



ESPE

**UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA**

**UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS –
ESPE.**

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

**CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN
MOTORES**

**TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL
TÍTULO DE TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA
MENCIÓN MOTORES**

**TEMA: “CUMPLIMIENTO DEL SB 97 – 6B AL MOTOR
CONTINENTAL O – 200 A DE LA AERONAVE CESSNA 150M
PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE
TECNOLOGÍAS-ESPE”**

AUTOR:

VILLAGOMEZ SOLANO JORGE ISAAC

DIRECTOR:

TLGO. VALENCIA FUEL JOHNATAN FERNANDO

LATACUNGA

2018



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, “**CUMPLIMIENTO DEL SB 97 – 6B AL MOTOR CONTINENTAL O – 200 A DE LA AERONAVE CESSNA 150M PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS-ESPE**” realizado por el señor **VILLAGOMEZ SOLANO JORGE ISAAC**, ha sido revisado en su totalidad y analizado por el software anti-plagio, el mismo cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito acreditarlo y autorizar al señor **VILLAGOMEZ SOLANO JORGE ISAAC** para que lo sustente públicamente.

Latacunga, 03 de Julio del 2018

Tlgo. Johnatan Valencia
DIRECTOR



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

AUTORIZACIÓN

Yo, **VILLAGOMEZ SOLANO JORGE ISAAC** autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca Virtual de la institución el presente trabajo de titulación, “**CUMPLIMIENTO DEL SB 97 – 6B AL MOTOR CONTINENTAL O – 200 A DE LA AERONAVE CESSNA 150M PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS-ESPE**” cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

Latacunga, 03 de Julio del 2018

JORGE ISAAC VILLAGOMEZ SOLANO
C.I.: 020158596 – 5

DEDICATORIA

El presente proyecto de graduación en primer lugar se lo dedicó a Dios que me ha bendecido grandemente en mi vida, llena de felicidad. A Dios quien me ha acompañado durante toda mi vida, hemos tenido momentos buenos, extraordinarios y lecciones de aprendizaje, pero nunca dejó que vaya sólo, por todo aquello te lo dedico Padre de los cielos.

A toda mi familia y especial a mis padres que siempre han estado junto a mí para acompañarme por el camino en la vida y poder alcanzar cada una de mis metas, porque no solamente es un triunfo para mi sino para ellos también y me siento muy orgulloso de ser su hijo; también se lo dedico a mis amigos por su ayuda y compañía durante todo éste tiempo.

Sin olvidarme de nombrar a quienes ahora también considero mis grandes amigos, a mis dos maestros que hicieron posible que éste proyecto sea una realidad, a ustedes muchas gracias por dedicar de su tiempo para mí.

Por último quiero decir que todas las personas a las que dedico este proyecto de graduación han sido, son y serán, mi fuerza y mi inspiración para todo propósito en mi vida.

JORGE ISAAC VILLAGOMEZ SOLANO

AGRADECIMIENTO

En la vida nunca es posible llegar a la meta sólo, siempre existe quien te brinda su mano y su apoyo cuando lo necesitas, por esta razón quiero agradecer en primer lugar a Dios por mi salud, la gran bendición de poder cumplir ahora uno de mis sueños, que es graduarme en la carrera que me apasionó durante mi vida.

Deseo agradecer a mis padres que han sido mi apoyo incondicional y forman una parte muy valiosa para mí, enseñándome y brindándome su apoyo y experiencias cada día, demostrándome que con trabajo se logra cumplir tus objetivos por más difíciles que sean.

Por su puesto a mis profesores que, durante toda mi etapa universitaria, durante cada momento en las aulas impartían su valioso conocimiento, especialmente a mi director de proyecto Johnatan Valencia y a mi gran maestro Andrés Arévalo que han demostrado ser unas personas en quien podía confiar por demostrarme su apoyo en este proyecto.

Finalmente quiero agradecer a todos mis amigos y compañeros de clase que me ayudaron a poder alcanzar ésta meta, y a todos los alumnos bajo la tutela de mi director que me brindaron su ayuda durante el trabajo de este proyecto.

JORGE ISAAC VILLAGOMEZ SOLANO

ÍNDICE DE CONTENIDOS

PORTADA

CERTIFICACIÓN.....	ii
AUTORIZACIÓN	iii
DEDICATORIA.....	iv
AGRADECIMIENTO.....	v
ÍNDICE DE CONTENIDOS.....	vi
ÍNDICE DE FIGURAS	xii
ÍNDICE DE TABLAS	xvii
RESUMEN.....	xviii
ABSTRACT.....	xix

CAPÍTULO I

CUMPLIMIENTO DEL SB 97 – 6B AL MOTOR CONTINENTAL O – 200A DE LA AERONAVE CESSNA 150M PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS - ESPE

1.1. Antecedentes.....	1
1.2. Planteamiento del problema.....	2
1.3. Justificación	2
1.4. Objetivo general.....	3
1.4.1. Objetivos específicos.	3
1.5. Alcance.....	3

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1. Aeronave Pequeña	5
-----------------------------	---

2.2.	Cessna 150.....	5
2.3.	Motores Recíprocos	6
2.4.	Identificación de los motores Recíprocos	7
2.5.	Motor Continental O - 200A.....	8
2.6.	Componentes del Motor O - 200A.....	10
2.7.	Los componentes de un motor recíproco	11
2.7.1.	Carter (Crankcase).....	11
2.7.2.	Cigüeñal (Crankshaft)	12
2.7.3.	Árbol de levas (Camshaft).....	14
2.7.4.	Bielas (Connecting Rods).....	14
2.7.5.	Propulsores Hidráulicos de las válvulas (Hydraulic valve lifters). 17	
2.7.6.	Varilla propulsora y carcasa (Pushrod and housing).	18
2.7.7.	Pistón (Pistón).....	18
2.7.8.	Cilindros (Cylinder).....	20
2.7.9.	Válvulas (Valves).	22
2.7.10.	Resortes de válvula (Valve Springs).	25
2.7.11.	Balancines y ejes (Rocker arms and shaft).	26
2.7.12.	Cubierta de la caja del cigüeñal (Crankcase cover).	26
2.7.13.	Conjunto de engranajes (Gear Train).....	27
2.8.	Sistema de Lubricación	27
2.8.1.	Carter seco.	27
2.8.2.	Carter húmedo.	28
2.8.3.	Tipos de aceite.....	29
2.8.4.	Componentes del sistema.....	30
2.8.5.	Funciones del sistema de lubricación.....	33
2.9.	Refrigeración del motor.....	34

2.10.	Sistema de Alimentación de Combustible	35
2.11.	Sistema de Inducción.....	35
2.12.	Sistema de Ignición.....	36
2.12.1.	Magneto.....	37
2.12.2.	Bujías.....	38
2.12.3.	Ignition Switch (Interruptor de Ignición).	39
2.12.4.	Arnés de Ignición.	40
2.12.5.	Inspección de los cables de Ingición.	41
2.13.	Sistema eléctrico.....	41
2.13.1.	Batería.	42
2.13.2.	Alternador.	42
2.13.3.	Motor de arranque.....	43
2.13.4.	Regulador de voltaje.	43
2.13.5.	Master Switch (Interruptor Maestro).	44
2.13.6.	Circuit Breakers (Interruptores de Circuito).	45
2.14.	Sistema de escape.....	45
2.15.	Hélice.....	47
2.16.	Controles del motor.....	48
2.16.1.	Control de Mezcla.	48
2.16.2.	Control de Potencia.....	48
2.16.3.	Calentador del carburador.....	49
2.17.	Indicadores del motor.....	49
2.17.1.	Tacómetro.....	49
2.17.2.	Indicador de presión de aceite.	50
2.17.3.	Indicador de temperatura de aceite.	50
2.17.4.	Indicador de cantidad de combustible.	51

2.17.5.	Indicador de temperatura de cabeza de cilindro.....	52
2.18.	Mantenimiento	53
2.18.1.	Mantenimiento Preventivo.....	53
2.18.2.	Mantenimiento en línea.....	53
2.18.3.	Mantenimiento de base.....	54
2.19.	Inspección visual.....	54
2.20.	Intervalos de Inspección de la aeronave.	54

CAPÍTULO III

CUMPLIMIENTO DEL SB 97 – 6B AL MOTOR CONTINENTAL O – 200 A DE LA AERONAVE CESSNA 150M PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS-ESPE

3.1.	Condición del Motor Continental O – 200A	56
3.2.	Recopilación de la información técnica para la rehabilitación del motor.....	57
3.3.	Limpieza Preliminar.....	58
3.4.	Inspección visual de los componentes del motor	58
3.5.	Desmontaje de los componentes del Motor O-200A	59
3.5.1.	Remoción e Inspección del sistema de escape.....	59
3.5.2.	Remoción de la cubierta de los balancines.	62
3.5.3.	Remoción de los cilindros.	63
3.5.4.	Inspección de los Cilindros.....	64
3.5.5.	Conjunto del Pistón (Pistón Assembly).....	64
3.5.6.	Varillas Propulsoras (Pushrods).....	65
3.5.7.	Elementos del Cilindro.	66
3.5.8.	Balancin.	68
3.5.9.	Válvulas.	69

3.5.10.	Busos hidráulicos.....	70
3.5.11.	Pistón y anillos de compresión.	71
3.6.	Ensamblaje del motor	72
3.6.1.	Limpieza Y lubricación de los componentes (Cleaning and lubrication).	72
3.6.2.	Cilindros.....	74
3.6.3.	Pistones.....	76
3.6.4.	Propulsores Hidráulicos y cubiertas.	77
3.6.5.	Conjunto del Pistón (Montaje).	78
3.6.6.	Pistón y Cilindro.	78
3.6.7.	Varillas propulsoras.....	80
3.6.8.	Instalación del sistema de escape.....	81
3.6.9.	Inspección del arnés de ignición.	82
3.7.	Pruebas después del mantenimiento	83
3.7.1.	Prueba del grupo motopropulsor.....	84
3.7.2.	Arranque del motor y operación de tierra.	84
3.8.	Después del encendido del motor	88
3.9.	Simbología en diagramas de flujo de análisis	90
3.10.	Diagrama de flujo de análisis de tema	91
3.11.	Análisis Económico	92
3.11.1.	Presupuesto.....	92
3.11.2.	Análisis de costos.	92
3.11.3.	Costos primarios.	92
3.11.4.	Costos secundarios.....	92
3.11.5.	Costos primarios.	93
3.11.6.	Costos secundarios.....	93

3.11.7. Costo total del proyecto de grado.....	94
--	----

CAPITULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1. Conclusiones	95
-------------------------	----

