responsabilidad de la Fiscalía General de la República, la AAC tendrá a su cargo la investigación de los accidentes e incidentes aéreos que ocurran en territorio salvadoreño”. Y la regulación RAC 13. 105; esta investigación tiene un carácter estrictamente técnico, no generando las conclusiones, presunciones de culpas o responsabilidades administrativas, civiles o penales sobre los hechos investigados.

La conducción de la investigación se está realizando sin recurrir necesariamente a procedimientos de pruebas de tipo judicial, sino con el objeto fundamental de prevenir futuros accidentes e incidentes de aviación.

La investigación realizada por la AAC no será de carácter punitivo, ni para determinar culpa o ni responsabilidades; así, todo trámite judicial o administrativo para atribuir culpabilidad o responsabilidades deberá ser independiente de cualquier investigación que se efectuó conforme a las disposiciones del Anexo 13 de OACI y la presente regulación RAC 13.

El uso de partes del informe final, en particular los análisis, conclusiones y recomendaciones en materia de seguridad operacional, como pruebas ante tribunales nacionales con el propósito de atribuir la culpa o la responsabilidad, es contrario a los fines para los cuales se realizó la investigación (OACI- Anexo 13, Apéndice 2, sección 6).

La presente investigación se realizó conforme a las disposiciones del Anexo 13 de OACI y la regulación RAC 13.

Contenido

GLOSARIO.....	3
SINÓPSIS.....	4
Información sobre los hechos.....	5
1.1 Reseña del vuelo.....	5
1.2 Lesiones a Personas.....	6
1.3 Descripción de Daños:.....	7
1.4 Otros Daños.....	10
1.5 Información sobre el Personal.....	10
1.6 Información sobre la Aeronave.....	11
Notas importantes:.....	12
1.7 Información meteorológica.....	17
1.8 Ayudas de Navegación:.....	17
1.9 Comunicación:.....	17
1.10 Información sobre el lugar del accidente:.....	17
1.11 Registradores de voz:.....	18
1.12 Información sobre los restos de la aeronave:.....	18
1.13 Información médica patológica.....	19
1.14 Incendio.....	19
1.15 Supervivencia.....	19
1.16 Ensayo e Investigación:.....	19
1.17 Información Orgánica de Dirección:.....	20
1.18 Información Adicional.....	20
1.19 Técnicas de Investigación.....	20
2. ANÁLISIS.....	21
2.0 Análisis:.....	22
3 CONCLUSIONES.....	27
4 RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD.....	28
5 ANEXOS.....	30

GLOSARIO

ATC:	Control de Tráfico Aéreo, siglas en ingles
AAC:	Autoridad de Aviación Civil
ACSA:	Agencia Centroamericana de Seguridad Aeronáutica,
FAA:	Federal Aviation Administration, o Administración Federal de Aviación
GRIAA:	Grupo Regional de Investigación de Accidentes Aéreos
LOAC:	Ley Orgánica de Aviación Civil
Mhz:	Mega Hertz
OACI:	Organismo de Aviación Civil Internacional
POH:	Manual de Operaciones del Piloto, siglas en ingles
UTC:	Tiempo Coordinado Universal, siglas en ingles

SINÓPSIS

El 20 de febrero de 2025, una aeronave privada Piper PA-23-250, matrícula YS-164P, que realizaba un vuelo de retorno desde el Aeropuerto Internacional La Aurora (Guatemala) hacia el Aeropuerto Internacional de Ilopango (El Salvador), sufrió una falla en el motor izquierdo mientras sobrevolaba territorio salvadoreño. El piloto detectó vibraciones anormales y pérdida de presión de aceite, por lo que tuvo que efectuar un aterrizaje de emergencia en la pista privada de la Hacienda San Clemente, en el municipio de Armenia, Sonsonate. La maniobra fue ejecutada con éxito sin lesionados, aunque el motor izquierdo sufrió daños que dejaron inoperativo el motor.

Este evento del YS164P se clasifica como un accidente conforme a lo establecido en el Anexo 13 de la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI, 2024), que define un accidente como aquel evento que involucra una aeronave y que resulta en lesiones graves a personas, daño grave a la aeronave o ambos. Además, la regulación RAC 13 de la Autoridad de Aviación Civil (AAC, 2024) establece que un evento que cause daños estructurales severos, lesiones graves o muerte, que la aeronave queda en condiciones no aeronavegables o que represente un riesgo significativo para la seguridad, debe considerarse un accidente. En este caso, el accidente involucró daños importantes en la aeronave y un riesgo alto a la seguridad para el operador del YS164P, cumpliendo claramente con los criterios definidos en dichas normativas. Por lo tanto, se concluye que este evento es un accidente, dado que afectó la integridad de la aeronave y la seguridad de las personas a bordo, en concordancia con las directrices regulatorias del Anexo 13 de la OACI y la RAC 13.

Información sobre los hechos

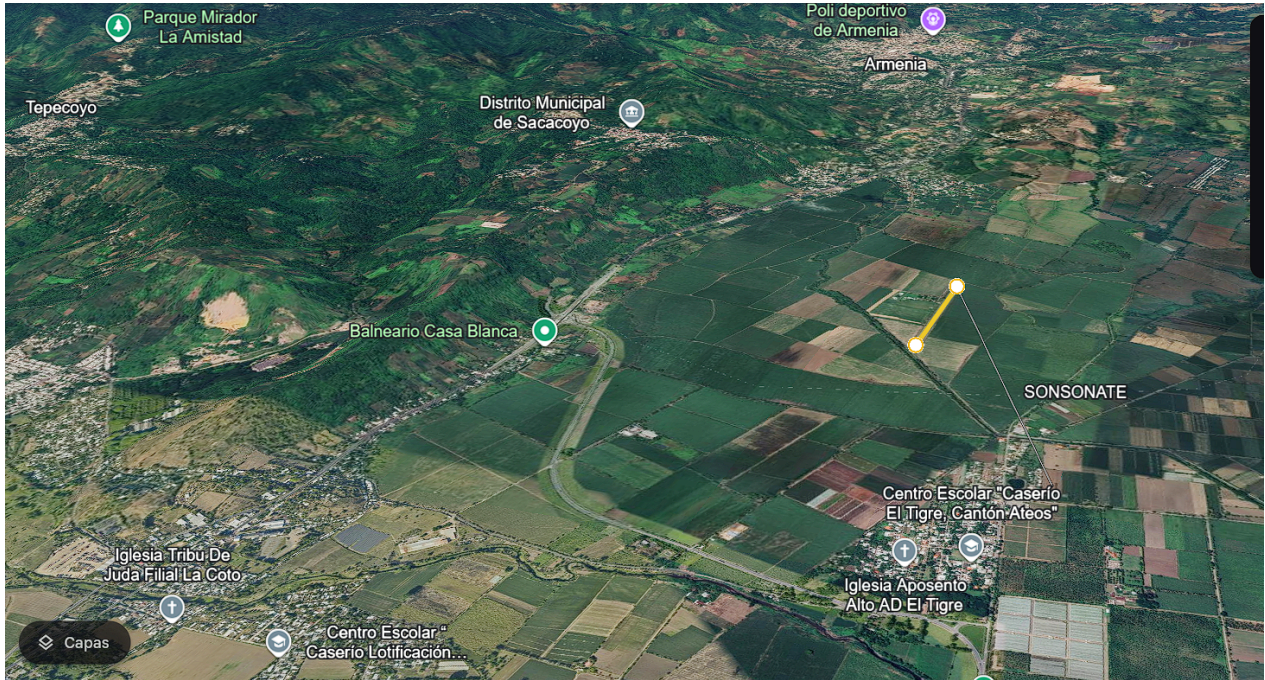
1.1 Reseña del vuelo

La aeronave con matrícula YS-164P, que tenía como objetivo viajar al Aeropuerto Internacional de Ilopango. Saliendo del Aeropuerto Internacional la Aurora, Guatemala, el vuelo era de retorno para hacer entrega de la aeronave al propietario en El Salvador.



Durante el trayecto aproximadamente a 10 millas de la frontera de Guatemala con El Salvador, el piloto al mando notó vibraciones provenientes del lado izquierdo de la sección del motor, siendo apenas perceptibles continuando con su trayecto hacia el Aeropuerto Internacional de Ilopango, el piloto reporta que una vez sobrevolando territorio salvadoreño las vibraciones eran ahora más prolongadas y severas, siendo perceptibles por toda la estructura de la aeronave.

Posteriormente a las vibraciones nota la pérdida de potencia del motor izquierdo y en los instrumentos pérdida de presión de aceite del motor izquierdo, el piloto al mando al estar en emergencia tomó la decisión de no ponerlo en marcha nuevamente y decidió llevar a cabo un aterrizaje de emergencia en la pista privada de la Hacienda San Clemente. El aterrizaje llevado a cabo no presentó eventualidades fuera de lo común y las dos personas a bordo resultaron ilesas. La aeronave presentaba un daño considerable en el motor izquierdo y su cowling, dejando la aeronave no aeronavegables.



La línea amarilla representa la pista en la que aterrizó la aeronave YS-164P ubicada en la Hacienda San Clemente, Sonsonate.

1.2 Lesiones a Personas

Lesiones	Tripulación (Piloto)	Pasajeros	Otros	Totales
Mortales	0	0	0	0
Graves	0	0	0	0
Leves	0	0	0	0
Ilesos	1	1	0	2

1.3 Descripción de Daños:

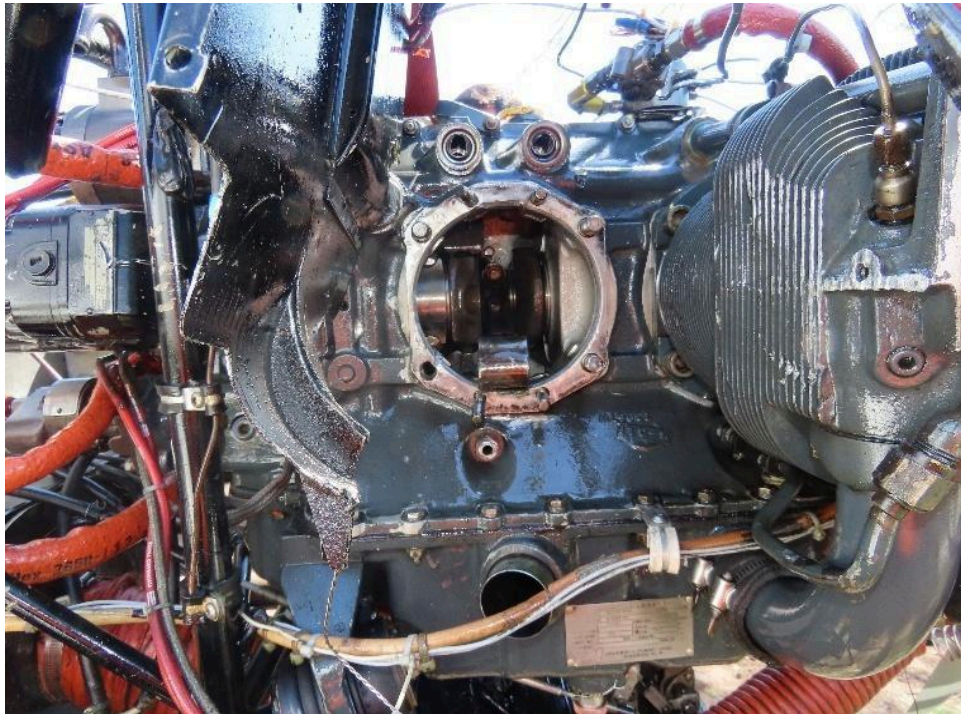
1.3.1 Fuselaje:

-Daños en la parte interna del cowling del motor izquierdo



1.3.2 Motor:

- Fractura evidente del cilindro número 5 del motor
- Biela del cilindro fracturada
- Pistón del cilindro fracturado.
- Daño en los componentes internos del motor, que requerirá una inspección exhaustiva.





1.3.3 Hélice:

-No se presentan daños en las palas de las hélices de ambos motores





1.4 Otros Daños

14.1 No se evidenciaron otros daños o daños a terceros

1.5 Información sobre el Personal

1.5.1

Licencia ATP: Cuenta con licencia ATP número 182, vigente al momento del accidente. Siendo la fecha de otorgamiento en 1999. Cuenta con las habilitaciones de monomotor terrestre, multimotor terrestre, instructor y vuelo rasante.

Experiencia: Cuenta con una trayectoria de más de 2 décadas, acumulando en la bitácora de vuelo una cantidad total de 11,839 horas de vuelo. Este piloto ha acumulado una vasta experiencia, su tiempo en el aire demuestra su conocimiento y dominio de aeronaves.

1.5.2 Certificado médico, vigente a la fecha del accidente

1.5.3 De acuerdo con lo informado por el departamento de licencias de la AAC, no se registran accidentes anteriores

1.6 Información sobre la Aeronave

1.6.1 Información general

Fabricante	Piper Aircraft
Modelo	PA-23-250
Número de Serie	274305
Año de fabricación	1969
Matrícula	YS-164P

1.6.1.1 Certificado de aeronavegabilidad

- La última inspección para la renovación del certificado de aeronavegabilidad fue el 6 de enero de 2025, mostrando que la aeronave está en condiciones de vuelo vigentes y con mantenimiento actualizado.