4.2. Recomendaciones	95
----------------------------	----

GLOSARIO	97
-----------------------	-----------

ABREVIATURAS	102
---------------------------	------------

BIBLIOGRAFÍA.....	103
--------------------------	------------

ANEXOS	104
---------------------	------------

HOJA DE VIDA	26
---------------------------	-----------

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1	Cessna 150	5
Figura 2	Ciclo Otto de un motor de combustión interna	7
Figura 3	Vista superior de un motor recíproco seccionado	8
Figura 4	Motor recíproco con cilindros horizontalmente opuestos.....	9
Figura 5	Motor recíproco Continental O - 200A.....	10
Figura 6	Proceso de conversión de la energía.....	11
Figura 7	Carter	12
Figura 8	Cigüeñal	12
Figura 9	Continental O – 200 – A Nitrided Crankshaft	13
Figura 10	Nitrided Crankshaft; Orificio de lubricación del cigüeñal	14
Figura 11	Árbol de levas.....	14
Figura 12	Conjunto de la biela	15
Figura 13	Plain Type Connecting Rod (Biela tipo plana)	15
Figura 14	Fork and blade Connecting Rod (Biela de tipo bifurcada)	16
Figura 15	Master and articulated rod assy (Biela de tipo articulada)	17
Figura 16	Propulsor Hidráulico de la válvula.....	17
Figura 17	Mecanismo de operación de las válvulas.....	18
Figura 18	El pistón y sus partes.....	19
Figura 19	Tipos de pistones según su cabeza.....	20
Figura 20	Cilindro	21
Figura 21	Aletas de refrigeración en un cilindro	21
Figura 22	Aletas de refrigeración en un cilindro	22
Figura 23	Valvulas de admisión y escape, motor Continental O200 - A23	
Figura 24	Valvulas de admisión y sus seguros	23
Figura 25	Tipos de Cabeza de válvula.....	25

Figura 26	Resortes de la válvula.....	25
Figura 27	Balancines y eje; Orificio de lubricación del balancín	26
Figura 28	Cubierta de la caja del cigueñal	26
Figura 29	Conjunto de engranajes	27
Figura 30	Carter Seco	28
Figura 31	Carter Húmedo	29
Figura 32	Tipos de Aceite	30
Figura 33	Filtro externo del motor	31
Figura 34	Engine Oil pump (Sumidero de aceite del motor).....	31
Figura 35	Engine Oil filter (Filtro de aceite interno del motor)	32
Figura 36	Engine oil dipstick (Varilla de medición de aceite).....	33
Figura 37	Aceite mineral 100 y semisintético W100.....	34
Figura 38	Sistema de enfriamiento por aire	34
Figura 39	Diagrama esquemático del sistema de combustible	35
Figura 40	Sistema de inducción.....	36
Figura 41	Sistema de ignición.....	37
Figura 42	Magneto.....	37
Figura 43	Bujía	38
Figura 44	Partes de una bujía.....	38
Figura 45	Interruptor de ignición	39
Figura 46	Arnés de ignición	40
Figura 47	Inspección del arnés de ignición	41
Figura 48	Batería	42
Figura 49	Alternador	42
Figura 50	Motor de Arranque	43
Figura 51	Regulador de voltaje	44

Figura 52	Master Switch (Interruptor Maestro).....	44
Figura 53	Circuit Breakers (Interruptores de circuito).....	45
Figura 54	Elementos del sistema de escape	46
Figura 55	Muffler Fatigue (Fatiga en el Muffler)	46
Figura 56	Hélice McCauley.....	48
Figura 57	Tacómetro	49
Figura 58	Indicador de presión de aceite	50
Figura 59	Indicador de temperatura de aceite	51
Figura 60	Indicador de cantidad de combustible.....	51
Figura 61	Diagrama esquemático del sistema de indicación de combustible	52
Figura 62	Indicador de temperatura de la cabeza del cilindro	52
Figura 63	Intervalos de Inspección	54
Figura 64	Ejemplo de un intervalo de inspección en la aeronave	55
Figura 65	Vista frontal del conjunto del motor O – 200 – A	57
Figura 66	Limpieza preliminar del motor	58
Figura 67	Inspección de la superficie y componentes del motor	59
Figura 68	Desmontaje del sistema de escape	60
Figura 69	Desmontaje del sistema de escape izquierdo	60
Figura 70	Inspección del sistema de escape	61
Figura 71	Puntos de fatiga en el muffler	62
Figura 72	Remoción de la cubierta de los balancines	62
Figura 73	Desmontaje del cilindro.....	63
Figura 74	Inspección de los cilindros	64
Figura 75	Inspección de la superficie del pistón.....	65
Figura 76	Desmontaje de las varillas de empuje.....	66

Figura 77	Elementos del cilindro a desmontar	66
Figura 78	Compresión del resorte de valvula.....	67
Figura 79	Desmontaje de los elementos del cilindro	68
Figura 80	Inspeccion del balancín	69
Figura 81	Inspección de las válvulas; Admision y Escape	69
Figura 82	Inspección de los resortes y guías de válvula	70
Figura 83	Limpieza e Inspección de los busos Hidraulicos	70
Figura 84	Inspección de los anillos del pistón y de la superficie del pistón.....	72
Figura 85	Componentes del motor a montar.....	73
Figura 86	Lubricación y limpieza de instrumentos para el montaje	73
Figura 87	Montaje de los elementos del cilindro	75
Figura 88	Montaje de las válvulas y resortes	76
Figura 89	Instalación de los anillos de compresión.....	76
Figura 90	Lubricación de los propulsores hidráulicos	77
Figura 91	Preparación del Pistón para su montaje en el cilindro.....	78
Figura 92	Colocación del opresor de rines.....	79
Figura 93	Montaje del cilindro.....	80
Figura 94	Montaje del conjunto de varillas propulsoras	81
Figura 95	Montaje del sistema de escape.....	82
Figura 96	Inspección del arnés de ignición	82
Figura 97	Instalación del conjunto de Baffles del motor	83
Figura 98	Preparación en cabina para la prueba operacional	84
Figura 99	Pruebas Operacionales el motor (Primer encendido).....	85
Figura 100	Inspección Visual posterior al encendido del motor	85
Figura 101	Ajuste del alternador tras inspección	86

Figura 102	Pruebas Operacionales el motor.....	87
Figura 103	Verificación de parámetros del motor.....	87
Figura 104	Verificación de la tolerancia de los electrodos de las bujías..	88
Figura 105	Instalación de las bujías.....	89
Figura 106	Símbolos en diagramas de flujo	90
Figura 107	Diagrama de flujo de análisis del tema	91

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1	Características de la aeronave Cessna 150	6
Tabla 2	Especificaciones Técnicas del motor	9
Tabla 3	Accesorios del motor Continental O – 200A	10
Tabla 4	Pruebas de operación	89
Tabla 5	Pruebas operacionales	89
Tabla 6	Total de costos primarios.....	93
Tabla 7	Costos Totales secundarios	93
Tabla 8	Costo Total del proyecto	94

RESUMEN

Un motor de combustión interna hace un trabajo cuando la energía química almacenada en el combustible se libera en forma de calor. El calor entra en una porción de aire y hace que se expanda, lo que ejerce una fuerza mecánica sobre un pistón, generando así movimiento y con ello trabajo. Los motores están diseñados y fabricados para proporcionar muchos años de servicio. Para que un motor permanezca en condiciones de aeronavegabilidad, debe ser operado de acuerdo con las recomendaciones del fabricante y con prácticas de inspección y mantenimiento apropiadas al tipo de motor. La inspección del motor se rige a la recopilación de información técnica, para el desmontaje, inspección y ensamblaje de motor se utiliza el manual de Overhaul del motor, así como sus diferentes secciones de desmontaje, limpieza montaje final y pruebas de operación.

Durante cualquier mantenimiento, mantenimiento preventivo del motor o componentes del mismo, se debe reemplazar todas las juntas, sellos, empaques, "O" rings, pasadores de seguridad, y arandelas por elementos nuevos tras un desmontaje que involucre uno de los anteriormente mencionados, o cuando al inspeccionarlos se observa desgaste o mal estado de alguno de ellos. Los accesorios montados en el motor deben mantenerse de acuerdo con las instrucciones del fabricante en cuanto a tiempo de vida útil y períodos de mantenimiento.

PALABRAS CLAVE

- Aeronavegabilidad
- Service Bulletin
- Mantenimiento
- Inspección
- Irregularidad

ABSTRACT

An internal combustion engine does a job when the chemical energy stored in the fuel is released in the form of heat. The heat enters in a portion of air and causes it to expand, which exerts a mechanical force on a pistón, thus generating movement and work. The engines are designed and manufactured to provide many years of service. In order for an engine to remain airworthiness, it must be operated in accordance with the manufacturer's recommendations and with inspection and maintenance practices for the engine type. The inspection of the engine is based on the collection of technical information about: disassembly, inspection and assembly; to complete the job is necessary "The Engine Overhaul Manual" in the different sections of: disassembly, cleaning and final assembly.

Any service, preventive maintenance of the engine or its components, must replace all seals, seals, gaskets, "O" rings, safety pins, and washers for new elements in a disassembly that involves a service bulletin compliance, or when inspect for wear or poor condition of any item in the engine Accessories installed on the engine must be in accordance with the manufacturer's instructions respecting its service periods and maintenance records.

Keywords:

- Airworthiness
- Service Bulletin
- Maintenance
- Inspection
- Irregularity

CHECKED BY:

Lic. Yolanda Santos Enríquez
DOCENTE UGT

CAPÍTULO I

CUMPLIMIENTO DEL SB 97 – 6B AL MOTOR CONTINENTAL

O – 200A DE LA AERONAVE CESSNA 150M

PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE

TECNOLOGÍAS - ESPE

1.1. Antecedentes

El Ecuador como muchos otros países en vías de desarrollo, no basan sus procesos industriales en el desarrollo de nuevas tecnologías sino en el consumo de la misma. De ahí que el desarrollo de la industria de la aeronáutica en el Ecuador es prácticamente nulo. Sin embargo, esto no es impedimento para poder aportar al desarrollo intelectual a través del impulso de mecanismos prácticos en las universidades.

La Unidad de Gestión de Tecnologías–ESPE cuenta con varios laboratorios, talleres totalmente equipados, y un avión escuela el cual es adecuado para realizar tareas de inspección, mantenimiento y remoción e instalación de componentes, permitiendo de esta manera que los estudiantes de Mecánica Aeronáutica puedan adquirir mayores conocimientos mediante la práctica en conjunto con la teoría impartida en las aulas, lo cual ayuda en el desarrollo profesional de los estudiantes de esta prestigiosa Universidad.

Tomando en cuenta la oportunidad que nos brinda la empresa Amazonas Air con la adquisición de la aeronave CESSNA 150M, la misma que cuenta con un motor Continental O – 200A totalmente operativo, la Unidad de Gestión de Tecnologías - ESPE ha realizado todas las gestiones pertinentes para que la aeronave sea trasladada desde el aeropuerto Río Amazonas en Shell - Mera hacia el campus de la Unidad de Gestión de Tecnologías - ESPE.

1.2. Planteamiento del problema

Luego de una investigación a nivel interno dentro de la “UGT - ESPE” Sede Latacunga se pudo constatar la importancia de una aeronave menor con las características del motor mencionado para la instrucción de los alumnos, lo cual hace que surja un problema para los estudiantes al momento de poner en práctica la teoría, es decir que dentro del parque aeronáutico de la institución universitaria el problema actual es la falta de una aeronave en conjunto con su elemento propulsor.

Al existir, sería de gran ayuda tanto para los estudiantes en el desarrollo de la teoría y la aplicación de los conocimientos adquiridos, como para los docentes en la enseñanza práctica al poder contar con un elemento donde poder desarrollar las habilidades de los estudiantes

Al implementar una “aeronave con el motor totalmente operativo” ayuda que los técnicos que se especializan en la carrera de Mecánica Aeronáutica Mención Motores a obtener conocimientos teóricos, prácticos y poder desempeñarse de mejor manera en el campo laboral con sólidos conocimientos.

1.3. Justificación

Con el presente proyecto se beneficia la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, especialmente los estudiantes de la carrera de Mecánica Aeronáutica con material didáctico que ayudará a la formación de profesionales y complementará la comprensión del proceso de cumplimiento de un documento mandatorio como es el Service Bulletin en el motor Continental O – 200A de la aeronave Cessna 150M como elemento de instrucción para los docentes.

El desarrollo del proyecto ayudará tanto a docentes como alumnos a conocer los pasos a seguir en el desmontaje y montaje de elementos del motor dentro del cumplimiento de un documento mandatorio por la Casa Fabricante, este trabajo brindará una mejor ayuda y enseñanza, tanto en forma teórica como práctica ya que les permite tener un conocimiento más claro y preciso

de lo que es la aviación, de esta forma los estudiantes van a tener un mejor desenvolvimiento en sus prácticas pre-profesionales y posterior en su vida profesional.

Este proyecto es factible porque permitirá el desarrollo práctico de la teoría y tener una visión real del enfoque de la misma al plasmar los conocimientos adquiridos, esto se lo logrará planteando prácticas didácticas con las cuales el estudiante podrá resolver sus dudas, además de comprender la gran utilidad que representan los motores recíprocos en la actualidad.

1.4. Objetivo general

Cumplir el SB 97 – 6B en el motor Continental O – 200A de la aeronave CESSNA 150M con matrícula N2919V mediante manuales, y procedimientos técnicos para la Unidad de Gestión de Tecnologías.

1.4.1. Objetivos específicos.

- Recopilar la información técnica necesaria para el desarrollo del cumplimiento del documento mandatorio acorde a los procesos de mantenimiento adecuados.
- Determinar las herramientas y procesos de mantenimiento adecuadas para el desarrollo de la inspección en el motor CONTINENTAL O – 200A del avión CESSNA 150M, acatando las medidas de seguridad contra los riesgos presentes en el trabajo.
- Realizar pruebas de funcionamiento y procedimientos de verificación de parámetros tras el desarrollo del Service Bulletin.

1.5. Alcance

El presente proyecto pretende brindar conocimiento a los estudiantes de la carrera de Mecánica Aeronáutica-Mención Motores de la Unidad de Gestión de Tecnologías–ESPE con el cumplimiento del SB 97 – 6B, de la aeronave CESSNA 150M, de tal manera que totalmente funcional sea utilizado como

aviación escuela para un mejor aprendizaje y desarrollo de los conocimientos teóricos - prácticos adquiridos en clases por los estudiantes de la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE, contribuyendo así a un desenvolvimiento laboral óptimo y futuras generaciones con mayor conocimiento en el campo práctico de la aviación.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1. Aeronave Pequeña

Significa una aeronave de peso de despegue máximo certificado hasta 12,500 lbs. (5,700 Kg.). (Dirección General de Aviación Civil, RDAC PARTE 001, 2010).

2.2. Cessna 150

El modelo 150, descrito en el manual de mantenimiento en una aeronave de ala alta, construida a partir de una estructura metálica del tipo semimonocasco, con una capacidad en su interior para dos personas, un tren de aterrizaje fijo y maniobrable en tierra, un motor continental de cuatro cilindros enfriado por aire y una hélice de paso fijo (Cessna 150 Service Manual, 1972).



“El Cessna 150 es un avión biplaza de propósito general, diseñado originalmente para labores de entrenamiento, turismo y uso personal”. (Robert Jackson, 2004).



Figura 1 Cessna 150

Fuente <https://rafflecreator.com/pages/18253/cessna-airplane-raffle>

Tabla 1
Características de la aeronave Cessna 150

 Características	 Detalle
Motor: Teledyne Continental	Serie O – 200A
100 HP A 2750 RPM	
Velocidad máxima	
Máxima a nivel del mar:	109 Knots
En crucero con 75% de potencia a 7000 pies	106 Knots
Capacidad de combustible	
Capacidad total	26 Galones americanos
Capacidad usable	22.5 Galones americanos
Capacidad de aceite	
Sin filtro externo	6Qts
Con filtro externo	7 Qts
Techo de servicio	14.000 Ft
Velocidad de Stall	
Con flaps arriba	48 Knots
Con flaps abajo	42 Knots
Equipaje permitido en libras	120 Lbs en total, dividido en dos áreas 1 y 2 o únicamente en la 1
Área 1	120 Libras (Estacones de la 50 a la 76)
Área 2	40 Libras (Estacines de la 76 a la 94)
Hélice	
De paso fijo	Con un diámetro de 69 pulgadas
Peso máximo	1600 lbs
Peso en vacío	1129 lbs

Fuente (Cessna 150M POH, 1977); (Cessna 150 Service Manual, 1972)

2.3. Motores Recíprocos

Un motor recíproco o también denominado motor alternativo, es un mecanismo que transforma la energía química presente en el combustible, en energía mecánica, donde la energía mecánica se manifiesta en la rotación de un eje cigüeñal para generar movimiento y proveer una determinada fuerza de empuje para diferentes propósitos.

El motor alternativo de aviación está formado por una serie de cilindros donde se comprime el aire, éste se mezcla con el combustible y se inflama la mezcla resultante, la misma que previamente determinada por un elemento denominado carburador o bien de un sistema de inyección. Existen las siguientes configuraciones para la denominación de éstos motores recíprocos, que son los cilindros dispuestos en línea, rotativos, radiales, en V y cilindros opuestos. (Antonio Esteban Oñate, 2008)

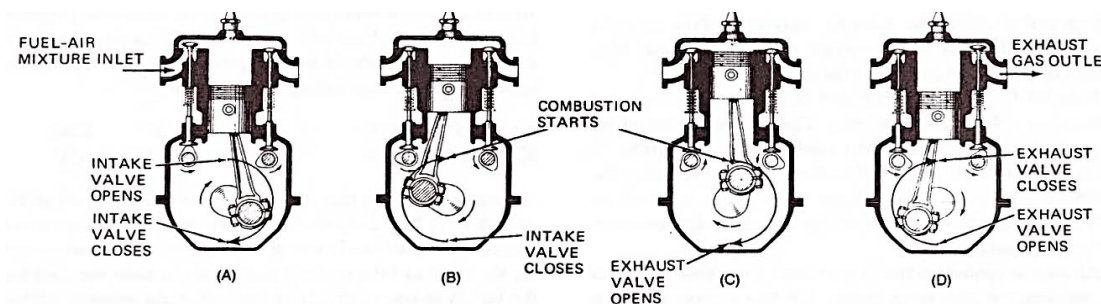


FIGURE 3-4 Operation of a four-stroke engine. (A) Intake stroke. (B) Compression stroke. (C) Power stroke. (D) Exhaust stroke.

Figura 2 Ciclo Otto de un motor de combustión interna

Fuente (Jeppesen, 2004, pág. 73)

2.4. Identificación de los motores Recíprocos

Casi todos los motores alternativos se identifican por una serie de letras y números que indican el tipo y el tamaño del motor. Para simplificar, la mayoría de los fabricantes usan el mismo código de identificación que consiste en una letra o una serie de letras seguidas del número y la designación del modelo. Las primeras letras indican la disposición del cilindro de los motores y la configuración básica, y los siguientes un número de serie del fabricante. (Jeppesen, 2004).

- A - Aerobatic (DRY SUMP)
- AE - Aerobatic Engine
- E - Electronic
- G - Geared
- H - Horizontal Helicopter
- I - Fuel Injected
- L - Left Hand Rotation Crankshaft
- M - Drone

- - Opposed Cylinders
- R: Radial engine.
- S - Supercharged
- T - Turbocharged
- V - Vertical Helicopter

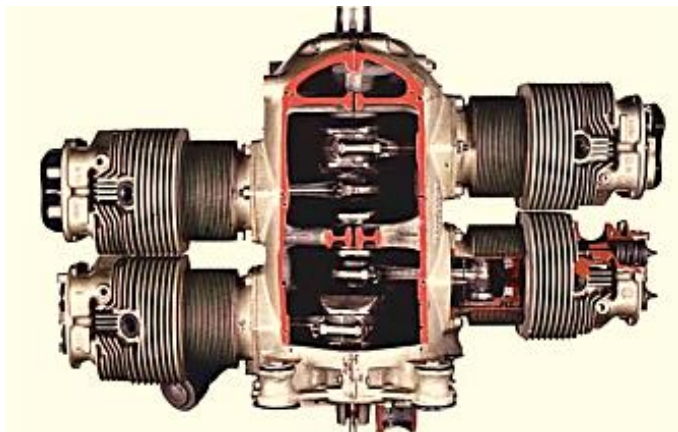


Figura 3 Vista superior de un motor recíproco seccionado

Fuente Powerplant ATPL Training, Jeppesen 2004, Chapter 1, pág. 25

2.5. Motor Continental O - 200A

Durante varias décadas, los estudiantes que iniciaron su carrera aeronáutica en aeronaves de entrenamiento fueron introducidos en un vuelo impulsado por la serie de motores: Continental Motors O200. El sistema de inducción especializada, exclusiva de Continental proporciona consecuentemente una mejor distribución de aire de admisión de cilindro a cilindro para un funcionamiento mucho más suave y de mayor eficiencia de combustible en la serie 200.

El motor liviano O - 200A con un peso de 216 libras o 98 kilos. La serie de Continental O - 200A ofrece a los operadores y pilotos un motor certificado y de calidad, mismo que se caracteriza por su bajo peso sin comprometer el rendimiento, la durabilidad o la vida útil. Este motor tiene una potencia de 100 HP a 2750 rpm. Los pilotos siempre recuerdan el avión donde cursaron su primer vuelo solo, con la increíble serie 200, recordarán también el motor que los llevó al aire. <http://www.continentalmotors.aero/engines/gasoline-engines.as> [Citado el 08/05/2018].





Figura 4 Motor recíproco con cilindros horizontalmente opuestos

Fuente



<http://www.continentalmotors.aero/engines/200.aspx>

Tabla 2
Especificaciones Técnicas del motor

ESPECIFICACIONES TÉCNICAS DEL MOTOR	
	
Fabricante	Teledyne Continental Motors
Peso seco	200.00 lbs (Incluyendo accesorios)
Cilindros	4 Horizontalmente Opuestos
Combustible	80/87 Grado de Octanaje mínimo de gasolina
Relación de Compresión	7:0:1
Orden de Encendido	1- 3- 2- 4
Sistema de Enfriamiento	Enfriado por aire
Capacidad de aceite	6 cuartos
Desplazamiento del pistón	201 cubic in.
Potencia nominal	100 HP a 2750 RPM
Tiempo de Ignición / Tiempo de encendido	24° (Tiempo interno del motor con la del magneto en carrera de compresión por lo general)

Fuente: (Continental Motors, 2011)

Tabla 3
Accesorios del motor Continental O – 200^a

ACCESORIOS	CANTIDAD
 Carburador MA-3-SPA	 1
Magnetos Slick No. 4001	2
Motor de arranque (12Volt)	1
Alternador 14 volt – 60 Amp	1
Tacómetro Mecánico	1
Bujías	8
Indicador de presión de aceite	1
Indicador de temperatura de aceite	1

Fuente (Continental Motors, 2011)

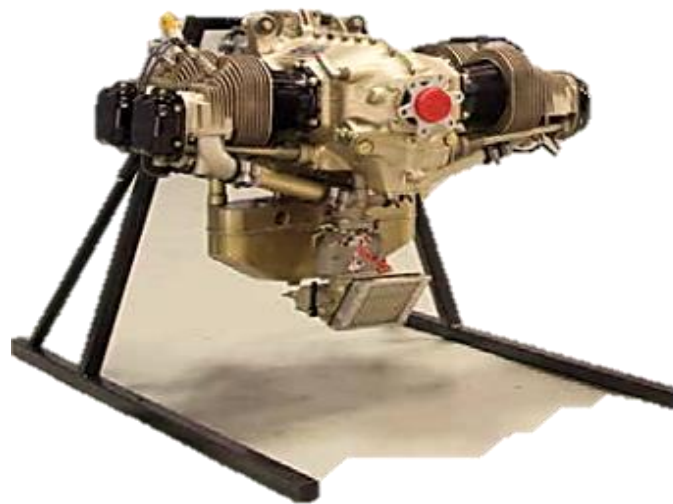


Figura 5 Motor recíproco Continental O - 200A

Fuente
<http://www.continentalmotors.aero/engines/gasoline-engines.aspx>

2.6. Componentes del Motor O - 200A

El motor se compone por varios elementos indispensables para su funcionamiento, por lo mismo un profesional en aviación debe conocer y comprender el principio de operación de cada uno de ellos, los límites que tiene y tiempos de mantenimiento.