1.6.1.2 Verificaciones y pruebas

- Último registro de peso y balance: 8 de enero de 2002, lo que indica que no ha habido cambios recientes en su peso o distribución.
- Pruebas de ELT: 11 de enero de 2025, realizadas por Guatronics SA.
- Análisis bianual del sistema Pitot, altímetros y transponders: 11 de enero de 2025, también por Guatronics SA.

1.6.1.3 Uso y horas de vuelo

- La aeronave ha sido sometida a inspecciones periódicas (cada 50 y 100 horas de vuelo) en los años 2023, 2024 y 2025, incluyendo la revisión recurrente de la AD 2015-19-07.
- Horas totales de vuelo acumuladas: 4,257.6 horas hasta el 6 de enero de 2025.

- La aeronave ha tenido un bajo nivel de uso en los últimos años, evidenciado por el siguiente análisis de horas entre mantenimiento:

Fecha de Mantenimiento	Horas en esa fecha	Horas acumuladas	Horas desde último mantenimiento	Comentario
1/6/2025	4,257.6		N/A	Último mantenimiento y horas totales
25/06/2024	4,241.8	15.8	15.8	Mantenimiento para inspección anual (2024)
25/01/2024	4,228.3	13.5	13.5	Mantenimiento para inspección anual (2024)
12/06/2023	4,227.2	1.1	1.1	Mantenimiento para inspección anual (2023)
13/02/2023	4,203.8	23.4	23.4	Mantenimiento para inspección anual (2023)
01/07/2020	4,144.5	59.3	59.3	Mantenimiento para inspección anual (2020)
12/06/2018	4,104.6	39.9	39.9	Mantenimiento para inspección anual (2018)
18/04/2018	4,074.0	30.6	30.6	Mantenimiento para inspección anual (2018)
24/01/2017	4,024.0	50.0	50.0	Mantenimiento para inspección anual (2017)
01/08/2016	3,994.0	30.0	30.0	Mantenimiento para inspección anual (2016)
01/12/2015	3,944.0	50.0	50.0	Mantenimiento para inspección anual (2015)
28/01/2014	3,894.0	50.0	50.0	Mantenimiento para inspección anual (2014)
15/01/2013	3,834.0	60.0	60.0	Mantenimiento para inspección anual (2013)
14/02/2012	3,382.8	451.2	451.2	Mantenimiento para inspección anual (2012)
02/08/2011	3,777.8	-395.0	N/A	INCONSISTENCIA en registro de horas (valor negativo)

Notas importantes:

- La entrada del **2 de agosto de 2011** muestra un valor negativo en horas acumuladas (-395.0), lo cual indica una inconsistencia en los registros de ese año.
- Se realizó un ajuste del horómetro, pero los datos en los registros no reflejan correctamente la acumulación de horas.

- La tendencia general indica que la aeronave ha tenido un uso muy limitado en los últimos años, con incrementos mínimos en horas voladas y registros que muestran períodos de inactividad.

1.6.1.4 Historial de mantenimiento y uso

- La tendencia en el registro de horas indica que la aeronave ha sido utilizada principalmente en períodos específicos y no de manera constante. La diferencia de horas entre los mantenimientos, especialmente en los últimos años, es mínima, reflejando un uso limitado.
- La fecha del cambio de horómetro en 2014, con un total de 1,558 horas en ese momento, también evidencia que el avión no ha sido utilizado intensamente a lo largo de su historia.

1.6.2 Información del motor izquierdo

Fabricante	Lycoming
Modelo	IO-540-C4B5
Número de serie	L-1532-48
Potencia	250 hp/ 2575 rpm
Fecha ultimo OVH	06 enero de 1999 (OVH mayor)
Tiempo desde el ultimo OVH al mantenimiento	1,384.9
Fecha del último mantenimiento	06 enero del 2025- Inspección anual para renovación de certificado de aeronavegabilidad
Tiempo entre OVH	2000
T.T inicio y final desde OVH	2702.00- 4147.5U

1.6.2.1 Durante el último Overhaul realizado por AEROTECNICA 1999 en motor izquierdo, instalaron los siguientes componentes nuevos: magnetos, arneses de ignición, bafles deflectores de aire, overhaul de alternador, overhaul de servo inyector, bomba de combustible, revisión y pintura de bancada del motor.

1.6.2.2 Historial de Mantenimiento y Horas de Vuelo

Desde las últimas fechas relevantes, los registros muestran la siguiente evolución en horas de vuelo y mantenimientos:

Fecha de Mantenimiento	Horas en esa fecha	Horas acumuladas	Horas desde último mantenimiento	Comentario
1/6/2025	4,147.5	2.0	N/A	Inspección anual en 2025
25/06/2024	4,131.7	15.8	15.8	Overhaul bomba de combustible
25/01/2024	4,118.2	13.5	13.5	Inspección anual
13/02/2023	4,093.7	24.5	24.5	Inspección anual
08/03/2022	4,059.1	34.6	34.6	Inspección anual
04/03/2022	4,059.1	0.0	0	Instalación del motor LH conforme al manual Piper Service Manual PA-23-250 P/N: 753-564
04/03/2022	4,059.1	0.0	0	Reemplazo del crankcase por reparación
03/02/2020	4,034.4	24.7	24.7	Corrección en T.T., registro previo en 2016
09/05/2019	4,104.6	39.9	39.9	Reemplazo de hules de bancada
06/12/2018	4,104.6	0.0	0	Inspección anual
18/04/2018	4,074.0	30.6	30.6	Inspección anual
24/01/2017	4,024.0	50.0	50.0	Inspección anual
08/01/2016	3,994.0	30.0	30.0	Inspección anual
12/01/2015	3,944.0	50.0	50.0	Inspección anual
28/01/2014	3,894.0	50.0	50.0	Inspección anual
15/01/2013	3,834.0	60.0	60.0	Inspección anual
14/02/2012	3,382.8	451.2	451.2	Inspección anual
08/02/2011	3,777.8	-395.0	N/A	INCONSISTENCIA en registro de horas (valor negativo)

1.6.2.3 Inconsistencias en los registros

- La entrada del 8 de febrero de 2011 indica -395 horas, lo cual representa una clara inconsistencia, probablemente por un error en el registro del horómetro o en la corrección de los datos.
- La diferencia negativa en horas en esa fecha sugiere que hubo un ajuste o cambio en el medidor, pero los datos registrados no reflejan la acumulación real de horas de vuelo.

1.6.2.4 Resumen y Consideraciones

- La intervención reciente y el Overhaul completo garantizan la confiabilidad del motor.

- La tendencia en horas desde 2012 indica un uso moderado a bajo en los últimos años, con períodos de inactividad o poco uso.
- La inconsistencia en los registros históricos, especialmente en 2011, debe considerarse en cualquier análisis de la condición y fiabilidad del motor.

1.6.2.5 El 3 de marzo del 2022 se realizó la instalación del motor LH conforme al manual de servicio PIPER SERVICE MANUAL PA-23-250 P\N: 753-564.

1.6.2.6 Se realizó un cambio de bomba mecánica de combustible del motor por una nueva en estado de Overhaul P\N: LW1473 S\N: 1BLC24 el 24 de junio de 2024

1.6.3 Información de motor derecho

Fabricante	Lycoming
Modelo	IO-540-C4B5
Número de serie	L-8211-48
Potencia	250 hp/ 2575 rpm
Fecha ultimo OVH	06 enero de 1999 (OVH mayor)
Tiempo desde el ultimo OVH al mantenimiento	1,384.9
Fecha del último mantenimiento	06 enero del 2025- Inspección anual para renovación de certificado de aeronavegabilidad
Tiempo entre OVH	2000
T.T inicio y final desde OVH	2702.00- 4147.5U

1.6.3.1 Durante el último Overhaul realizado por AEROTECNICA 1999 en motor derecho, instalaron los siguientes componentes nuevos: magnetos, arneses de ignición, bafles deflectores de aire, overhaul de alternador, overhaul de servo inyector, bomba de combustible, revisión y pintura de bancada del motor.

1.6.3.2 Historial de Mantenimiento y Horas de Vuelo

A continuación, se presenta una tabla detallada con las fechas de mantenimiento, horas en esas fechas, y notas relevantes, evidenciando la tendencia y las inconsistencias en los registros:

Fecha de Mantenimiento	Horas en esa fecha	Horas acumuladas	Horas desde último mantenimiento	Comentario
1/6/2025	4,147.5	2.0	N/A	Inspección anual en 2025
25/06/2024	4,131.7	15.8	15.8	Overhaul bomba de combustible
25/01/2024	4,118.2	13.5	13.5	Inspección anual
06/09/2023	4,093.7	24.5	24.5	Reemplazo de sonda EGT
13/02/2023	4,093.7	0.0	0	Inspección anual
08/03/2022	4,059.1	34.6	34.6	Inspección anual
03/02/2020	4,034.4	24.7	24.7	Corrección de T.T. por error en registro anterior (2016)
07/01/2020	4,144.5	110.1	110.1	Último overhaul de 100 horas (registro previo)
09/05/2019	4,104.6	39.9	39.9	Reemplazo de hules de bancada
06/12/2018	4,104.6	0.0	0	Inspección anual
18/04/2018	4,074.0	30.6	30.6	Inspección anual
24/01/2017	4,024.0	50.0	50.0	Inspección anual
08/01/2016	3,994.0	30.0	30.0	Inspección anual
12/01/2015	3,944.0	50.0	50.0	Inspección anual
28/01/2014	3,894.0	50.0	50.0	Inspección anual
15/01/2013	3,834.0	60.0	60.0	Inspección anual
14/02/2012	3,382.8	451.2	451.2	Inspección anual
08/02/2011	3,777.8	-395.0	N/A	INCONSISTENCIA en registro de horas (valor negativo)

1.6.3.3 Inconsistencias en los registros

- La entrada del 8 de febrero de 2011 muestra un valor de -395 horas, que indica una clara inconsistencia en los datos, posiblemente por un error en el registro del horómetro o en la corrección de registros anteriores.
- La diferencia negativa en horas en esa fecha sugiere que hubo un ajuste o reemplazo en el medidor, pero los datos no reflejan la acumulación real de horas de vuelo.

1.6.3.4 Resumen y Consideraciones

- La intervención del overhaul en 1999 y las posteriores tareas de mantenimiento aseguran que el motor ha sido objeto de atención y mantenimiento preventivo y correctivo.
- La tendencia en horas desde 2012 indica un uso moderado a bajo en los últimos años, con períodos de inactividad o uso limitado.
- La inconsistencia en los registros, especialmente en 2011, debe ser considerada en cualquier análisis de la condición técnica del motor.

1.7 Información meteorológica

Las condiciones meteorológicas no fueron un factor influyente en el accidente

1.8 Ayudas de Navegación:

El vuelo se realizaba por ayudas de navegación de vuelo por instrumentos

1.9 Comunicación:

Las comunicaciones se mantuvieron dentro de los parámetros normales y no influyeron ni contribuyeron en el desarrollo del accidente.

1.10 Información sobre el lugar del accidente:

1.10.1 Ubicación: Distrito Sonsonate Este, Municipio de Armenia, Hacienda San Clemente. El lugar donde se llevó a cabo el aterrizaje de emergencia es una pista privada propiedad de la hacienda.

1.10.2 Condiciones del aeródromo

La pista de aterrizaje es de grama y no presenta superficies pavimentadas. Las condiciones del terreno son adecuadas para operaciones de aterrizaje y despegue de aeronaves ligeras, sin presentar dificultades significativas en el momento del aterrizaje de emergencia.

1.10.3 Entorno y cultivos circundantes

Alrededor del aeródromo existen cultivos de caña de azúcar, los cuales no ocasionaron dificultades adicionales durante la maniobra de aterrizaje de emergencia. La presencia de estos cultivos no afectó la operación ni contribuyó a complicaciones en la maniobra, permitiendo que la aeronave lograra un aterrizaje controlado en la pista de grama.



1.11 Registradores de voz:

La aeronave no cuenta con registradora de datos de voz ya que por regulación no es requerida

1.12 Información sobre los restos de la aeronave:

1.12.1 Daños principales

El daño se concentra en la sección del motor izquierdo, específicamente en el cowling interior, que presenta daños severos por la fractura del cilindro 5. La fractura provocó el desprendimiento del cilindro del bloque y la ruptura de las líneas de escape.

1.12.2 Daños en componentes internos

El pistón del cilindro 5 muestra fracturas en la cabeza, indicando un fallo estructural crítico. También se observaron fracturas en el vástago de la biela, evidenciando una falla mecánica que comprometió la integridad del motor.