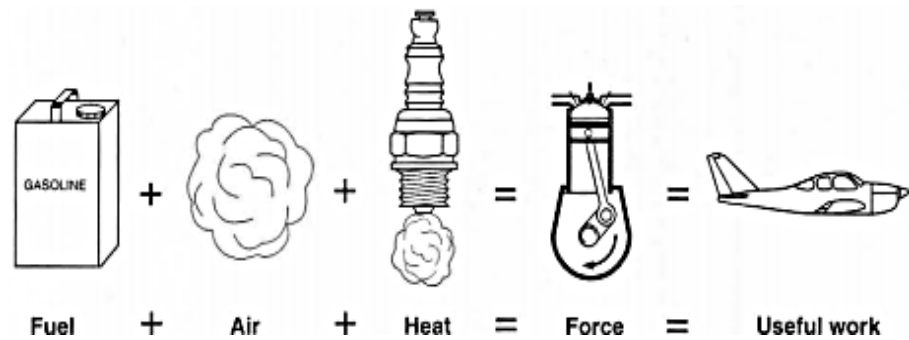


Figura 6 Proceso de conversión de la energía

Fuente Aviation Maintenance Technician Series: Powerplant, 1996, Chapter 2, Pág 19.

2.7. Los componentes de un motor recíproco

1. Carter (Crankcase)
2. Cigüeñal (Crankshaft)
3. Árbol de levas (Camshaft)
4. Bielas (Connecting Rods)
5. Busos Hidráulicos (Hydraulic valve lifters)
6. Varillas de empuje y cubiertas (Pushrods and housings)
7. Pistón (Pistón)
8. Cilindros (Cylinder)
9. Válvulas (Valves)
10. Resortes de válvula (Valve Springs)
11. Balancines y ejes (Rocker arms and shaft)
12. Cubierta del Carter (Crankcase cover)
13. Conjunto de Engranajes (Gear Train)

2.7.1. Carter (Crankcase)

Los elementos fundidos de aleación de aluminio que forman las mitades izquierda y derecha se mecanizan de forma plana y lisa a lo largo de sus superficies. Se unen en su parte superior e inferior por tornillos de cabeza hexagonal, arandelas y tuercas. Es el lugar donde se aloja el cigüeñal y el árbol de levas, a éste tipo específico de motor se integran cuatro bloques de cilindros. Componente que se ve

sometido interna y externamente a altas temperaturas, fuerzas centrífugas y de inercia desequilibrante por la hélice. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011).

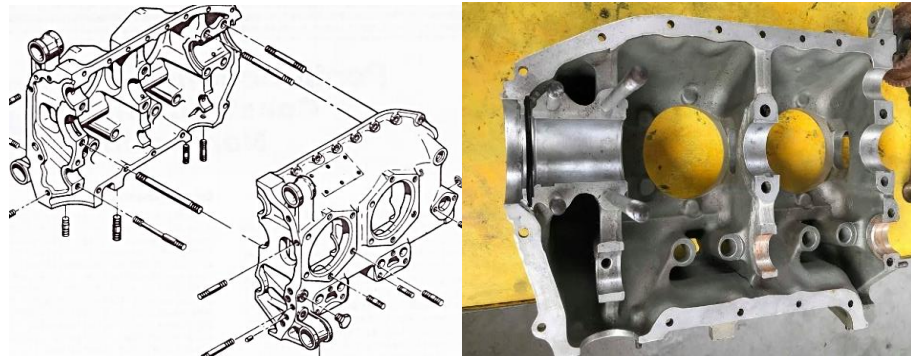


Figura 7 Carter

Fuente IPC Overhaul Manual, 2011, pág. 2 - 3

2.7.2. Cigüeñal (Crankshaft)

El cigüeñal de los motores con cilindros opuestos, se mecaniza en una sola pieza y se fabrica de acero aleado de alta resistencia. Dispuesto a soportar esfuerzos de compresión, tracción, flexión y torsión se forjan a partir de una aleación muy fuerte como el cromo níquel o el molibdeno acero. Componente capaz de convertir el movimiento alternativo del pistón a través de la biela, en movimiento de rotación que posteriormente da paso al giro de la hélice, de tal forma que se lo denomina como el eje de un motor recíproco. En la serie O – 200 el cigüeñal es nitrurado en los muñones principales. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011).

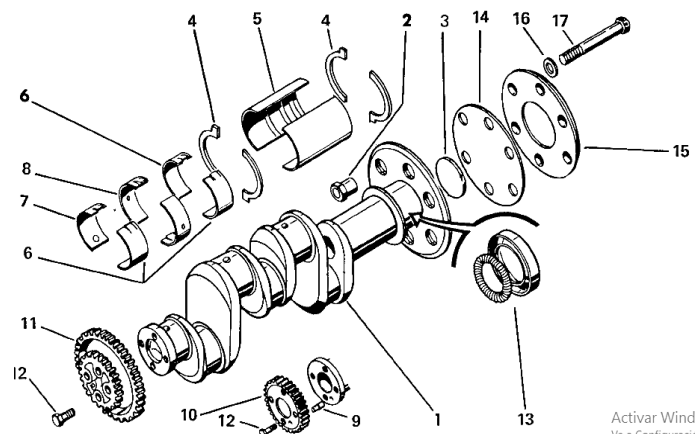


Figura 8 Cigüeñal

Fuente IPC Overhaul Manual, 2011, pág. 2 – 8

Existen tres tipos de cigüeñales:

- Single-Throw Crankshaft
- Double-Throw Crankshaft
- Six-Throw Crankshaft

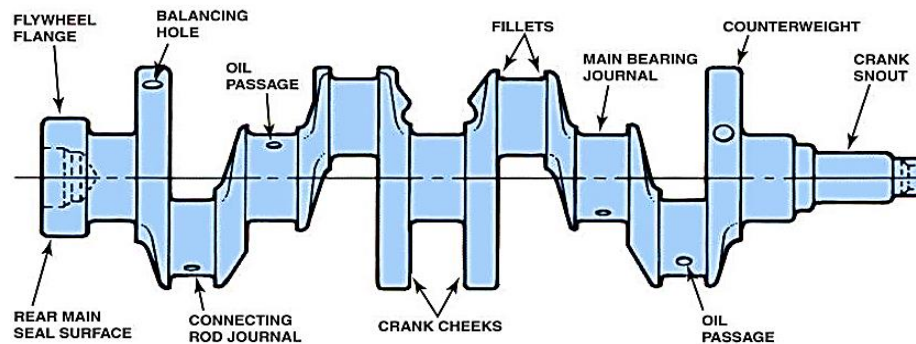


Figura 9 Continental O – 200 – A Nitrided Crankshaft

Fuente <http://jeffsplanes.com/Engines/O-200%20Engine%201.htm>

- **Nitrided Crankshaft; Continental O – 200 Engine**

Los últimos de cigüeñales tienen los cojinetes principales y los pernos del cigueñal nitrados. La brida de los ejes para los modelos C90 y O-200 siempre se han nitrado. Estos se identifican por un orificio de 1/4 de pulgada perforado a través del flange o brida de montaje de la hélice, donde también conductos de aceite están perforados desde la parte frontal y posterior de los cojinetes de entre las paredes laterales de los muñones. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, pág. 18)



Figura 10 Nitrided Crankshaft; Orificio de lubricación del cigüeñal

2.7.3. Árbol de levas (Camshaft).

El árbol de levas es un elemento constituido con una aleación de hierro forjado. Está compuesto por un eje central y en él están adheridas las levas que son unas prominencias con tramos curvilíneos. Controla el movimiento de las válvulas de admisión y de escape. El trabajo que cumple éste componente se dirige a los propulsores hidráulicos que se configura en tres lóbulos de levas que operan a las válvulas propulsoras entre cada uno de los muñones para dos cilindros. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011)

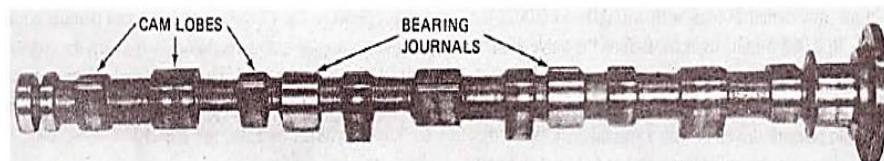


Figura 11 Árbol de levas

Fuente (Jeppesen, 2004, pág. 62)

2.7.4. Bielas (Connecting Rods).

Se denomina biela a la barra articulada que une el émbolo con el eje del motor. Transforma el movimiento alternativo del émbolo en movimiento de rotación del eje el motor por ello de determina que el movimiento de la biela es el más complejo de todo el mecanismo del motor. Se conforma por; Pie de biela que es el extremo al que se acopla el bulón del émbolo, cabeza de biela al extremo que une al eje del motor y vástago a la barra o cuerpo de la biela que vista en sección recta tendrá forma de I. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011).



Figura 12 Conjunto de la biela

Tipos de conjuntos de bielas

- **The plain-type connecting rod (Biela tipo simple)**

Las Plain-type connecting rod o bielas de tipo simple se usan en motores en línea y opuestos. Donde el extremo de la biela unido a la muñequilla está equipado con una tapa y un cojinete de dos piezas. La tapa del cojinete se sujeta en el extremo de la varilla mediante pernos, y para mantener un ajuste y equilibrio adecuados, las bielas siempre deben reemplazarse en el mismo cilindro y en la misma posición relativa. La mayoría de los motores tienen un número estampado en la biela y en la tapa. Esta es la posición del número del cilindro y hace que la biela y la tapa coincidan. (Dale Crane, 1996).

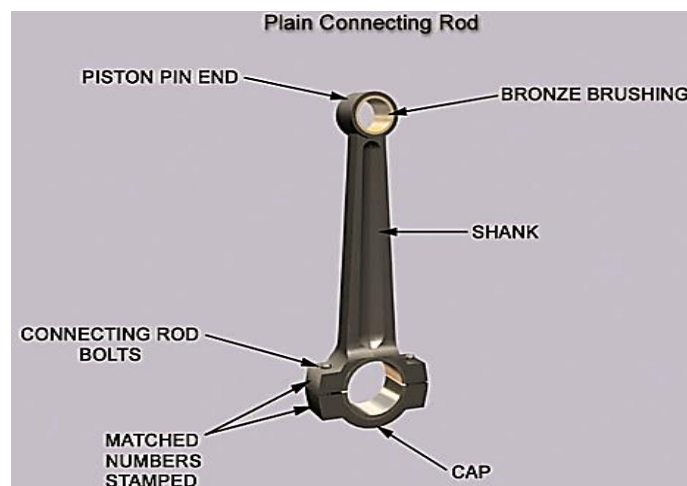


Figura 13 Plain Type Connecting Rod (Biela tipo plana)

Fuente AMT Airframe and Powerplant CBT Chapter 2

- **The fork-and-blade connecting rod (Biela tipo bifurcada)**

El conjunto de fork-and-blade connecting rod se usa principalmente en motores de tipo V. La biela bifurcada o fork rod se divide en el extremo de la misma para dejar espacio a la biela del extremo o blade rod y permitir que ésta encaje entre los dientes. Se utiliza un solo rodamiento de dos piezas en el extremo del cigüeñal de la barra. (Dale Crane, 1996)

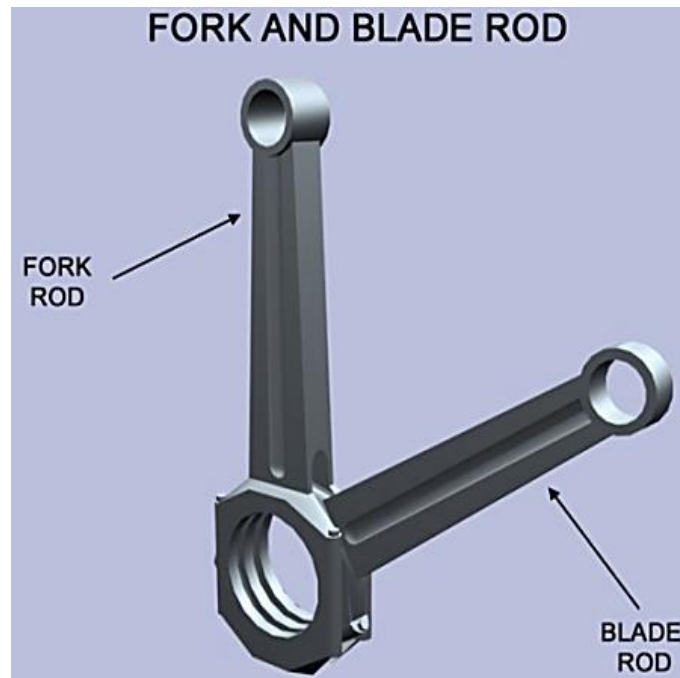


Figura 14 Fork and blade Connecting Rod (Biela de tipo bifurcada)

Fuente AMT Airframe and Powerplant CBT Chapter 2

- **The master-and-articulated rod assembly (Biela tipo barra maestra y articulada)**

El conjunto de barra maestra y articulada se usa comúnmente en motores radiales. En un motor radial, el pistón de un cilindro en cada fila está conectado al cigüeñal mediante una barra maestra. Todos los demás pistones de la fila están conectados a la varilla maestra mediante una varilla articulada. En un motor de 18 cilindros, que tiene dos filas de cilindros, hay dos barras maestras y 16 varillas articuladas.

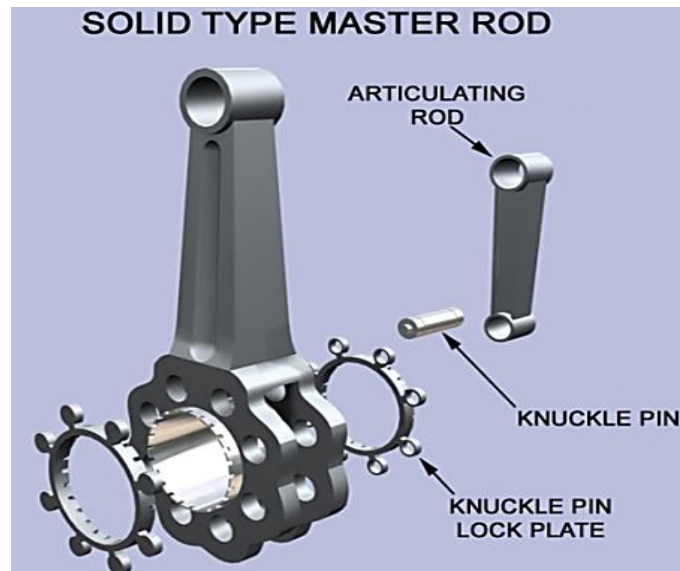


Figura 15 Master and articulated rod assy (Biela de tipo articulada)

Fuente AMT Aiframe and Powerplant CBT Chapter 2

2.7.5. Propulsores Hidráulicos de las válvulas (Hydraulic valve lifters).

Se compone de un cuerpo exterior, un orificio para lubricación y una toma para la varilla de empuje. El vástago del propulsor se rodea por dos ranuras que están conectadas por una zona plana. Es requerida la disimilitud de materiales en la zona de contacto con el árbol de levas por lo mismo que ésta cara del propulsor es de hierro fundido. Su función es convertir el movimiento giratorio del árbol de levas en posterior movimiento rectilíneo a la varilla del balancín. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011)

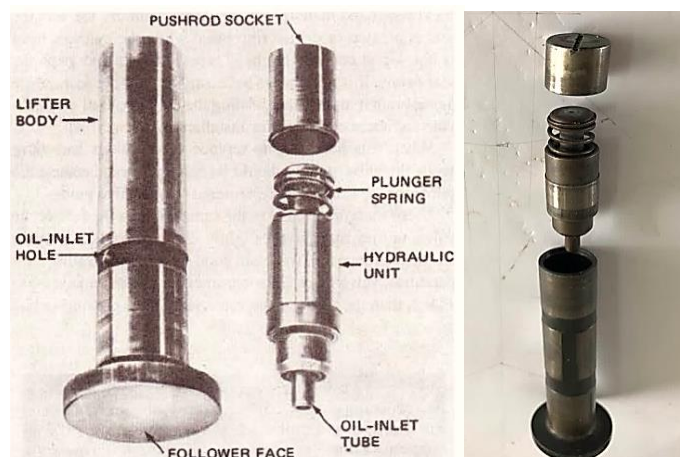


Figura 16 Propulsor Hidráulico de la válvula

Fuente (Jeppesen, 2004, pág. 62)

2.7.6. Varilla propulsora y carcasa (Pushrod and housing).

Cada varilla de empuje se fabrica de un tubo de acero y en sus extremos de un acero endurecido. Cada varilla de empuje está rodeada por una delgada carcasa tubular de acero, son las encargadas de comunicar el movimiento rectilíneo desde los propulsores hasta los balancines. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011).

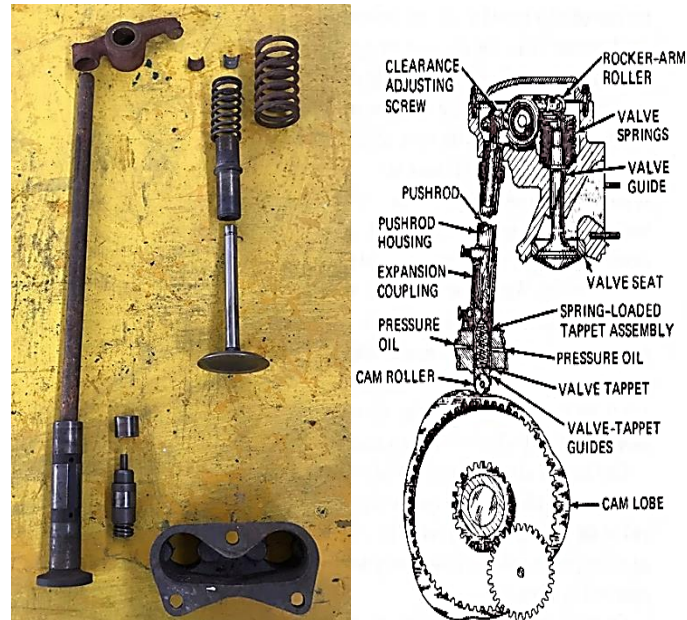


Figura 17 Mecanismo de operación de las válvulas

Fuente (Jeppesen, 2004, pág. 64)

2.7.7. Pistón (Pistón).

Los pistones son mecanizados de aleación de aluminio de alta resistencia con la parte superior del pistón de cromo para soporte en altas temperaturas. La serie O200 tiene cuatro ranuras para los segmentos, donde tres de las cuales están por encima del bulón y la restante por debajo. A los mencionados en primer lugar se los denomina de compresión y al de la parte inferior segmento de lubricación. El Pistón cuenta con un agujero en el medio por el cual se asegura con la biela mediante un bulón constituido de acero y dotado de tapones de aluminio en sus extremos, mismos que no son extraíbles. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011).

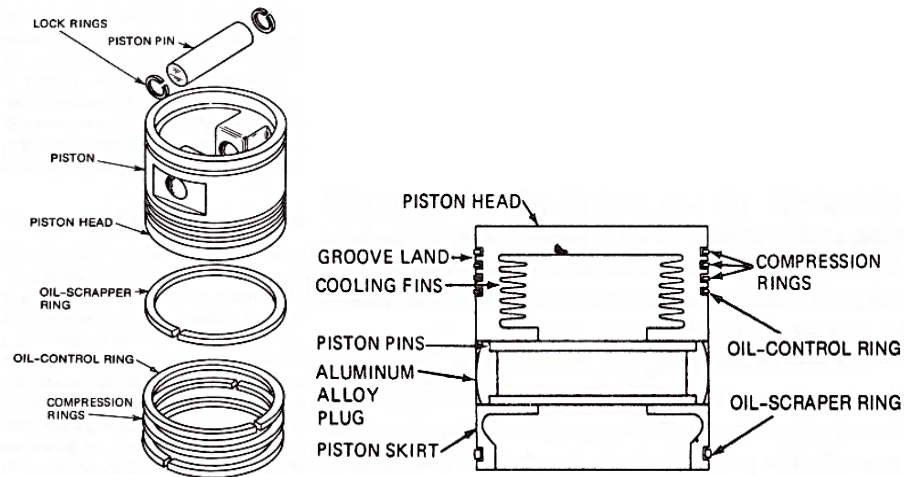


Figura 18 El pistón y sus partes

Fuente (Jeppesen, 2004, pág. 53)

Tipos de pistones según su cabeza

- **Flat Pistón (Émbolo de cabeza plana)**

“Utilizado en un principio cuando se empezó a desarrollar el motor de combustión interna y en aquellos motores que no requieren alta potencia, como pueden ser los de plantas eléctricas, vehículos pequeños y motores industriales pequeños”. (Dale Crane, 1996)

- **Cup (Concave) Pistón (Émbolo de cabeza cóncava)**

“Este tipo de pistón es utilizado para disminuir la relación de compresión, generalmente en motores Diésel o con turbo alimentación”. (Dale Crane, 1996)

- **Convex Pistón (Émbolo de cabeza convexa)**

“Son pistones diseñados para aumentar la relación de compresión, su forma en la cabeza depende del tipo de cámara de combustión, utilizados únicamente en motores a gasolina”. (Dale Crane, 1996)

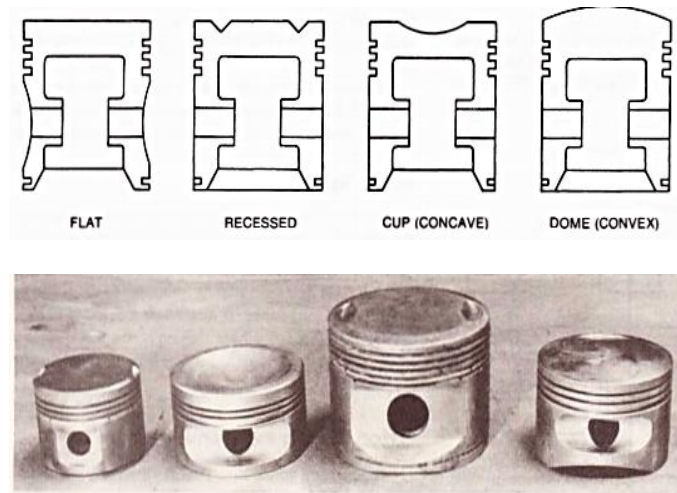


Figura 19 Tipos de pistones según su cabeza

Fuente (Jeppesen, 2004, pág. 118)

2.7.8. Cilindros (Cylinder).

Se denomina cilindro a la cámara interna del motor, donde se desarrolla la admisión, compresión, combustión de la mezcla aire – combustible, expansión de los gases y escape de los mismos, se compone por aletas de refrigeración en su parte exterior de una aleación de aluminio que ayudan a la posterior disipación de calor, y la sección interior donde se produce la ignición de la mezcla se fabrica de acero. En el extremo exterior se alojan los balancines.