1.12.3 Dinámica del aterrizaje de emergencia

La falla en el cilindro 5 resultó en una pérdida significativa de potencia, generando vibraciones intensas y desequilibrio en la fuerza de empuje. Ante esta condición de emergencia, el piloto realizó un aterrizaje controlado en pista de grama, gestionando la reducción de velocidad y manteniendo la trayectoria recta mediante técnicas de control del acelerador, timón y alerones para evitar un impacto descontrolado o vuelco. La ruptura de líneas de escape y la pérdida de potencia en un motor en régimen de vuelo avanzado indican que la falla ocurrió en un momento crítico, obligando a una maniobra de emergencia para minimizar daños y riesgos.

1.13 Información médica patológica

1.13.1 Certificado Médico

Según el certificado médico el piloto debe de usar lentes correctivos cuando ejerce los privilegios que la licencia que posee le permite. (Referencia: Certificado médico vigente-Anexos)

1.13.2 El certificado médico con fecha de vencimiento 31 de octubre de 2025 le solicita presentar en la próxima evaluación los exámenes de agudeza visual, audiometría, hemograma completo y electrocardiograma.

1.13.3 No hay personas lesionadas, todos resultaron ilesos

1.14 Incendio

No se produjo ningún incendio durante o después del accidente.

1.15 Supervivencia

No hay lesiones ni fatalidades producto del accidente

1.16 Ensayo e Investigación:

1.16 Ensayo e Investigación

Este proceso se realiza en línea con el árbol lógico presentado en la sección 2, que contempla el análisis de documentos, procedimientos regulatorios, experiencia del piloto y evaluación del mantenimiento.

1.16.1 Técnicas habituales de ensayo e investigación: Se emplearán métodos estándar de inspección visual, análisis de fracturas y evaluación de desgaste, para identificar posibles fallas estructurales o fatiga en los componentes afectados.

1.16.2 Ensayos No Destructivos (NDT): Debido al largo período desde el último repaso mayor, se realizarán END en las partes comprometidas, utilizando técnicas como ultrasonido, radiografía, penetrantes y partículas magnéticas, para detectar fracturas internas, corrosión o fatiga que no sean visibles a simple vista, y que puedan haber contribuido a la falla.

1.16.3 Técnicas de investigación adicionales: Se analizarán también los registros de mantenimiento, procedimientos de la autoridad de aviación civil, las cualificaciones y experiencia del piloto, además de los informes del fabricante, para determinar si errores humanos, fallas en el mantenimiento o defectos materiales fueron los causantes del daño.

1.17 Información Orgánica de Dirección:

1.17.1 La aeronave pertenece a un propietario privado con el fin de uso personal.

1.18 Información Adicional

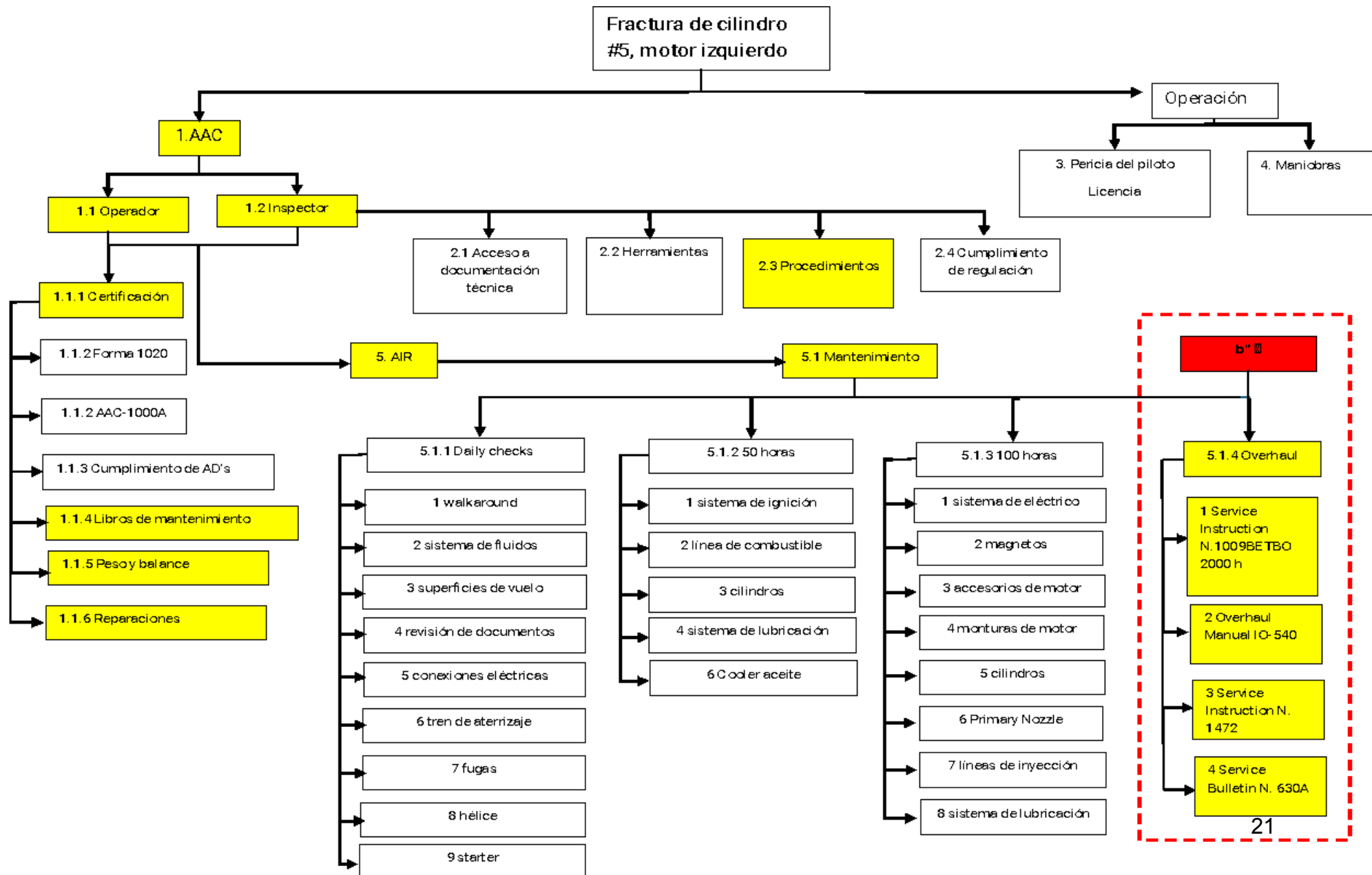
No se dispone de información adicional

1.18.1 Se cuentan con los libros correspondientes de aeronave, motor 1, motor 2 y hélice.

1.19 Técnicas de Investigación

Se utilizaron las técnicas de investigación de rutina

2. ANÁLISIS



2.0 Análisis:

2.0 Análisis Técnico del Evento

2.1 Rol y Cumplimiento de la Autoridad de Aviación Civil (AAC)

La Autoridad de Aviación Civil (AAC), en cumplimiento de su marco regulatorio, realiza la verificación del mantenimiento, registros y cumplimiento de las directivas de aeronavegabilidad en relación con la aeronave YS164P. En el ejercicio de sus competencias, lleva a cabo inspecciones para constatar la correcta aplicación de las regulaciones nacionales, como parte de estas inspecciones, revisa la conservación de registros críticos y la adherencia a las instrucciones técnicas del fabricante, asegurando el cumplimiento de las regulaciones RAC 21, RAC 43 y RAC 02.

Es importante destacar que, durante este análisis, la capacidad de la autoridad para detectar posibles anomalías o incumplimientos se vio limitada por la falta de acceso a antecedentes históricos completos y a documentación detallada. Aunque la revisión documental disponible no evidenció irregularidades aparentes por parte de los inspectores, esta situación restringió una evaluación exhaustiva del cumplimiento integral de los procedimientos de mantenimiento y del control del estado de los componentes sometidos a esfuerzos cíclicos. Como resultado, pudo haberse visto afectada la detección temprana de fisuras internas y fatiga en la aeronave y sus componentes estructurales.

La deficiente gestión de los registros por parte del operador impidió que la autoridad de aviación civil pudiera acceder a la información necesaria para verificar el cumplimiento de las tareas de mantenimiento, especialmente en componentes con vida límite y sometidos a esfuerzos cíclicos. Esta situación limitó la capacidad de la autoridad para detectar oportunamente documentos que evidenciaron reparaciones, inspecciones, reemplazos o daños como fisuras internas y fatiga en el motor y en la estructura de la aeronave. La falta de estos registros aumenta el riesgo de fallas catastróficas. Además, la ausencia de documentación adecuada, particularmente durante los procesos de renovación de certificados de aeronavegabilidad u otros procedimientos regulatorios, restringe la evaluación completa del estado de la aeronave y sus componentes, en línea con lo establecido en el Capítulo 1, Sección 1.3 del marco regulatorio (Referencia: Capítulo 1, Sección 1.3).

2.2 Operador

Se pudo evidenciar que la aeronave fue sometida únicamente a inspecciones anuales (inspecciones de 100 horas), sin realizar inspecciones específicas de 400 horas ni revisiones de fatiga en componentes internos como el cigüeñal, pistones y bielas, a pesar de que estos daños internos fueron evidenciados en los estudios de NDT (Referencia: Informe de inspección NDT, Anexo 5). La regulación RAC 43.2 establece que el operador debe gestionar adecuadamente el mantenimiento preventivo y correctivo, realizar inspecciones periódicas en los intervalos recomendados por el fabricante (cada 50 y 100 horas de vuelo), y mantener registros actualizados, incluyendo las revisiones por desgaste de componentes, fallas, mantenimiento rutinario y Overhaul. Sin embargo, en este caso, la falta de inspecciones específicas de 400 horas y revisiones de fatiga, junto con la exposición prolongada a ciclos de esfuerzo sin mantenimiento preventivo adecuado, pudieron haber contribuido al desgaste de las propiedades mecánicas de las partes metálicas del motor, en particular en materiales sometidos a fatiga, como las partes fabricadas de aleación de aluminio (pistones).

Adicionalmente, un factor contribuyente que impide detectar a tiempo la falta de mantenimiento es que el operador no cuenta con registros históricos completos o evidencia de la implementación de dichos controles y revisiones, ya que aunque la inspección documental no detectó irregularidades en los registros, se evidencian incumplimientos en los controles de los intervalos de revisión y en la aplicación de las directivas técnicas específicas del fabricante, particularmente en los documentos SI 1009BE, SI L180B, SI 1037Y (Referencia: Sección 1.6.2 del informe, donde se notan incongruencias en el mantenimiento). La falta de registros precisos y la omisión en la aplicación de las inspecciones recomendadas representan una falencia significativa en la gestión del mantenimiento por parte del operador, afectando la integridad y seguridad operacional de la aeronave.

2.3 Análisis de Documentación técnica

2.3.1 Cumplimiento de programas de mantenimiento (**SI 1009BE** y FAA): Las recomendaciones de la FAA y Lycoming estipulan inspecciones periódicas cada 50-100 horas y una revisión mayor cada 1,800-2,000 horas. La omisión o incumplimiento en estas inspecciones puede acelerar el deterioro de componentes internos, aumentando la probabilidad de fallas catastróficas. La falta de adherencia a estos intervalos, sumada a la no consulta del manual de mantenimiento específico, representa un riesgo significativo para la seguridad operacional.

2.3.2 Procedimiento de Remoción del Aceite Preservante (**SI 1472**): El procedimiento técnico requiere calentar los cilindros y drenar completamente el aceite residual antes de la instalación. La omisión de estos pasos puede dejar residuos que, con el tiempo, contribuyen a fatiga en componentes internos, como cilindros y bielas. La fractura en el cilindro 5, observada en el informe del accidente, puede estar relacionada con residuos de aceite no preservante que no fueron acumulados, causando deterioro prematuro.

2.3.3 Inspección y limpieza post-preservación: La falta de una inspección exhaustiva y limpieza tras la remoción del aceite puede dejar contaminantes internos, favoreciendo fallas mecánicas. La evidencia del daño severo en el cilindro 5 sugiere que la preparación del motor no cumplió con los procedimientos recomendados, incrementando el riesgo de fatiga y fracturas.

2.3.4 Gestión de Registros y control de Horas: Las inconsistencias en los registros de horas de vuelo y mantenimiento, como valores negativos, evidencian deficiencias en la documentación y control del mantenimiento. La falta de registros adecuados impide detectar oportunamente el estado real del motor, dificultando la planificación de inspecciones y overhaul, aumentando la vulnerabilidad a fallas no detectadas.

2.3.5 Inspección y reemplazo del Bushing del cigüeñal (**SB 630A**): El Service Bulletin 630A requiere inspeccionar y reemplazar el bushing cada vez que se remueve un cilindro, verificando la línea de split y el ajuste del bushing. La ausencia de evidencia que confirme la inspección del bushing en el mantenimiento reciente del motor del YS164P indica incumplimiento de esta instrucción. La desalineación o desgaste del bushing puede haber contribuido a la fractura del cilindro y la biela, como se observa en el informe del accidente.

2.3.6 Impacto de los incumplimientos en el resultado del accidente: La falta de inspección del bushing, la omisión en la limpieza y remoción adecuada del aceite preservante, y la gestión deficiente de registros, crearon condiciones propicias para una falla estructural. La fractura del cilindro 5 y la biela pueden estar relacionadas con estos incumplimientos técnicos, que comprometen la integridad del motor y ponen en riesgo la seguridad operacional.

2.4 Análisis de componentes

El análisis del evento revela que el crankcase sufrió una reparación en el motor izquierdo en la fecha de 04/03/2022, en la zona del cilindro 2. Sin embargo, no se tiene información

documentada acerca de las reparaciones previas del crankcase, lo cual indica que la reparación en este componente puede haber sido realizada sin seguir los procedimientos apropiados de inspecciones, reemplazos de acuerdo con los documentos emitidos por el fabricante y la autoridad competente.

Cuando se lleva a cabo reparaciones en estructuras de aluminio, como los del crankcase, pistones, entre otros. Deben de acompañarse de inspecciones rigurosas como las de NDT (líquidos penetrantes, ultrasonido, etc.) para detectar fisuras internas no visibles a simple vista en componentes adyacentes (Referencia: **SB 630A**, Anexo 5). La falta de aplicación de estas técnicas puede enmascarar fisuras internas que, con el tiempo, progresan y comprometen la integridad estructural, llevando a fallas como la observada en el cilindro y pistón número 5.

El daño en los componentes internos, asociado a esfuerzos de fatiga y reparación, indica que en la zona del cilindro número 5 existía un estado de daño progresivo que no fue detectado a tiempo, probablemente debido a la falta de inspecciones específicas y la omisión en aplicar los procedimientos de evaluación de fatiga recomendados en los documentos técnicos del fabricante.

2.5 Estado de Mantenimiento y Overhaul del Motor

El fabricante establece un intervalo de overhaul (TBO) de 2000 horas o 12 años para el motor, con una revisión o overhaul previsto en 2011. En este caso, no hay evidencia documentada de que se haya realizado un overhaul en el motor desde la fecha de inicio de 1999, lo que implica que el motor y sus componentes internos estaban operando más allá de su vida útil recomendada y sin inspecciones de fatiga adecuadas (Referencia: Manual del operador, Capítulo 4, Inspecciones no programadas).

El mantenimiento rutinario de 100 horas, aunque útil para detectar daños superficiales, no es suficiente para identificar fisuras internas o fatiga en componentes críticos como en el pistón y cilindro afectados. La omisión de inspecciones, pruebas de fatiga mediante pruebas no destructivas de materiales envejecidos (**MIL-HDBK-728/2 y ASM E-1444**, Anexo 5), incrementa el riesgo de fallas progresivas.

2.6 Análisis de Ensayos No Destructivos (NDT)

Los estudios de NDT realizados en los componentes internos del motor detectaron fisuras internas en el pistón número 5, además de signos de daños avanzado por fatiga (Referencia: Informe NDT, Anexo 5). La aplicación de técnicas como líquidos penetrantes y ultrasonido, en línea con los procedimientos del **SB 630A y SI 1037Y**, hubiese permitido la detección temprana de fisuras, posibilitando acciones preventivas.

En la evaluación No Destructiva (NDT) de los componentes afectados, los inspectores han logrado no solo determinar los resultados observados en las pruebas de líquidos penetrantes

y partículas magnéticas, sino también identificar que el pistón presentaba daños por desgaste y pérdida de material en etapas previas, lo cual contribuyó a la agravación del estado de integridad del material.

2.7 Performance del Piloto

El desempeño del piloto fue adecuado, actuando conforme a los procedimientos en la detección de vibraciones y pérdida de presión de aceite. La gestión de la emergencia, incluyendo la decisión de aterrizar en un sitio seguro, evidencia un buen factor humano en la operación (Referencia: Licencias, Certificado médico, Bitácora-Anexos).

Según la etapa de emergencia en el POH (Procedimiento de emergencia) el piloto realizó de manera eficaz el aterrizaje de emergencia y dado los daños de la integridad del motor y la degradación del performance de la aeronave, el piloto tomó la decisión de aterrizar en el aeródromo de la Hacienda de San Clemente dada la emergencia no llegaría al Aeropuerto Internacional de Ilopango. (Referencia: Procedimiento de emergencia según POH-Anexos)

3 CONCLUSIONES

La investigación del accidente de la aeronave matrícula YS-164P evidenció factores técnicos y administrativos que propiciaron la falla en vuelo y el aterrizaje de emergencia. Los hallazgos principales fueron los siguientes:

3.1 Incumplimiento de overhaul conforme a la vida límite del motor

Se determinó que el operador no realizó el overhaul calendarizado del motor izquierdo, como establecen el Manufacturer's Service Information SI 1009BE, RAC 43.2, y RAC 21.183

El motor había operado desde 1999, excediendo el límite de 12 años o 2000 horas estipulado por el fabricante, lo cual favoreció la progresión de daños internos por fatiga, reflejados en la fractura del cilindro número 5

Referencias: Informe Secciones 1.6.2.2, 2.5; SI 1009BE Lycoming; RAC 43.2.

3.2 Deficiencias en la trazabilidad de componentes y registros de mantenimiento

Se identificaron inconsistencias en los registros históricos, como valores negativos de horas (ej.: -395 horas en 2011) , en contravención a las obligaciones de control establecidas en RAC 43.2 y RAC 13.225 .Asimismo, no se encontró evidencia documental de cumplimiento de inspecciones críticas como:

SB 630A: Inspección del bushing del cigüeñal.

SL L180B: Procedimientos de preservación de motores, Estas omisiones impidieron identificar oportunamente el deterioro interno del motor.

Referencias: Informe Secciones 1.6.2.3, 2.3.4, 2.4.

3.3 Alcance actual de los procesos de renovación del Certificado de Aeronavegabilidad

La renovación del Certificado de Aeronavegabilidad, efectuada el 6 de enero de 2025, se realizó de acuerdo con los procedimientos vigentes en las regulaciones RAC 21.183 y RAC 21.184. La AAC aplicó correctamente los lineamientos actuales, que se enfocan en la verificación de registros documentales y de la condición exterior de la aeronave.

Referencias: Informe Secciones 1.6.1.1, 2.1; RAC 21.183 y RAC 21.184.

4 RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

4.1 Operadores

Se recomienda que los operadores fortalezcan su sistema de gestión de mantenimiento mediante:

El cumplimiento estricto de los intervalos de overhaul, vida límite de componentes y ejecución de inspecciones conforme a RAC 43.2, RAC 21.183 y documentos técnicos aplicables (Service Bulletins, Service Instructions, Service Letters).

La actualización precisa y continua de los registros de horas de vuelo, ciclos de operación y mantenimientos realizados, de acuerdo con RAC 43.2(h) y RAC 13.225.

El establecimiento de mecanismos de trazabilidad que permitan validar de forma clara la vigencia de los componentes críticos (motores, hélices, accesorios esenciales).

La implementación de sistemas de control interno (físicos o digitales) que reflejen en cabina y registros de mantenimiento la vida útil restante de los componentes clave.

Objetivo: Mejorar la trazabilidad y control técnico de la aeronave, facilitando la verificación de aeronavegabilidad y reforzando la seguridad operacional.

4.2 A la Autoridad Competente

Se reconoce que la AAC ya ha iniciado acciones para fortalecer sus herramientas de apoyo en los procesos de renovación de Certificados de Aeronavegabilidad, como la elaboración de listas de verificación específicas para los inspectores, la revisión del cumplimiento de los intervalos de overhaul y la gestión de componentes críticos, así como la incorporación de referencias a los requisitos de aeronavegabilidad continuada establecidos en los anexos de la OACI.

No obstante, se recomienda dar continuidad y seguimiento a estas iniciativas mediante un plan de desarrollo que permita consolidar y ampliar estas acciones, asegurando la implementación efectiva de mecanismos internos de alerta para detectar inconsistencias en los registros de mantenimiento, como discrepancias en los horómetros o falta de registros de overhaul y reparaciones mayores.

Este proceso de seguimiento contribuirá a optimizar la evaluación de la aeronavegabilidad continuada, fortaleciendo la capacidad de los inspectores para identificar oportunamente posibles riesgos técnicos y asegurar que los programas de mantenimiento y registros

relevantes se gestionen de manera efectiva, en línea con las mejores prácticas regulatorias.

El objetivo es mantener el avance logrado, asegurando una mejora continua en la supervisión, sin que implique un incremento significativo en la carga operativa de los operadores, promoviendo así una mayor seguridad operacional.

5 ANEXOS

2.1 Rol y Cumplimiento de la Autoridad de Aviación Civil (AAC)

RAC 21.183 Y 21.184

SECCIÓN 1

RAC-21

- iii) Si se encuentran instalados o se instalan componentes, partes o materiales no aprobados para la aviación o por el fabricante de la aeronave, de igual forma si se encuentran instalados o se instalan componentes o partes que han excedido su vida límite operacional (horas, ciclos, aterrizajes,
- iv) tiempo calendario, etc.), así como también si no se pueden establecer los tiempos de uso o vida acumulada de componentes o partes.
- v) Si la aeronave presenta daños de tal naturaleza, que a juicio de un poseedor de una licencia de técnico en mantenimiento de aeronaves vigente o de un inspector de la AAC se establezca que la misma no está en condiciones seguras para volar, en este caso su certificado quedara suspendido hasta que se repare apropiadamente.
- vi) Si la aeronave ha sido transferida y no ha sido debidamente inscrita en el Registro Aeronáutico Salvadoreño, conforme el reglamento respectivo.
- 3) El propietario, el operador o el representante legal de la aeronave debe, cuando se le requiera, tenerla disponible para su inspección por la AAC.
- 4) El Certificado de Aeronavegabilidad queda cancelado cuando el Certificado Tipo bajo el cual fue emitido, es suspendido o revocado por la autoridad del Estado que lo emitió.
- c) Cuando un certificado de aeronavegabilidad, se suspenda, revoque o cancele, el propietario, operador o representante legal de la aeronave que ampara debe devolverlo a la AAC dentro de los tres días posteriores a la fecha de caducidad, suspensión, revocación, o cancelación del mismo.

RAC-21. 182 Identificación de Aeronaves poseedoras de Certificados de Aeronavegabilidad y Permisos de Vuelo.

Todo solicitante de un Certificado de Aeronavegabilidad o de un Permiso de Vuelo bajo esta subparte, debe demostrar que la aeronave está identificada como se establece en el RAC 45.

RAC-21. 183 Emisión del Certificado de Aeronavegabilidad Estándar.

- a) La AAC emite el certificado de aeronavegabilidad estándar, verificando que la aeronave se ajusta a los aspectos de diseño correspondientes, a los requisitos adecuados de aeronavegabilidad y que la aeronave está conforme a su diseño tipo aprobado bajo un certificado tipo y a las Directivas de Aeronavegabilidad emitidas por el Estado que aprobó la certificación de tipo, además debe cumplir con los certificados tipo suplementario instalados en dicha aeronave y emitidas por el Estado que aprobó la certificación de tipo.
- b) La AAC no emite un Certificado de Aeronavegabilidad Estándar a menos que verifique que la aeronave cumple las normas aplicables del Anexo 8 al Convenio de Aviación Civil Internacional mediante el cumplimiento de los requisitos de aeronavegabilidad apropiados y.
- c) Para obtener el Certificado de Aeronavegabilidad Estándar, se deben cumplir los siguientes requisitos:
 - Documentación para la solicitud de un certificado de Aeronavegabilidad Estándar:
 - i) Presentar ante la AAC las formas AAC-1020 y AAC-1000A o AAC-1000H según corresponda.
 - ii) Copia de las Hojas de Datos del Certificado Tipo que amparen el número de serie y/o modelo que se pretende registrar
 - iii) La lista y documentación de respaldo de las reparaciones mayores y certificados tipo suplementario, que le han sido incorporadas.
 - iv) Proporcionar una lista o medio de control sobre el cumplimiento de Directivas de Aeronavegabilidad, Boletines de Servicio y cualquier información obligatoria de mantenimiento de

SECCIÓN 1

RAC-21

la aeronavegabilidad (MCAI) emitida por el estado de diseño o la entidad responsable del Certificado Tipo, junto con la documentación de respaldo.