La cubierta del cilindro es de acero prensado que con la disposición de seis tornillos de cabeza redonda y un empaque sella completamente la cavidad superior. Cuenta con tres agujeros alineados para el alojamiento del eje de los balancines, donde cada uno trabaja con la válvula de admisión. Dos guías de bronce además alojan el vástago de la válvula que va desde la caja del balancín hasta el asiento de la válvula. Además de dos orificios para la colocación de dos bujías correspondientemente. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011).

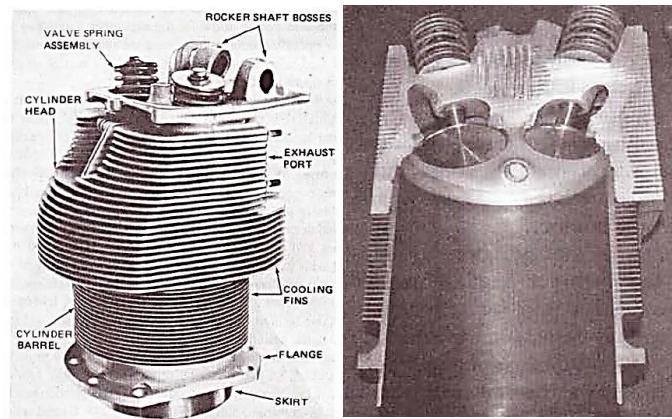


Figura 20 Cilindro

Fuente (Jeppesen, 2004, pág. 58)

- **Aletas de refrigeración**

Las aletas de refrigeración, de pequeño espesor y gran superficie, se mecanizan en las partes del motor sometidas a altas temperaturas y que deben disipar cantidades considerables de calor. Su función principal es la de aumentar la superficie exterior para poder disipar el calor generado a causa de la combustión interna en los cilindros. <https://diccionario.motorgiga.com/diccionario/aletas-de-refrigeracion-definicion-significado/gmx-niv15-con123.htm>, [Citado el 27/05/2018]

Los motores refrigerados por circulación forzada del aire se caracterizan por unas grandes aletas situadas en el cilindro y en la culata. Estas aletas ayudan a disipar el calor y se refrigeran haciendo pasar entre ellas el aire. Es un sistema de fácil construcción y mantenimiento, evitando posibles fallos técnicos. <http://www.takeoffbriefing.com/como-funciona-el-sistema-de-refrigeracion-motor-alternativo/> [Citado el 27/05/2018]

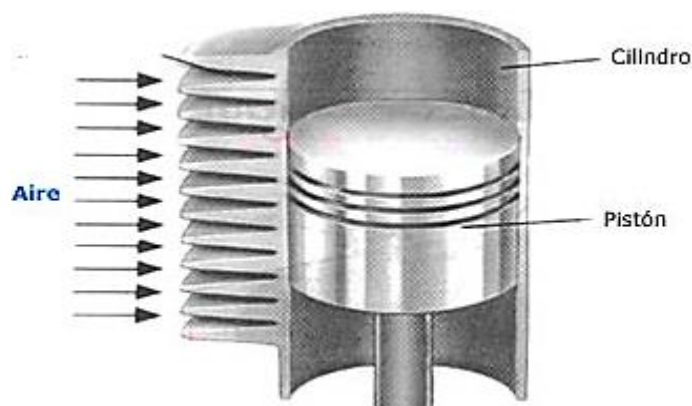


Figura 21 Aletas de refrigeración en un cilindro

Fuente <http://www.horuspecas.com.=detalhes&cod=19>

- **Grietas en las aletas de refrigeración**

Las pequeñas grietas que comienzan en los bordes de las aletas deben marcarse para su reparación mediante perforación. Si las grietas se extienden a las raíces de la aleta, la pared del cilindro probablemente esté agrietada y se deberá reemplazar el cilindro. Se inspecciona todas las superficies para detectar rasguños, grietas, material residual de la junta y arañazos profundos. Estos defectos pueden permitir la fuga de aceite desde el interior dependiendo del tipo de imperfección a encontrar. (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 1998).



Figura 22 Aletas de refrigeración en un cilindro

Fuente <http://fsims.faa.gov/wdocs/alerts/mar2008.htm>

2.7.9. Válvulas (Valves).

Ambas válvulas de admisión y de escape tienen forma de tulipán modificado. El cabezal de la válvula de admisión está marcado como "IN", y el cabezal de la válvula de escape está marcado como "EX". La punta de cada vástago de la válvula está endurecida y es plana y cuadrada con la superficie del vástago. Cerca de la punta, se corta una ranura en el vástago para enganchar el bloqueo dividido. La cara de la válvula de escape tiene un grosor mínimo de 3/64 pulgadas. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011)

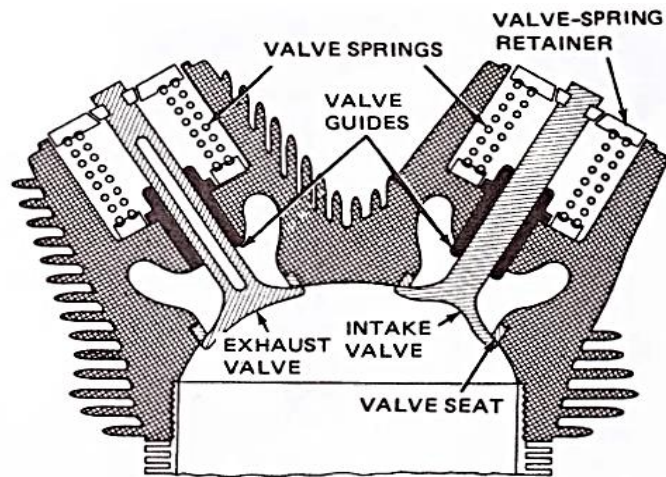


Figura 23 Válvulas de admisión y escape, motor Continental O200 - A

Fuente (Jeppesen, 2004, pág. 239)

Las válvulas son piezas de precisión del motor y cumplen cuatro tareas muy importantes en el funcionamiento motriz:

- Bloqueo de secciones del flujo
- Control del intercambio de gases
- Cierre hermético de los cilindros
- La disipación del calor absorbido de los gases de escape de la combustión, transfiriéndolo hacia los asientos de válvulas y las guías de válvulas.



Figura 24 Válvulas de admisión y sus seguros

Por lo general se distingue entre válvulas de admisión y escape

- **Válvulas de admisión**

La que permite el ingreso de la mezcla para su combustión y como consecuencia de la circulación de los gases frescos, las válvulas de admisión enfriadas deben soportar elevadas cargas mecánicas sobre todo en el contacto con el asiento de la válvula. (Antonio Esteban Oñate, 2008)

- **Válvulas de escape**

“Cuando abre permite la salida de los gases residuales, las válvulas de escape están expuestas a elevadas cargas térmicas y corrosión química. Por ello, se emplean materiales especiales y procesos de producción más complejos durante su fabricación”. (Antonio Esteban Oñate, 2008)

- **Tipos de cabeza de válvulas**

Las válvulas se caracterizan por la forma de la cabeza o por disponer de características especiales en cuanto a su fabricación. Las más empleadas son las siguientes:

- **Válvula de cabeza esférica**

La zona de la cabeza, expuesta directamente a los gases, tiene forma abombada, con un ángulo de cierre en el cono de asiento de 90°. Es la más empleada para motores en serie de gran potencia, ya que su forma esférica le da una configuración robusta, limitando con ello la deformación por efecto de la temperatura.

- **Válvula de cabeza plana**

Esta válvula presenta la superficie de la cabeza expuesta a los gases completamente plana y, como la anterior, dispone de un ángulo de cierre en el cono de 90°. Es menos robusta que la abombada pero mucho más económica. Se emplea para motores de serie de pequeña y media cilindrada.

- **Válvula de tulipa**

Este tipo de válvula recibe su nombre por la forma especial que adopta en la cabeza. Tiene un ángulo de asiento en el cono de 120° que facilita grandemente la entrada de los gases. Debido a su elevado costo de fabricación no se utiliza para motores en serie. Su aplicación queda limitada exclusivamente a motores para vehículos de competición y en aviación. (Dale Crane, 1996)

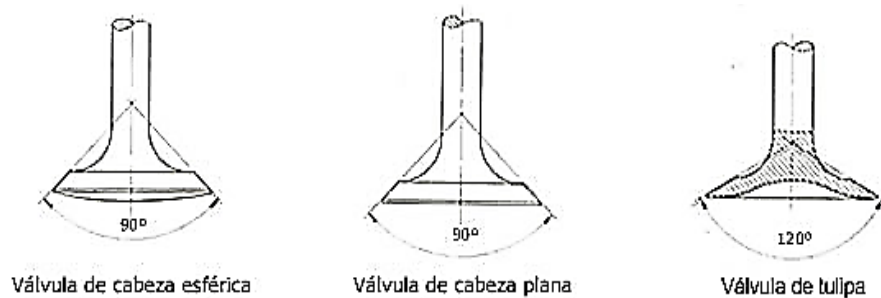


Figura 25 Tipos de Cabeza de válvula

Fuente <http://www.fierrosclasicos.com/las-valvulas-que-son-y-como-funcionan/>

2.7.10. Resortes de válvula (Valve Springs).

Un retenedor del resorte interno de la válvula de acero prensado es instalado sobre cada guía de la válvula y posesionado en la parte inferior de la caja de balancines hacia el centro del resorte de la válvula y evita el desgaste en la superficie de la cabeza de aluminio. Un resorte interno y uno externo encajan en cada retenedor, rodeando el vástago de la válvula. Son retenidos por un asiento de resorte externo de acero, cuyo orificio central cónico se ajusta sobre el vástago de la válvula y se une a él mediante los seguros divididos. Cada válvula en el motor O 200 posee tres resortes. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011).

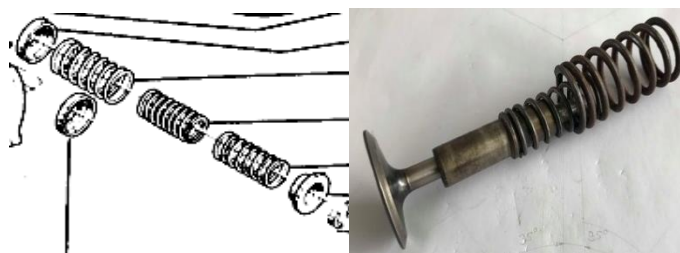


Figura 26 Resortes de la válvula

Fuente IPC Overhaul Manual, 1977, pág. 2 - 12

2.7.11. Balancines y ejes (Rocker arms and shaft).

Dos conjuntos de balancines articulan en un eje de acero tubular. El balancín es un elemento forjado de acero con un casquillo de bronce. Un pushrod socket está mecanizado en el extremo inferior del balancín. La superficie de contacto de la válvula, en el extremo superior, está endurecida y maleada en forma de arco. Cuenta con un pequeño agujero perforado desde el centro de la varilla de empuje para lubricación. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011).