- v) Presentar el último reporte de peso y balance en vacío, que no debe ser anterior a 5 años, o un reporte actualizado si se han realizado modificaciones o reparaciones mayores.
 - vi) Historial de mantenimiento y control de componentes de la aeronave así como partes con vida limitada, motores, hélices y componentes con sus debidos respaldos.
 - vii) Una declaración de conformidad con el certificado tipo y certificado(s) tipo suplementario(s), en caso de que la aeronave posea estos últimos.
 - viii) Registro de la inspección anual/100 horas. Aeronave, motor (es) hélice (es) o el registro de las anotaciones en bitácora bajo un programa de mantenimiento aprobado;
 - ix) Solicitar la convalidación o aceptación del certificado de Homologación de ruido, gases y emisiones de CO2 al departamento de ingeniería de la AAC de acuerdo con la subparte D de esta RAC.
 - x) Presentar póliza de seguro inscrita
 - xi) Presentar factura de pago por inscripción de certificado de aeronavegabilidad, certificado de aeronavegabilidad e inspección de conformidad
 - xii) Adjuntar copia de las anotaciones y ejecución de la inspección del sistema Pitot Static, Altimetros, Prueba de ELT, vencimiento de batería, Prueba, chequeo de ATC Transponder, brújula y otras inspecciones obligatorias según RAC 02 y RAC OPS 1 según corresponda
- 2) Documentos vigentes y su respectivo control de revisiones, según aplique:
- i) Manual de Vuelo.
 - ii) Programa de Mantenimiento Básico del fabricante.
- 3) Las leyendas, placas o rótulos de seguridad en cabina de pasajeros y exteriores para el servicio de la aeronave deben de indicarse en idioma español e inglés.
- 4) Documento de Aprobación de Aeronavegabilidad para la Exportación si aplica
- d) La aeronave debe estar a disposición, en un lugar aceptable para la Autoridad, para ser inspeccionada y revisada por conformidad, como lo considere necesario. Es responsabilidad del interesado proveer personal y equipo para que la inspección y chequeo puedan ser llevados a cabo adecuadamente.
- e) En caso que la Autoridad considere necesario, el solicitante debe llevar a cabo vuelos de prueba para probar que los sistemas operan satisfactoriamente, conforme a las limitaciones establecidas.

**RAC 21. 184 renovación del Certificado de Aeronavegabilidad Estándar
(Ver CA 02-409 (B))**

El propietario, Representante Legal u Organización de Mantenimiento Aprobada de una aeronave registrada en el Estado de El Salvador, debe solicitar la renovación del Certificado de Aeronavegabilidad por medio de las formas AAC-1020 y AAC-1000A o AAC-1000H, después de haber cumplido con la ejecución de la inspección anual o 100 horas, de acuerdo con el programa de mantenimiento

Para la renovación del certificado de aeronavegabilidad debe presentar la siguiente documentación, previo cumplimiento de lo establecido en el párrafo anterior:

- a) Para proceder con la renovación del certificado de aeronavegabilidad, el propietario, representante legal o la organización de mantenimiento aprobada de una aeronave registrada en El Salvador deberá presentar la siguiente documentación:

SECCIÓN 1

RAC-21

Es necesario presentar una certificación firmada y emitida por el Personal Certificador de la Organización de Mantenimiento Aprobada, utilizando el formulario AAC-1000A o AAC-1000H, según corresponda a aviación general o comercial. Esta certificación deberá estar debidamente sellada y debe indicar que se ha cumplido con:

1. La inspección anual o de 100 horas según corresponda, de acuerdo con el Programa de Mantenimiento (aprobado por la AAC, Aviación Comercial), en lo referente a Aviación General un programa de mantenimiento del fabricante customizado aprobado por la AAC, anotaciones realizadas en la bitácora donde se refleje el mantenimiento ejecutado en la aeronave, motor (es) y hélice (s) por parte de la OMA para que ésta sea retornada a servicio.

(b) Requisitos para Aviación General y Comercial:

- 1) Presentar una copia del Certificado de matrícula
- 2) Proporcionar el Certificado de Aeronavegabilidad que esté vencido o próximo a vencer.
- 3) Incluir una póliza de seguro vigente que corresponda a la matrícula y número de serie de la aeronave.
- 4) Presentar la factura de pago correspondiente a la inscripción del certificado de aeronavegabilidad, así como del certificado y la inspección de conformidad.
- 5) Si la aeronave cuenta con un certificado de Homologación de Ruido, gases y emisiones CO2 cuando aplique, debe ser presentado.
- 6) Adjuntar copia del registro de pruebas y chequeos de los sistemas Pitot Static, altímetros, ELT, vencimiento de batería, chequeo del ATC Transponder, brújula y las inspecciones obligatorias según RAC 02 y RAC OPS 1, según corresponda.
- 7) Demostrar que la aeronave está identificada conforme a lo establecido en RAC 45.
- 8) Proporcionar una lista o medio de control sobre el cumplimiento de Directivas de Aeronavegabilidad, Boletines de Servicio y cualquier información obligatoria de mantenimiento de la aeronavegabilidad (MCAI) emitida por el estado de diseño o la entidad responsable del Certificado Tipo, junto con la documentación de respaldo.
- 9) Incluir anotaciones en la bitácora que reflejen la inspección anual o de 100 horas, según aplique, de acuerdo con el Programa de Mantenimiento ejecutado en la aeronave, motores y hélices, realizado por la Organización de Mantenimiento Aprobada, para su retorno al servicio.
- 10) Presentar la lista y la documentación de respaldo de modificaciones o reparaciones mayores, así como los Certificados Tipo Suplementario que se hayan incorporado.
- 11) Presentar el último reporte de peso y balance en vacío, que no debe ser anterior a 5 años, o un reporte actualizado si se han realizado modificaciones o reparaciones mayores.
- 12) Aportar documentos vigentes junto con su respectiva hoja de control de revisiones, según aplique:
 - i) Manual de Vuelo.
 - ii) Programa de Mantenimiento Básico del fabricante.
- 13) Para aeronaves con MTOW igual o superior a 5700 kg presentar el Programa de envejecimiento de la aeronave.
- 14) presentar el Programa de envejecimiento de la aeronave.
- 15) La aeronave debe estar disponible en un lugar aceptable para la Autoridad para su inspección y revisión, según lo considere necesario. Es responsabilidad del solicitante proporcionar el personal y equipo necesarios para llevar a cabo la inspección y verificación de manera adecuada.

RAC 21.185 Contenido del Certificado de Aeronavegabilidad Estándar.

- a) El Certificado de aeronavegabilidad estándar (Forma AAC-1040) deberá contener la siguiente información:
 - 1) Nacionalidad y matrícula
 - 2) Fabricante y designación dada por éste a la aeronave (modelo)
 - 3) Número de serie de la aeronave
 - 4) Categoría (de acuerdo al Certificado Tipo)

04-feb-2025
14-marzo-2025

1 - C - 8

Edición: 02
Revision: 01

SI-1009BE



652 Oliver Street
Williamsport, PA. 17701 U.S.A.
Telephone +1 (877) 839-7878 (U.S. and Canada)
Telephone +1 (570) 327-7222 (International)
Fax +1 (570) 327-7101
Email Technicalsupport@lycoming.com
www.lycoming.com

SERVICE INSTRUCTION

DATE: April 24, 2020

Service Instruction No. 1009BE
(Supersedes Service Instruction No. 1009BD)
Engineering Aspects are
FAA Approved

SUBJECT: Time Between Overhaul (TBO) Schedules
MODELS AFFECTED: Lycoming Engine Models Defined Herein

REASON FOR REVISION: Added a new paragraph at the end of the Operating Hour Time Period TBO section. Added new engine model IO-390-D to Table 1. Revised Table 2 to include separate listings for engine model O-540-F1B5 for the Robinson R44 and R44 Cadet. Revised Note 10 to include reference to Note 6. Revised the paragraph after the CAUTION in the CALENDAR TIME PERIOD TBO section. Revised Note 15,c.

NOTICE: Incomplete review of all the information in this document can cause errors. Read the entire Service Instruction to make sure you have a complete understanding of the requirements.

This Service Instruction identifies the Calendar Time Period in years and the Operating Hour Time Period in hours of engine operation for the Time Between Overhaul (TBO) for certified Lycoming engine models operated and maintained in compliance with all applicable Lycoming Technical Publications and FAA Airworthiness Directives.

The TBOs stated in this Service Instruction do not apply to engines that:

- Do not conform to the original engine model type certificate configuration;
- Have been assembled, repaired, or overhauled with FAA-PMA parts, where the FAA-PMA parts have not been approved for use by Lycoming (contact Lycoming for information regarding FAA-PMA parts approved for use by Lycoming);
- Have been maintained or overhauled using methods other than Lycoming approved procedures; or
- Have been operated outside Lycoming's published specifications.

⚠ CAUTION REPAIR OR MODIFICATION OF ENGINES USING PARTS OR PROCEDURES NOT APPROVED BY LYCOMING CAN DAMAGE OR AFFECT THE DURABILITY, SAFETY, AND RELIABILITY OF THE ENGINE. AS A RESULT, SERVICE LIFE CANNOT BE PREDICTED FOR ENGINES THAT HAVE UNDERGONE UNAPPROVED REPAIR OR MODIFICATION.

Engine accessories and propellers can require overhaul prior to engine overhaul. TBO extensions authorized by this Service Instruction do not alter any engine accessory or propeller manufacturer's recommended overhaul schedule. Overhaul accessories and propellers in accordance with the appropriate manufacturer's recommendation.

The information in this revision of Service Instruction No. SI-1009 is approved by the FAA as an Alternative Method of Compliance (AMOC) for AD-2012-19-01, paragraphs (f)(1)(i) and (f)(2)(i). This Service Instruction is based on the engine being active in a 30-day period. If it is known that an engine is to remain inactive for 30 or more days, refer to the latest revision of Service Letter L180.



General Aviation
Manufacturers Association

ISSUED			REVISED			PAGE NO.	REVISION
MO	DAY	YEAR	MO	DAY	YEAR	1 of 8	BE
05	27	60	04	24	20		

©2020 by Lycoming. All Rights Reserved
Lycoming Engines is a division of Avco Corporation.

CALENDAR TIME PERIOD TBO

All engine models are to be overhauled within twelve (12) calendar years of the date they first entered service or of last overhaul. This calendar year time period TBO is to mitigate engine deterioration that occurs with age, including corrosion of metallic components and degradation of non-metallic components such as gaskets, seals, flexible hoses and fuel pump diaphragms.

⚠ CAUTION CALENDAR YEAR TBO IS BASED ON ACCELERATED TESTING AND OVERALL FLEET SERVICE DATA. LOCAL CLIMATE CONDITIONS, STORAGE CONDITIONS, FREQUENT EXTENDED PERIODS OF INACTIVITY, PRESERVATION TECHNIQUES USED DURING INACTIVE PERIODS, AND FREQUENCY OF OIL CHANGES CAN AFFECT CORROSION OF METALS AND DEGRADATION OF NON-METALS.

For FAA Part 91 or EASA Part NCO (non-commercial) or equivalent operations, only an appropriately rated and qualified maintenance person (or international equivalent) can allow the twelve (12) calendar year TBO to be exceeded with concurrence from the controlling civil aviation authority to verify agreement with this provision and after thoroughly examining the engine for corrosion and degradation in accordance with 14 CFR 43 Appendix D (or international equivalent) and determining that the engine remains in an airworthy condition. This inspection is to be repeated annually or as necessary to ensure continued airworthiness. The twelve (12) calendar year TBO must not be exceeded if the engine is affected by AD 2012-19-01 and not in compliance with AD 2012-19-01.

⚠ WARNING OPERATION OF AN ENGINE IN A NON-AIRWORTHY CONDITION COULD RESULT IN LOSS OF LIFE, SERIOUS INJURY, AND DAMAGE TO PROPERTY. ENGINES ARE NOT TO BE OPERATED BEYOND 12 YEARS UNLESS CERTIFIED AS AIRWORTHY BY QUALIFIED MAINTENANCE PERSONNEL. ENGINES THAT FAIL TO OPERATE WITHIN LYCOMING'S PUBLISHED OPERATING SPECIFICATIONS OR THAT SHOW ANY EVIDENCE OF CORROSION, WEAR, DAMAGE, OR OTHER CONDITION AFFECTING AIRWORTHINESS MUST BE IMMEDIATELY REMOVED FROM SERVICE AND OVERHAULED PER LYCOMING TECHNICAL PUBLICATIONS.

OPERATING HOUR TIME PERIOD TBO

Operating Hour TBOs for fixed wing aircraft are in Table 1 and for rotary wing aircraft are in Table 2. These TBOs are to mitigate engine deterioration that occurs during normal operation such as wear and high cycle fatigue of metallic components.

⚠ CAUTION OPERATING HOUR TBOS ARE BASED ON ACCELERATED TESTING AND OVERALL FLEET SERVICE DATA. BECAUSE OF VARIATIONS IN THE MANNER IN WHICH ENGINES ARE OPERATED AND MAINTAINED, LYCOMING CANNOT GIVE ASSURANCE THAT ANY INDIVIDUAL OPERATOR WILL ACHIEVE THE OPERATING HOUR TBOS IDENTIFIED HEREIN.

NOTICE: The TBOs for engines used in crop dusting or other chemical application is a maximum of 1500 hours, or the time referenced in Tables 1 and 2, whichever is lower.

Tables 1 and 2 have references to the NOTES at the end of this Service Instruction with specific information regarding the engine overhaul intervals.

Engine operating hours will be monitored and recorded using the same procedure or method that the airframe manufacture or operator has chosen to monitor Time in Service for maintenance time records in accordance with 14 CFR 1.1 or its international equivalent.

ISSUED			REVISED			PAGE NO.	REVISION	S.I. 1009
MO	DAY	YEAR	MO	DAY	YEAR	2 of 8	BE	
05	27	60	04	24	20			

Table 1
Fixed Wing Aircraft
Operating Hour Time Between Overhaul Periods

Engine Models/Series	Sec Note	Hours
O-235 (except -F, -G, -J)	12	2400
O-235-F, -G, -J	13	2000
O-290-D	-----	2000
O-290-D2	-----	1500
O-320 (except O-320-H)	1,10,11,15,16	2000
O-320-H	11	2000
IO-320-A, -E	1,10,11,15,16	2000
IO-320-B, -D, -F	4,6,10,11,15,16	2000
IO-320-C	2,4,10,11	1800
AIO-320 (160 HP)	6	1600
AEIO-320	6	1600
O-340	1	2000
O-360 (except O-360-E)	1,4,10,11,15,16	2000
O-360-E	4,11	2000
IO-360-L2A	11,15,16	2000
IO-360-A, -C, -D, -J (200 HP)	4,5,6,10,11,15,16	2000
IO-360-B, -E, -F, -M, -N, -P (180 HP)	1,4,10,11,15,16	2000
TO-360-C, -F; TIO-360-C	3,11	1800
TO-360-E (180 HP)	3,4,11	1800
AIO-360 (200 HP)	6	1400
TIO-360-A	3,11	1200
AEIO-360 (180 HP)	6	1600
AEIO-360 (200 HP)	6	1400
IO-390-A, -C, -D	11,15,16	2000
AEIO-390-A	6	1400
O-435; GO-435	-----	1200
GO, GSO-480; IGSO-480	1	1400
O-540-A, -B, -E4A5	1,10,15	2000
O-540-E4B5, -E4C5	1,11,15,16	2000
O-540-G, -H, -J	10,11,15,16	2000
O-540-L3C5D	2,11	2000
IO-540-A, -B (290 HP)	1,10,11	1400
IO-540-AG1A5	-----	1800
IO-540-C	1,10,11,15,16	2000
IO-540-D	1,10,15,	2000
IO-540-E, -G, -P	1,10,11	1600
IO-540-S, -AA	2,10	1800

ISSUED			REVISED			PAGE NO.	REVISION	S.I. 1009
MO	DAY	YEAR	MO	DAY	YEAR	3 of 8	BE	
05	27	60	04	24	20			

SL- L180B

TEXTRON Lycoming

652 Oliver Street
Williamsport, PA 17701 U.S.A.
570/323-6181

**SERVICE
LETTER**

Service Letter No. L180B
(Supersedes Service Letter No. L180A)
November 13, 2001

TO: All Owners and Operators of Textron Lycoming Aircraft Engines

SUBJECT: Engine Preservation for Active and Stored Aircraft

Engines in aircraft that are flown only occasionally may not achieve normal service life because of corrosion. This occurs when moisture from the air and products of combustion combine to attack cylinder walls and bearing surfaces during periods when the aircraft is not used. The procedures for combating this condition consist of coating the vulnerable surfaces with rust inhibitive compounds as herein described.

NOTE

Need for preservation must be evaluated by the owner or operator of the aircraft based on environmental conditions and frequency of aircraft activity. The time periods given are recommendations based on normal conditions.

Our experience has shown that in regions of high humidity, active corrosion can be found on cylinder walls of new engines inoperative for periods as brief as two days. In engines that have accumulated 50 hours or more time in service in a short period, the cylinder walls will have acquired a varnish that tends to protect them from corrosive action; such engines under favorable atmospheric conditions can remain inactive for several weeks without evidence of damage by corrosion.

Aircraft operated close to oceans, lakes, rivers and in humid regions have a greater need for engine preservation than engines operated in arid regions.

ACTIVE ENGINES:

Engine temperature and length of operating time are very important in controlling rust and corrosion. The desired flight time for air cooled engines is at least one continuous hour at oil temperatures of 165°F to 200°F at intervals not to exceed 30 days, depending on location and storage conditions. This one hour does not include taxi, take-off and landing time. If recommended oil temperatures are not obtainable, contact aircraft manufacturer for availability of oil cooler winterization plates.

The aircraft temperature gages should be checked to make sure that they are accurate.

The cooling air baffles need to be in good condition and fitted properly to assure proper cooling air flow.

The oil cooler system needs to be of the proper size for the engine and airframe installation. Oil coolers that are sized incorrectly can cause over-heating or below minimum temperatures. Low temperatures are just as harmful as high temperatures due to build-up of water and acids.

Page 1 of 4

© 2001 by Textron Lycoming "All Rights Reserved"

Service Letter No. L180B

Oil changes are very important in minimizing rust and corrosion. Reference latest revision of Textron Lycoming Service Bulletin No. 480 for recommended oil/filter change intervals and procedures.

Pulling engines through by hand when the aircraft is not run or flown for a week or so is not recommended. Pulling the engine through by hand prior to start or to minimize rust and corrosion does more harm than good. The cylinder walls, piston, rings, cam and cam follower only receive splash and vapor lubrication. When the prop is pulled through by hand, the rings wipe oil from cylinder walls. The cam load created by the valve train wipes oil off the cam and followers. After two or three times of pulling the engine through by hand without engine starts, the cylinders, cam and followers are left without a proper oil film. Starting engines without proper lubrication can cause scuffing and scoring of parts resulting in excessive wear.

INACTIVE ENGINES:

If it is known that an aircraft is to remain inactive for 30 or more days, the following procedure should be applied to the engine, especially if the aircraft is located near salt water or similar humid environment.

1. Install a preservative by one of the following methods:
 - a. Drain the lubricating oil from the sump or system and replace with a preservative oil mixture. This preservation mixture consists of one part by volume MIL-C-6529C Type I concentrated preservative compound added to three parts by volume of MIL-L-6082C (SAE J1966), Grade 1100, mineral aircraft engine oil or oil conforming to MIL-C-6529C Type II. Follow carefully the manufacturer's instructions before use.
 - b. An alternative method is the use of Cortec VC1-326 preservative concentrate added to the original oil at a ratio of 1 part VC1-326 to 10 parts of oil.
2. Operate the engine until normal temperatures are obtained.

Do not stop engine until oil temperature has attained 180°F (82°C). If weather conditions are below freezing, oil temperature should reach at least 165°F (73°C) before shut down.
3. Remove sufficient cowling to gain access to the top spark plugs and remove them.
4. Through the spark plug hole, spray the interior of each cylinder with approximately two ounces of the preservative oil mixture using an airless spray gun (Spraying Systems Co., Gunjet Model 24A-8395 or equivalent). In the event an airless spray gun is not available, a moisture trap may be installed in the air line of a conventional spray gun.
5. Reinstall spark plugs and do not turn crankshaft after cylinders have been sprayed.

NOTE

Oils of the type mentioned are to be used in Lycoming aircraft engines for preservation only and not for lubrication. See the latest revision of Textron Lycoming Service Instruction No. 1014 for recommended lubricating oil.

SI-1037Y



652 Oliver Street
Williamsport, PA. 17701 U.S.A.
Telephone +1 (877) 839-7878 (U.S. and Canada)
Telephone +1 (570) 327-7222 (International)
Fax +1 (570) 327-7101
Email TechnicalSupport@lycoming.com
www.lycoming.com

SERVICE INSTRUCTION

DATE: August 25, 2021

Service Instruction No. 1037Y
(Supersedes Service Instruction No. 1037W
and obsoletes SFN-880)
Engineering Aspects are
FAA Approved

SUBJECT: Approved Pistons, Rings, Cylinders, and Gasket Set Application for Use on
Lycoming Aircraft Engines

MODELS AFFECTED: All Lycoming opposed series aircraft engines in Table 1.

TIME OF COMPLIANCE: When installing new rings, pistons, valves and cylinders.

REASON FOR REVISION: Removed Table 1 – Alternate Piston Ring P/Ns. Changed all table references
from Table 2 to Table 1. Updated listing for low compression O-235 series,
including addition of notes on page 17. Add listing for O-360-J2A and O-540-
F1B5 updating intake valve. Updated notes on page 17.

NOTICE: Incomplete review of all the information in this document can cause errors. Read the
entire Service Instruction to make sure you have a complete understanding of the
requirements.

This Service Instruction identifies part numbers for pistons, rings, cylinders and valve combinations
currently available for use in Lycoming engines in Table 1.

CAUTION: CHROME PLATED PISTON RINGS (IDENTIFIED BY THE LOWERCASE LETTER
“c” AFTER THE PART NUMBER) ARE USED IN PLAIN OR NITRIDED STEEL
CYLINDER BARRELS, BUT NEVER IN CHROME PLATED BARRELS. SERIOUS
ENGINE DAMAGE WILL OCCUR IF CHROME PLATED PISTON RINGS ARE
INSTALLED IN CHROME PLATED CYLINDER BARRELS.

NOTICE: Chrome plated cylinder assemblies and kits containing chrome plated cylinders are no longer
available from Lycoming Engines. However, compatible piston and ring combinations used
with chrome plated cylinders are still available and identified herein.

NOTICE: For replacement piston rings, there could be different piston ring combinations for cylinders
with different materials use for the barrel.

Engine models that have serial number suffix “A” or “E” are built with crankcase configurations for wide
cylinder base mounting flanges, and consequently must be assembled with “wide deck” cylinders.

Engines with no serial number suffix require “narrow deck” cylinders. Refer to the latest revision of
Lycoming Service Letter 220 for additional information on differences between Narrow Deck and Wide
Deck Engines.



General Aviation
Manufacturers Association

ISSUED			REVISED			PAGE NO.	REVISION
MO	DAY	YEAR	MO	DAY	YEAR	1 of 17	Y
06	23	61	08	25	21		

©2021 Avco Corporation. All Rights Reserved.
Lycoming Engines is a division of Avco Corporation.

SI-1472

TEXTRON Lycoming

652 Oliver Street
Williamsport, PA 17701 U.S.A.
717/323-6181

SERVICE INSTRUCTION

DATE: August 12, 1994

Service Instruction No. 1472
Engineering Aspects are
FAA Approved

SUBJECT: Removal of Preservative Oil From Engine

MODELS AFFECTED: All Textron Lycoming reciprocating aircraft engines.

TIME OF COMPLIANCE: Prior to installation of engine in aircraft.

Prior to shipment from Textron Lycoming, an engine undergoes a preservative treatment. In order to protect the cylinders and related parts preservative oil is sprayed into each cylinder. If an intake valve is open, it is possible for oil to get into the induction system of the engine. For this reason, careful depreservation of an engine is important.

1. PREPARATION OF ENGINE FOR INSTALLATION.

Before installing an engine that has been prepared for storage, remove all bags of desiccant and preservative oil from the engine. If the fuel servo was installed on the engine, it should be removed. Engines that have been stored in a cold place should be removed to an environment of at least 70°F. (21°C.) for a period of 24 hours before preservative oil is drained from the cylinders. If this is not possible, heat the cylinders with heat lamps before attempting to drain the engine. Preservative oil can be removed by removing the bottom spark plugs and turning the crankshaft three or four revolutions by hand. The preservative oil will then drain through the spark plug holes. Draining will be facilitated if the engine is tilted to one side with bottom spark plug hole oriented vertically and the crankshaft is rotated at least two revolutions. Tilt the engine to the other side and repeat this procedure. When installing spark plugs, make sure that they are clean, if not, wash them in clean petroleum solvent.

CAUTION

DO NOT ROTATE THE CRANKSHAFT OF AN ENGINE CONTAINING PRESERVATIVE OIL BEFORE REMOVING THE SPARK PLUGS, BECAUSE IF THE CYLINDERS CONTAIN ANY APPRECIABLE AMOUNT OF THE MIXTURE, THE RESULTING ACTION, KNOWN AS HYDRAULIC LOCKING WILL CAUSE DAMAGE TO THE ENGINE. ALSO, ANY CONTACT OF THE PRESERVATIVE OIL WITH PAINTED SURFACES SHOULD BE AVOIDED.

Service Instruction No. 1472

2. DRAINING THE OIL SUMP AND ADDING LUBRICATING OIL.

Preservative oil which has accumulated in the sump can be drained by removing the oil sump plug.

After the oil sump has been drained, the plug should be replaced and safety-wired. Fill the sump with lubricating oil.

3. INSPECTION OF INDUCTION RISER TO ENSURE IT IS CLEAN AND DRY PRIOR TO INSTALLING FUEL SERVO.

If significant oil is noted, it is necessary to clean the induction system in the sump. It may also be necessary to inspect, clean and reinstall intake pipes. Be sure the intake pipes are reinstalled properly.

4. GENERAL.

The oil screens should be removed and cleaned in gasoline or some other hydrocarbon solvent. The fuel drain screen located in the fuel inlet of the carburetor or fuel injector should also be removed and cleaned in a hydrocarbon solvent.

5. INSPECTION OF ENGINE MOUNTING.

If the aircraft is one from which an engine has been removed, make sure that the engine mount is not bent or damaged by distortion or misalignment as this can produce abnormal stresses within the engine.

6. ATTACHING ENGINE TO MOUNTS.

See airframe manufacturer's recommendations for method of mounting the engine.