Figura 27 Balancines y eje; Orificio de lubricación del balancín

2.7.12. Cubierta de la caja del cigüeñal (Crankcase cover).

La cubierta es fabricada de magnesio y es el lugar donde se alojan los engranajes de los accesorios del motor, donde en su parte inferior cuenta con una superficie roscada que permitirá el ingreso del tubo de succión de aceite. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011)



Figura 28 Cubierta de la caja del cigüeñal

Fuente <http://jeffsplanes.com/Engines/>

2.7.13. Conjunto de engranajes (Gear Train).

El conjunto de engranajes refiere al sentido en el que giran los engranajes del motor, en la serie O 200 el engranaje del cigüeñal gira en sentido horario. La velocidad de giro se reduce a la mitad con respecto al árbol de levas. Los engranajes de la bomba de aceite, la magneto, la bomba de aceite y el alternador son accionados por el engranaje del cigüeñal. El eje del tacómetro recibe movimiento desde el impulsor de la bomba de aceite y por último el engranaje del motor de arranque dirige su movimiento al engranaje del cigüeñal. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011).

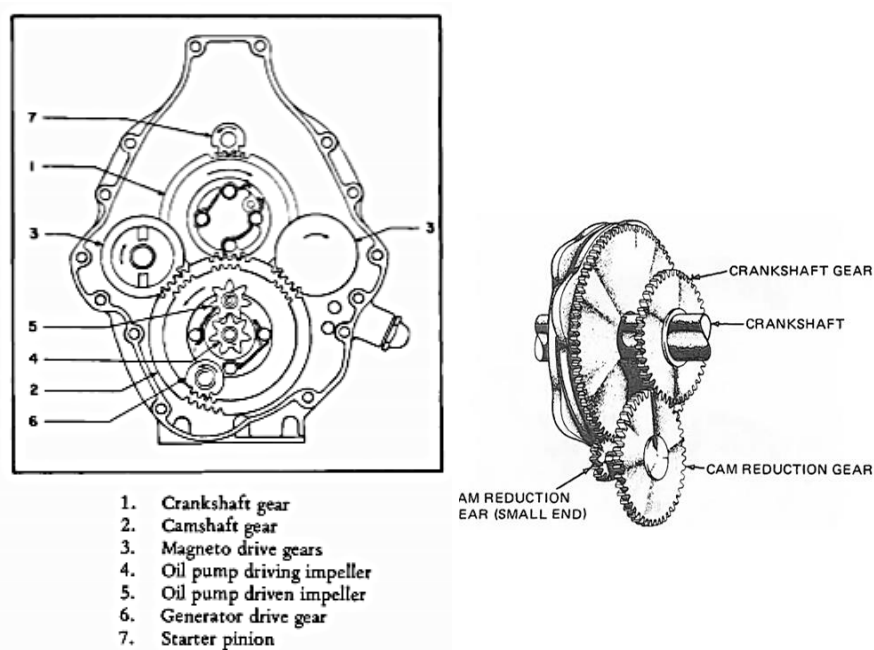


Figura 29 Conjunto de engranajes

Fuente IPC Overhaul Manual, 1977, pág. 2 – 14

2.8. Sistema de Lubricación

Existen dos tipos de sistemas de lubricación en aeronaves

2.8.1. Carter seco.

Un sistema de aceite donde el aceite es impulsado por una bomba y lo filtrado hacia un tanque exterior donde se recircula a continuación, de nuevo en el motor. La principal ventaja del sistema de cárter seco es que incrementa la energía mediante la reducción de salpicaduras de

aceite y una positiva lubricación en los componentes. <http://www.automotriz.mobi/coches/-auto-repair/71933.html>. [Citado el 30/05/2018]

Ventajas:

- El sistema de cárter seco se sobrepone a estos problemas, almacenando el aceite en un tanque separado.
- El sistema de cárter seco tiene la característica de poseer líneas de presión y recuperación, ambos con bombas de presión y recuperación respectivamente.

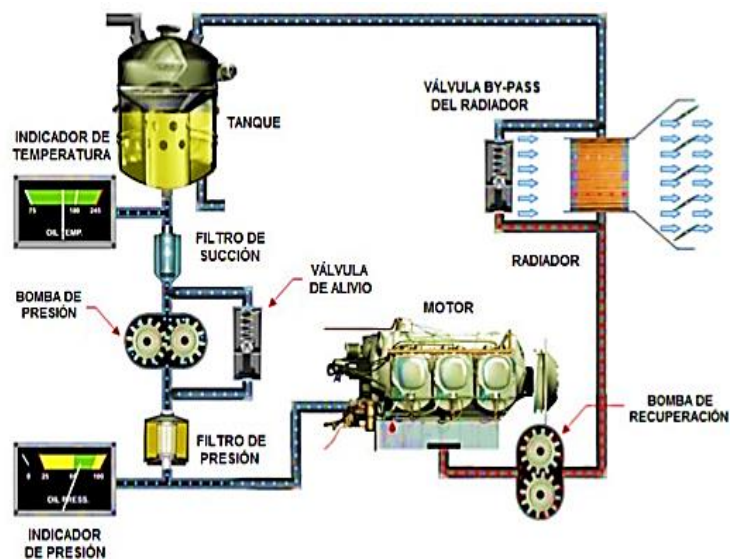


Figura 30 Carter Seco

Fuente <https://www.slideshare.net/RicardoTito/motores-de-aviacin-3>

2.8.2. Carter húmedo.

Sistema de lubricación en el que la parte inferior del cárter incorpora una bandeja en la que se deposita el aceite y de la que la bomba lo toma para enviarlo a presión a todo el circuito. El sistema de cárter húmedo también es de bajo costo, ligero, simple y común. <https://glosarios.servidor-alicante.com/motociclismo/carter-humedo> [Citado el 30/05/2018].

Desventajas:

- Dificultades de lubricación durante maniobras de las aeronaves. El aceite entra al cárter alrededor de los ejes, posiblemente causando que en un lado haya más aceite que otros.
- Debido a que el aceite es almacenado dentro del alojamiento del motor caliente, su temperatura es dificultosa para controlar.
- El aceite puede llegar a ser contaminado y se oxida más fácilmente, debido al contacto continuo del aceite con el motor caliente.

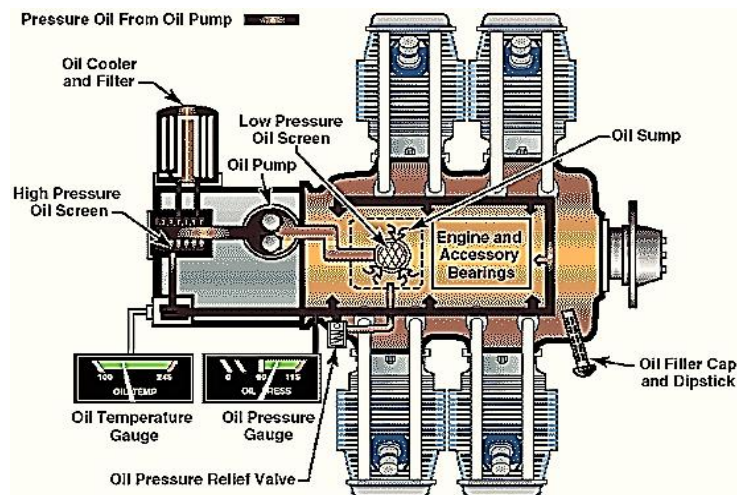


Figura 31 Carter Húmedo

Fuente <https://www.slideshare.net/RicardoCTito/motores-de-aviacin-3>

2.8.3. Tipos de aceite.

- **Mineral:** No contiene aditivos, usados en motores nuevos.
- **Compuesto:** Contiene aditivos, antioxidantes, dispersantes, agentes de limpieza, son identificados por una letra adicional.
- **Multigrado:** Son usados para minimizar problemas de arranque. Mantiene baja viscosidad a bajas temperaturas y viceversa. <https://www.slideshare.net/RicardoCcoyureTito/motores-de-aviacin-3> húmedo [Citado el 30/05/2018]



Figura 32 Tipos de Aceite

Fuente <https://www.slideshare.net/oCcoyureTito/motores-de-aviacin-3>

2.8.4. Componentes del sistema.

Dentro del sistema de lubricación es necesario el monitoreo del mismo a través de determinados instrumentos en la cabina, donde tenemos:

- **Indicador de Presión de aceite**

La presión es sensada en la salida de la bomba de presión. El sensor puede ser eléctrico o un sistema mecánico de lectura directa.

- **Indicador de Temperatura de aceite:**

La temperatura puede ser medida en la salida del radiador o en cualquier posición entre el tanque y la entrada del motor. La mayoría de aeronaves usan un sensor eléctrico. La temperatura y presión deben ser chequeadas constantemente para verificar el estado del motor. No deben pasar de sus parámetros límite. (Dale Crane, 1996).

- **Filtro**

Ubicado después de la bomba de presión, retiene partículas sólidas entre 20 y 25 micrones. Una válvula de alivio cargada con resorte (válvula by-pass), “bypassea” cuando el elemento filtrante está sucio o el aceite está congelado. La cantidad de aceite puede ser mostrada en la cabina, de no ser así, una alternativa para chequear la cantidad antes del vuelo a través de una varilla de medición. (Dale Crane, 1996).

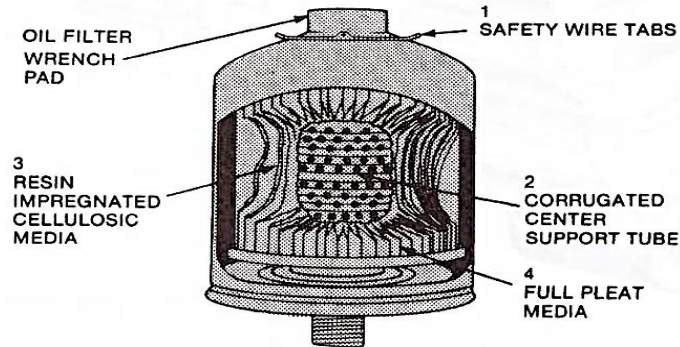


Figura 33 Filtro externo del motor

Fuente <http://www.2040-parts.com/Aviation-Parts/> =40

- **Bomba de presión de aceite**

La bomba conformada por dos engranajes rectos, uno de ellos es impulsado por la caja de accesorios y el otro es impulsado por el primero, ambos dentro de un alojamiento. El aceite es transportado a los lados del alojamiento en el espacio entre los dientes de los engranajes. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011)

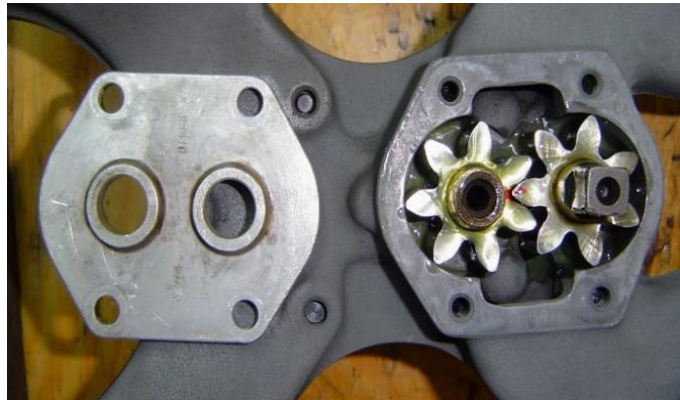


Figura 34 Engine Oil pump (Sumidero de aceite del motor)

Fuente <http://tdrigger.blogspot.com/2010/05/oil-pump-gears-inspected>.