7. OIL AND FUEL LINE CONNECTIONS.

The oil and fuel line connections are called out in the applicable operator's manual.

8. PROPELLER INSTALLATION.

Consult the airframe manufacturer for information relative to propeller installation.

9. PREPARATION OF CARBURETORS AND FUEL INJECTORS FOR INSTALLATION.

Carburetor - Remove the fuel inlet strainer assembly and clean in a hydrocarbon solvent. Reinstall the fuel drain plug and fuel inlet strainer assembly.

Fuel Injector - Remove and clean the fuel inlet strainer assembly and reinstall. Inspect the impact tubes, throttle body area and venturi to ensure that it is clean and dry prior to installation.

2.2 OPERADOR

00

I) REPUBLICA DE EL SALVADOR
Republic of El Salvador

VII) Autoridad de Aviación Civil
Civil Aviation Authority

II) Licencia Piloto Transporte Línea Aérea Avión
Airline Transport Pilot Licence

IV) Nombre (Name) [Redacted]

III) Licencia No. (Licence No.) [Redacted]

IVa) FDN (DOB) 03-Ene-1951

VI) Nacionalidad (Nationality) EL SALVADOR

V) Domicilio (Address) SAN SALVADOR

X) Funcionario Autorizado [Redacted]

IX) Fecha de Vencimiento 30-Sep-2027
Expiration date

XII) Habilitaciones Ratings
MONOMOTOR TERRESTRE, SINGLE ENGINE LAND, MULTIEENGINE
MULTIMOTOR TERRESTRE, LAND, INSTRUCTOR, AGRICULTURAL
INSTRUCTOR, WING WALKING OPERATIONS

XIII) Observaciones / Remarks INCL. LPPL 6
EL TITULAR DEBE CUMPLIR CON LA RAC-LPTA 1001 - THE HOLDER
MUST COMPLY WITH THE RAC-LPTA 1001
Operator restricted to radiotelephony / Restricted radiotelephony operator

XIV) Folio No. 302 Libro No. LPTA SERIE E.T.-10

X) Fecha de otorgamiento 30-Jul-1999
Date of issue

El titular ha demostrado estar calificado para ejercer los privilegios aquí conferidos
The holder has been found to be properly qualified to exercise the privileges here given
Esta Licencia es válida únicamente con certificado médico vigente
This Licence is valid with current medical certificate only

RECIBI CONFORME [Signature]

I) REPUBLICA DE EL SALVADOR
Republic of El Salvador

VIII) Autoridad de Aviación Civil
Civil Aviation Authority

II) Licencia Piloto Privado Helicoptero
Private Pilot Helicopter Licence

IV) nombre (name) [REDACTED]

III) Licencia No. (Licence) [REDACTED]

IVa) FDN (DOB) 03-Ene-1961

VI) Nacionalidad (Nationality) EL SALVADOR

V) Domicilio (Address) SAN SALVADOR

XI [REDACTED]

X) Funcionario Autorizado [Signature]

IX) Fecha de Vencimiento 31-Jul-2022
Expiration date

XII) Habilitaciones Ratings
MONOMOTORES TERRESTRE (H) SINGLE ENGINE LAND(H)

XIII) Observaciones / Remarks NCL LPRL 0
NO APTO PARA VUELOS REMUNERADOS - NOT VALID FOR HIRE FLIGHTS

XIV) Folio No. 015 **Libro No.** LLPTA SERIE B T-11

X) Fecha de otorgamiento 18-Mar-2002
Date of issue

IX) El titular ha demostrado estar calificado para ejercer los privilegios aquí conferidos
The holder has been found to be properly qualified to exercise the privileges here given

Esta Licencia es valida únicamente con certificado medico vigente
This Licence is valid with current medical certificate only

RECIBI CONFORME [Signature]

AAC **AUTORIDAD DE AVIACIÓN CIVIL**
REPUBLICA DE EL SALVADOR
DEPARTAMENTO DE MEDICINA DE AVIACION

CERTIFICADO MEDICO No. 473
MEDICAL CERTIFICATE

Nombre (Name): [REDACTED]

Tipo de Sangre (Blood type): **A RH POSITIVO**

Fecha de Evaluación (Evaluation date): **23/octubre/2024**

Fecha de Vencimiento (Expiration date): **Clase II 31/10/2025**

Limitaciones:
(Limitations:) Usar lentes correctivos cuando ejerce los privilegios que la licencia que posee le permite
Holder must wear corrective lenses

Evaluador: **Dra. N. Alexandra Torres** **JVPM No8898**

Firma del Evaluador: [Signature]

Exámenes a presentar en próxima evaluación

Electrocardiograma:	☒	General de Orina:	☒
Agudeza visual:	☒	Nitrógeno Ureico, Creatinina, Acido Úrico, Colesterol Total, Triglicéridos,	☒
Audiometría:	☒	Glicemia en ayunas	☒
Hemograma completo:	☒	T3, T4 y TSH:	☐
Hemoglobina Glicosilada:	☐	Radiografía de tórax:	☐

AAC-MED-007-F12.R01,26-08-2021

Firma Solicitante: [REDACTED]

Licencia No: [REDACTED]

Tipo: **PILOTO TRANSPORTE LINEA AEREA AVION**

BITACORA DE VUELO CAPTAN

[illegible]

			PUNTOS DE SALIDA Y LLEGADA		AERONAVE, CATEGORIA Y CLASE			
FECHA	MARCA Y MODE- LO DE AERONAVE	MATRICULA	DE	PARA	RUTAS MILLAS	MONOMOTOR	BI-MOTOR	HELICOP. TERC.
21/02/22	PA28R	YS-127-P	MSSS	MSSS		1.2		
22/02/22	PA28R	YS-127-P	MSSS	MSSS		1.0		
24/02/22	PA38	YS-334-PE	MSSS	MSSS		1.0		
28/02/22	T303	YS-303-P	MSSS	MSSS			1.0	
02/03/22	T303	YS-303-P	MSSS	MSSS			1.0	
03/03/22	T303	YS-303-P	MSSS	MSSS			1.0	
08/03/22	T303	YS-303-P	MSSS	MSSS			1.0	
09/03/22	PA28R	YS-127-P	MSSS	MSSS		1.1		
10/03/22	T303	YS-303-P	MSSS	MSSS			1.0	
11/03/22	PA28	YS-270-PE	MSSS	MSSS		1.0		
11/03/22	T303	YS-303-P	MSSS	MSSS			1.2	
TOTAL DE ESTA PAGINA						5.5	6.2	
VIENEN								
TOTAL								

RAC 43.2

RAC 43.2 Registros de reparación mayor (overhaul) y reconstrucción

Se prohíbe anotar en un registro de mantenimiento que se ha realizado una reparación mayor en una estructura de aeronave, motor de aeronave, hélice, dispositivo o parte componente a menos que:

- (1) Mediante el uso de métodos, técnicas y prácticas aceptables a por la Autoridad de Aviación Civil, el producto haya sido desarmado, limpiado, inspeccionado, reparado, reensamblado, y
- (2) Que haya sido probado de acuerdo con las normas y datos técnicos aprobados o de acuerdo con las normas en vigencia y la información técnica aceptada por la Autoridad de Aviación Civil, la que ha sido desarrollada y documentada por el titular del certificado tipo, certificado tipo suplementario o una aprobación de materiales, de fabricación de partes, procesos y dispositivos.

Se prohíbe hacer anotaciones en un registro o formato requerido por el mantenimiento de una aeronave, estructura, motor, hélice, dispositivo o parte componente como reconstruido, a menos que haya sido desensamblada, limpiada, inspeccionada, reparada, armada y probada, con las mismas tolerancias y límites como un producto nuevo; empleando partes nuevas o usadas y que estén conformes con los límites y tolerancias de una parte nueva o con partes aprobadas sobre o bajo medida.

Inspecciones de 100 y 400 horas

Inspecciones NDT

Prueba de EDDY CURRENT

EDDY CURRENT INSPECTION TEST REPORT					
PART NAME / POSITION : <i>Porción de Pistón #5 (Motor 1)</i>					DATE: <i>Abril/10/2025</i>
PART NUMBER	<i>N/A</i>	SERIAL NUMBER	<i>N/A</i>	A/C MODEL: <i>Piper PA-23-250</i>	A/C TAIL: <i>YS-164-P</i>
CUSTOMER	<i>AAC</i>	WORK ORDER:	<i>N/A</i>	TASK CARD:	<i>N/A</i>
NDT/NTM Reference: <i>Military standar</i>			Reference Documents (EO, AD, SB etc...): <i>MIL-HDBK-728/2</i>		
EQUIPMENT USED					
1	INSTRUMENT	MODEL	<i>Equipo Eddy current</i>		
		PIN	<i>NORTEC 6000</i>		
		SIN	<i>210138203</i>		
		EXPIRATION	<i>Sep-09-2025</i>		
2	REFERENCE STANDARD	PIN	<i>126</i>		
		SIN	<i>071088</i>		
		PIN	<i>MP902-503</i>		
		SIN	<i>550671</i>		
Instrument Set up					
☒ SURFACE HFEC ☐ LFEC ☐ MFEC ☐ ROTOTEST				FREQUENCY: <i>500 KHz</i>	
3	GAIN: (dB)	PHASE:	HI-PASS:	LOW-PASS:	
	<i>(4) 58.3</i>	<i>270.0 deg.</i>	<i>N/A</i>	<i>500 Hz</i>	
Proceed with the inspection following applicable manufacturer procedure contained in the Nondestructive Test Manual.					
Evaluate the results in accordance with the acceptance / rejection criteria specified in the Eddy Current inspection technique being performed.					
4	<i>Durante la prueba se logran observar multiples fracturas y daños en zona de la corona y anillos; coincidente con lo que se puede apreciar visualmente.</i>				
5					

NDT INSPECTOR: _____

SIGNATURE _____

STAMP _____

FORM No: Rev. 04 JAN-31-2017

Prueba de partículas magnéticas

MAGNETIC PARTICLE TEST REPORT

RECEIVING INSPECTION

Part Name/Position: <u>Bulón (parte de pistón #5) Motor 1.</u>			
Part Number: <u>N/A</u>	Serial Number: <u>N/A</u>	A/C Model: <u>Piper PA-23-250</u>	A/C Tail: <u>YS-164-P</u>
Date: <u>Abc-11-2025</u>	Customer: <u>AAC</u>	Work Order: <u>N/A</u>	Task Card: <u>N/A</u>
SYSTEM PERFORMANCE CHECK: (IAW NDT PROCEDURES MANUAL)		NDT Inspection technique, specification, standard or reference.	
PASS ☒ NOT PASS ☐		<u>ASM E1444</u>	

EQUIPMENT AND MATERIALS

Part	Coating: Yes ☒ No ☐	Material: <u>A680 Ferrniquito</u>	Geometry: <u>Circular</u>	Length: <u>3.3"</u>	With (Diameter): <u>0.800"</u>	Depth: <u>-</u>
Pre/post cleaning	Type: <u>SKC-S</u>	Brand: ☒ Magnaflux ☐ Other: <u></u>	Application: <u>SPRAY</u>		Drying Time: <u>10 min.</u>	
MT equipment used	Name: ☐ Portable Machine ☐ Yoke ☒ Stationary Machine ☐ Other: <u></u>	Brand: ☒ Magnaflux ☐ Other: <u></u>	Model: ☐ Y-7 ☐ AD-945 ☐ P-1000 ☒ AD-2045 ☐ Other: <u></u>	P/N: <u>AD-2045</u>	Cal Expiration Date: <u>Jul-11-2025</u>	
Bath/Dry particle	Wet fluorescent M.T Particle		Bath Concentration: <u>0.25</u>		Dry Visible: <u>N/A</u>	
Lighting	Black Light		When battery operated BLACK LIGHTS are used for remote inspections. Black light intensity shall be recorded before and after the inspection.			
	P/N: <u>XB-100F</u> S/N: <u>AE-37946</u> Intensity: <u>2,950 μW/cm²</u> Distance: <u>15"</u>		Initial intensity: <u>N/A</u> ; Final Intensity: <u>N/A</u> Distance: <u>N/A</u>			
Light meter	Ambient Light at the dark room.		Visible Light at the Evaluation Room			
	Intensity: <u>0.1 FC</u> Distance at surface of the part.		Intensity: <u></u> Distance at surface of the part. Using visible MT inspection technique			
Light meter	Equipment		Black Light Sensor		White Light Sensor	
	P/N: <u>XR-1000</u> S/N: <u>1753759</u> Exp. Date: <u>Jun-30-2025</u>		P/N: <u>XDS-1000</u> S/N: <u>1753760</u> Exp. Date: <u>Jun-30-2025</u>		P/N: <u>XDS-1000</u> S/N: <u>1753760</u> Exp. Date: <u>Jun-30-2025</u>	

OPERATING PARAMETERS

Parameters	1st Magnetization Shot	2nd Magnetization at Right Angle	3rd Magnetiz. (As required)
Type of Current (AC or FWDC)	<u>FWDC</u>	<u>FWDC</u>	
Magnetization Technique (Direct or Indirect)	<u>Indirecta</u>	<u>Indirecta</u>	
Magnetic Field Direction (Circular or Longitudinal)	<u>Circular</u>	<u>Circular</u>	
Magnetizing Media	<u>Humedo Fluorescente</u>	<u>Humedo Fluorescente</u>	
Current Level (A)	<u>3,500 amperios</u>	<u>3,500 amperios</u>	
Field Strength Indicator Used.	<u>Si</u>	<u>Si</u>	
Demagnetization Level Achieved	<u>0.0 Gauss</u>	<u>0.0 Gauss</u>	

INSPECTION RESULTS

<u>No se detectaron fracturas.</u>

Inspector Name:

Signature and stamp:

FORM REV. 09. DATE: JAN-31-2017

SL L180B- procedimientos recomendados por el fabricante para la preservación de motores activos e inactivos (ya está arriba)

2.3 Análisis de documentación técnica

SB 630A

LYCOMING

862 Oliver Street
Williamsport, PA 17701 U.S.A.
Telephone +1 (800) 258-3279 (U.S. and Canada)
Telephone +1 (570) 323-6181 (International)
Facsimile +1 (570) 327-7101
Email Technicalsupport@lycoming.com
www.lycoming.com

MANDATORY SERVICE BULLETIN

DATE: June 13, 2017

Service Bulletin No. 630A
(Supersedes Service Bulletin No. 630)
Engineering Aspects are
FAA Approved

SUBJECT: Connecting Rod Bushing Inspection After Cylinder Removal

MODELS AFFECTED: All Lycoming Engines

TIME OF COMPLIANCE: At next maintenance event that requires cylinder removal

REASON FOR REVISION: Added more information to examine the following aspects of the connecting rod bushing: 1) looseness/out of place, 2) split line visibility, and 3) wear

NOTICE: Incomplete review of all the information in this document can cause errors. Read the entire Service Bulletin to make sure you have a complete understanding of the requirements.

This Service Bulletin includes a mandatory inspection of the connecting rod bushing (in the smaller end of the connecting rod as shown in Figure 1) that must be done any time a cylinder is removed from a Lycoming engine.

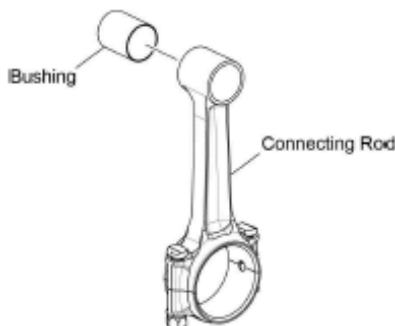


Figure 1
Bushing in Connecting Rod

NOTICE: To accurately and efficiently assist those who could be experiencing connecting rod bushings moving out of the correct installed position, Lycoming Engines must collect certain data and information from you each time you complete this inspection.

If, during the connecting rod bushing inspection, the bushing is found to have moved out of the correct installed position, contact Lycoming Engines' Product Support at +1 (877) 839-7878 (Toll Free) or +1 (570) 327-7222 or email Technicalsupport@lycoming.com.



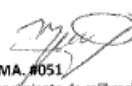
General Aviation
Manufacturers Association

ISSUED			REVISED			PAGE NO.	REVISION
MO	DAY	YEAR	MO	DAY	YEAR	1 of 4	A
04	10	17	06	13	17		

©2017 Avco Corporation. All Rights Reserved.
Lycoming Engines is a division of Avco Corporation.

2.4 Análisis de componentes

Reparación de crankcase en el motor izquierdo el 04/03/2022

TIME IN SERVICE		Description of Inspections, Tests, Repairs and Alterations Entries must be endorsed with Name, Rating and Certificate Number of Technician or Repair Facility. (See back pages for other specific entries.)
 AERO SERVICIOS DE EL SALVADOR S.A. de C.V. Aeropuerto Internacional de Ilopango, Hangar A-46, El Salvador. Organización de Mantenimiento Aprobada N° CO-OMA-ASE-009 Tel. +503 3346-4770 NIT: 0016-182510-105-3		MATRICULA: YS-164P HOBBS: 1,722.9 T.T: 4,059.1 T.S.O: 1,296.5 LYCOMING LH M/N: IO-540-C4B5 S/N: L-1532-48
AEROPUERTO INTL. DE ILOPANGO, 4 DE MARZO DE 2022 En esta fecha se realizó la instalación de un crankcase reparado con P/N: 73958, S/N:10613. Reemplazo conforme al manual de overhaul P/N:60294-7. Certifico que, en esta fecha, este motor está en condiciones seguras para seguir operando. Este trabajo está registrado bajo la orden de trabajo número O-TAS-009/22-1106 y la tarjeta de trabajo número T-TAS-009/22-1343 de los archivos de ASERSA S.A de C.V.  MIGUEL MONTERROSA LIC.TMA. #051 CO-OMA-ASE-009 Fecha de vencimiento de calibración de manómetro: 08/2022 Fecha de vencimiento de calibración de torquímetro: 08/2022		

© 1991 ASA

1. Approving Civil Aviation Authority/Country: FAA/United States		2. AUTHORIZED RELEASE CERTIFICATE FAA Form 8130-3, AIRWORTHINESS APPROVAL TAG			3. Form Tracking Number: DIV WDC #120694
4. Organization Name and Address: DIVCO, INC., 2806 N. SHERIDAN ROAD, TULSA, OK 74115 (DB2R762K)				5. Work Order/Contract/Invoice Number: INVOICE #119705	
6. Item:	7. Description:	8. Part Number:	9. Quantity:	10. Serial Number:	11. Status/Work:
1	LYC 10-540 CRANKCASE	CASTING #73958	1	MATCH #10613	REPAIRED
12. Remarks: REPAIRED UPPER FRONT #2 CYLINDER CRANKCASE REPAIRED PER DIVCO APPROVED PROCESS SPECS 77-002 REV 6 18 JULY 2017. DATE COMPLETED: 29/NOV/2017 WDC #120694 WORK SPECIFIED IN BLOCKS 11/12 WAS CARRIED OUT IN ACCORDANCE WITH EASA PART 145 AND WITH RESPECT TO THAT WORK THE COMPONENT IS CONSIDERED READY FOR RELEASE TO SERVICE UNDER EASA PART 145 APPROVAL NUMBER EASA 145-5286					
13a. Certifies the items identified above were manufactured in conformity to: ☐ Approved design data and are in a condition for safe operation. ☐ Non-approved design data specified in Block 12.			14a. ☒ 14 CFR 43.9 Return to Service ☐ Other regulation specified in Block 12 Certifies that unless otherwise 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 in respect to that work, the items are approved for return to service.		
13b. Authorized Signature:		13c. Approval/Authorization No.:		14b. Authorized Signature:	
13d. Name (Typed or Printed):		13e. Date (dd/mm/yyyy):		14c. Approval/Certificate No.: DB2R762K	
				14d. Date (dd/mm/yyyy): 29/NOV/2017	
User/Installer Responsibilities					
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 user/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 user/installer ensures that his/her 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 user/installer before the aircraft may be flown.					

FAA Form 8130-3 (02-14)

NSN: 0052-00-012-9005

2.5 Estado de Mantenimiento y Overhaul del Motor (Continuar agregando anexos)

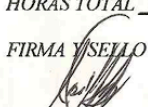
Último reporte de peso y balance

DATE	RECORDING TACH TIME	TODAYS FLIGHT	TOTAL TIME IN SERVICE	Description of Inspections, Tests, Repairs and Alterations
19				Entries must be endorsed with Name, Rating and Certificate Number of Technician or Repair Facility. (See back pages for other specific entries.)

TECH AIR DE GUATEMALA, S.A.
CERTIFICACION LOG BOOK

TECH AIR DE GUATEMALA, S.A. CERTIFICA QUE SE EFECTUO VERIFICACION DE PESO Y BALANCE EN ESTA AERONAVE, MATRICULA YS-164P, MODELO PA 23-250 Y NÚMERO DE SERIAL 274305 SEGUN MANUAL DE MANTENIMIENTO. ADJUNTO HOJA DE CALCULO DEMOSTRANDO CENTRODE GRAVEDAD LONGITUDINAL.

ORDEN DE TRABAJO 1283
FECHA 8/1/2002
HORAS TOTAL 768.4

FIRMA Y SELLO

JOSE JOAREZ
D.G.A.C. # 282




2.7 Performance del Piloto

PIPER AIRCRAFT CORPORATION
PA-23-250 (SIX PLACE), AZTEC F

SECTION 3
EMERGENCY PROCEDURES

3.11 ENGINE ROUGHNESS

If an engine falters or runs erratically, the cause may be fuel flow interruption, fuel contamination, icing or air starvation, or ignition problems. If roughness occurs, turn the electric fuel pumps "ON." Scan the engine instruments to see if the cause can be determined. Adjust the mixture controls for maximum smoothness; if the mixture is too rich or too lean, engine roughness may result. Open the alternate air control; a blocked induction system can cause roughness. If cylinder head temperatures are too high or too low, adjust the cowl flaps as required.

If the problem is in the fuel system, selecting another tank containing fuel may remedy the situation. A check of the magnetos will determine if they are operating properly.

3.13 ENGINE OVERHEAT

If engine temperatures become excessive, open the cowl flaps. Enriching the mixture and reducing power will also reduce engine temperature. If a more rapid reduction of engine temperature is desired, increase the airspeed by establishing a shallow dive.

3.15 LOSS OF OIL PRESSURE

Loss of oil pressure could be caused by a faulty pump, oil exhaustion, or a leak. A loss of oil pressure indication could be the result of a faulty gauge. In any event, continued operation of the engine could result in a serious emergency situation or severe engine damage.

Complete the "Engine Securing Procedure" (paragraph 3.7) on the faulty engine.

3.17 ROUGH AIR OPERATION

In conditions of extreme turbulence, slow the airplane to maneuvering speed or slightly less. Maneuvering speed will decrease with the weight of the airplane - e.g., 131 KIAS at 5200 lbs., 112 KIAS at 3600 lbs. A reduction in speed will ease the stress to which the airplane is subjected by turbulence. Fly attitude and avoid abrupt maneuvers. Fasten seat belts and shoulder harnesses as a precaution against buffeting and lurching. When flying in extreme turbulence or strong vertical currents and using the autopilot, the altitude-hold mode should not be used.

3.19 EMERGENCY GEAR EXTENSION

EXTENDING GEAR WITH HAND PUMP

To extend the landing gear manually with the hand pump, move the gear selector to the "DOWN" position. Pull the hand hydraulic pump handle fully aft and pump until three green gear indicator lights illuminate and the gear selector handle returns to neutral.

ISSUED: OCTOBER 1, 1975
REVISED: SEPTEMBER 17, 1976

REPORT: 1948
3-13

PIPER AIRCRAFT CORPORATION
PA-23-250 (SIX PLACE), AZTEC F

SECTION 3
EMERGENCY PROCEDURES

3.5 AMPLIFIED EMERGENCY PROCEDURES (GENERAL)

The following paragraphs are presented to supply additional information for the purpose of providing the pilot with a more complete understanding of the recommended course of action and probable cause of an emergency situation.

3.7 ENGINE INOPERATIVE PROCEDURES

ENGINE SECURING PROCEDURE (FEATHERING PROCEDURE)

The engine securing procedure should always be accomplished in a sequential order according to the nature of the engine failure (ie., practice, engine failure during takeoff, engine failure during climb, etc.).

Begin the securing procedure by closing the throttle of the inoperative engine and moving its propeller control to "FEATHER" (fully aft) before the propeller speed drops below 1000 rpm. The inoperative engine mixture control should be moved fully aft to the "IDLE CUT-OFF" position. "CLOSE" its cowl flaps to reduce drag. Turn "OFF" the magneto switches, the electric fuel pump switch, the fuel selector and the alternator switch of the inoperative engine. The propeller synchrophaser (if installed) should be OFF. Complete the procedure by reducing the electrical load and considering the use of the fuel crossfeed if the fuel quantity dictates.

NOTE

On aircraft with serial numbers 27-7654001 through 27-7854050 when Piper Kit No. 763 836 is not installed only one hydraulic pump supplies pressure for the system. This pump is installed on the left engine. When the left engine is secured, the flaps must be actuated by the hand pump and operation of the gear is limited to the hand pump or CO₂ system.

ENGINE FAILURE DURING TAKEOFF (Below 64 KIAS)

A preflight determination of runway length and computation of accelerate/stop distance will aid in determining the best course of action in the event of an engine failure during takeoff. If engine failure occurs while sufficient runway remains for a deceleration and a safe stop, cut power immediately and stop straight ahead.

If an engine failure occurs before an airspeed of 64 KIAS is attained, and there is not adequate runway remaining for deceleration and a stop, immediately retard the throttle and mixture levers fully aft. Turn OFF the master switch, the fuel selectors, and the magneto switches. During these procedures, maintain directional control and maneuver to avoid obstacles if necessary.

5.1 IMÁGENES