- **Filtro de partículas**

Es un filtro ubicado entre el tanque y la bomba de presión, evita el daño de la bomba por el paso de partículas extrañas. (Dale Crane, 1996)



Figura 35 Engine Oil filter (Filtro de aceite interno del motor)

- **Sumidero de aceite**

“Es un reservorio hechos de aluminio, sirven para almacenar el aceite del sistema de lubricación”. (Dale Crane, 1996)

- **Valvula de alivio de presión**

“Una válvula de alivio limita la presión máxima de aceite en el sistema. Cuando alcanza un determinado valor, la válvula se abre y hace retornar el aceite al tanque o a la entrada de la bomba”. (Jeppesen, 2004)



Figura 36 Engine oil dipstick (Varilla de medición de aceite)

Fuente <https://www.pilotsofamerica.com/community/threads/200-a-woes.58287/>

2.8.5. Funciones del sistema de lubricación.

- Lubricar las piezas móviles.
- Refrigeración.
- Limpieza.
- Evitar la corrosión.
- Evitar la fricción entre componentes móviles en el motor.
- Es un indicador de condición del motor.

El Sistema de lubricación es el encargado de enfriar, limpiar y lubricar todas las partes móviles y que generan fricción en el motor. La serie O – 200 tiene una capacidad de 6 cuartos americanos de aceite AeroShell 100 , el cual es almacenado en el sumidero de aceite, es decir que posee un sistema Wde lubricación por carter húmedo, desde donde es impulsado por una bomba mecánica hacia un filtro de malla que retiene cualquier contaminación o impureza que exista, en él se encuentra alojado el sensor de temperatura que envía una señal eléctrica para el indicador en la cabina, después pasa por una válvula de alivio de presión y posteriormente se encuentra un orificio en el Carter donde ingresa el tubo bourdon del indicador de presión y como final de la trayectoria a todos los componentes móviles, fijos engranajes y orificios de lubricación. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011).



Figura 37 Aceite mineral 100 y semisintético W100

Fuente <https://www.shell.com/business-customers/aviation/aeroshell.html>

2.9. Refrigeración del motor

Por causa de la combustión el motor de combustión interna genera una gran cantidad de calor residual, por lo cual es indispensable un procedimiento adecuado de refrigeración. El compartimento del motor posee entradas de refrigeración en la parte delantera, donde el aire pasa a través de ésta toma y es dirigido y a la vez forzado a fluir rápidamente por las aletas de refrigeración en la superficie externa del cilindro, punto en el que a la vez se produce una transferencia de calor y el gas caliente sale nuevamente a la atmósfera. (Jeppesen, 2004)

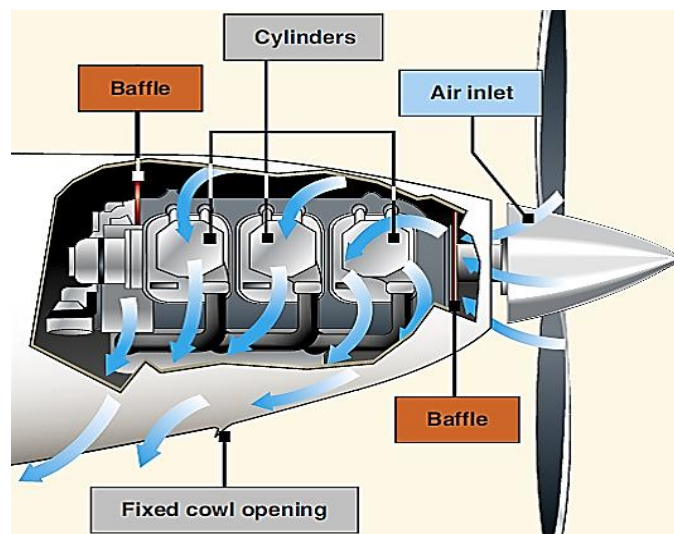


Figura 38 Sistema de enfriamiento por aire

Fuente <http://sistemasdelaeronave.blogspot.com/2011/02/sistema-de-enfriamiento.html>

2.10. Sistema de Alimentación de Combustible

La serie de motores Continental O – 200 requiere de un combustible con determinadas características y propiedades como: homogeneidad, valor antidetonante, volatilidad, pureza y resistencia a la oxidación. (Dale Crane, 1996). El número de Octanos utilizados en aviación menor y en éste tipo de aeronaves son Avgas 100 y 100LL, donde la “LL” indica que tiene un bajo contenido de plomo. El motor está equipado con un carburador de succión como el Marvel SchebierM2A, que no requiere de bomba de combustible, debido a que el combustible es alimentado por el efecto de la gravedad. (Textron Aviation Inc., 2015)

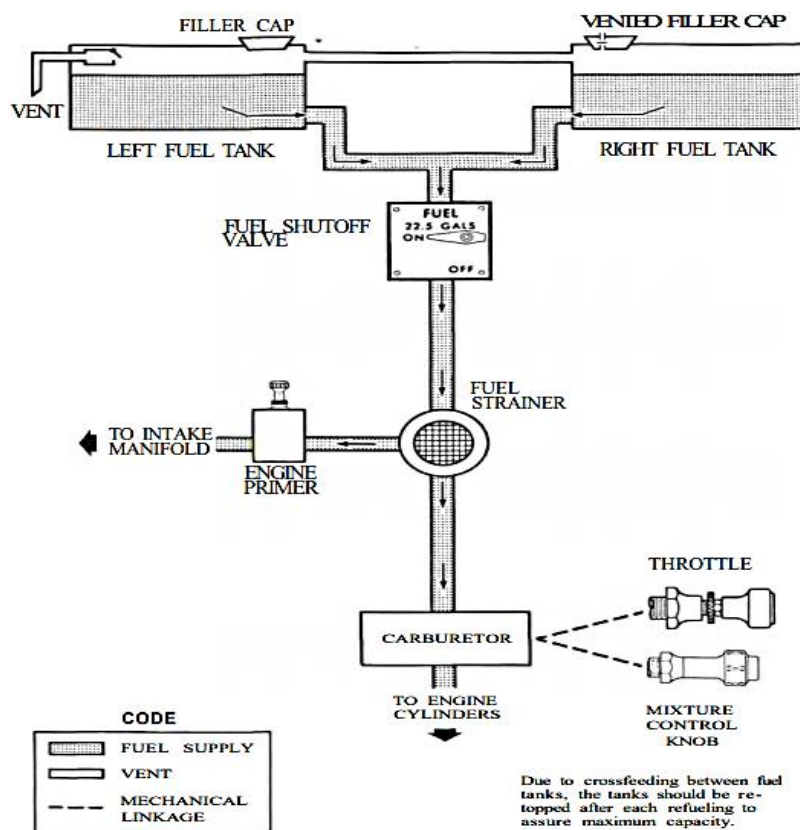


Figura 39 Diagrama esquemático del sistema de combustible

Fuente Cessna C – 150 POH (Pilot's Operating Handbook, 1977 pág. 7 - 20

2.11. Sistema de Inducción

El sistema se conforma por un colector de admisión que se encuentra unido a la parte inferior del Carter donde se aloja el cigüeñal y dirige la mezcla de aire – combustible de forma horizontal a cada ducto de admisión en cuatro direcciones, donde mediante conectores de goma y abrazaderas se aseguran a un conducto en forma de codo fabricado

de aluminio que a la vez está ligado al puerto de admisión de cada cilindro. En la serie O – 200 el carburador de tipo flotador cumple un proceso de mezcla de aire – combustible que a su vez alimenta al motor para el proceso de combustión, alimentándolo así con la proporción correcta para el trabajo en el interior del cilindro, tiene también un circuito secundario para el ralentí y posee un sistema de enriquecimiento de la mezcla. El colector de admisión de aire se anexa en la parte inferior del carburador y posee dos entradas correspondientes, una para el aire que ingresa desde el filtro de aire en la parte delantera de la aeronave y una en la parte posterior – lateral para el aire caliente mismo que evita que se forme hielo en el carburador. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011).

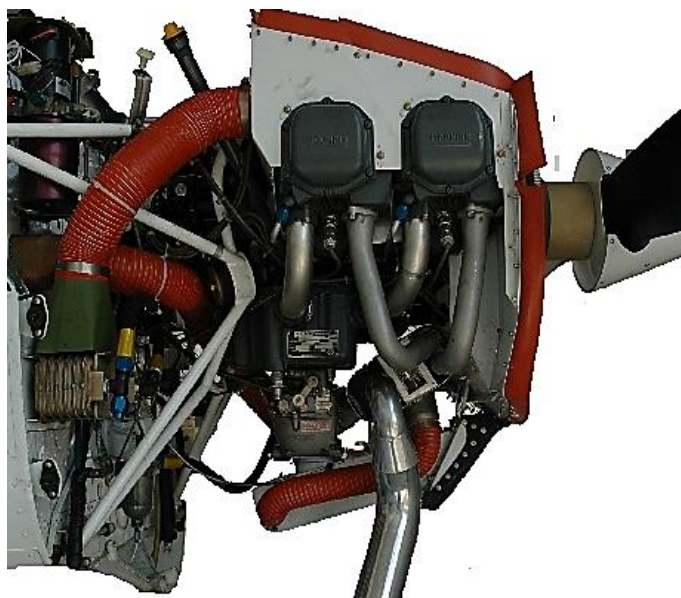


Figura 40 Sistema de inducción

Fuente <http://www.powerflowsystems.com/blog/?author=1>

2.12. Sistema de Ignición

El sistema de ignición de la serie O – 200 es un sistema blindado con magnetos Slick series 4000. Los cables de encendido son blindados y dirigen alto voltaje a las bujías en el orden que muestra la figura a continuación. Cada magneto tiene un tiempo interno que debe ser establecido (clearance procedure) con el tiempo del motor en el T.D.C. para que el orden de encendido en los cilindros sea el adecuado, los cables se enroscan en las bujías por una tuerca hexagonal. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011)

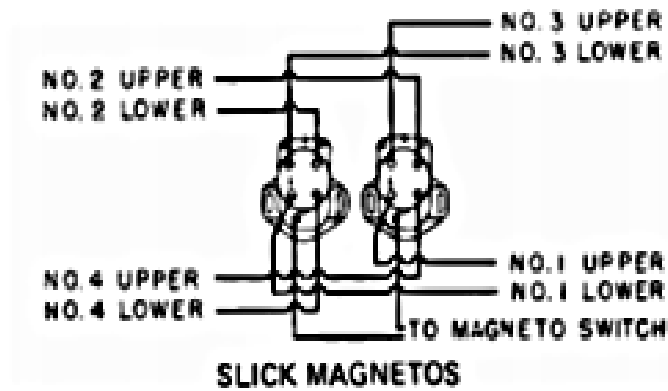


Figura 41 Sistema de ignición

Fuente Overhaul Manual, 2011, pág. 59

2.12.1. Magneto.

El sistema de encendido del motor es un sistema separado y no es parte del sistema eléctrico general del avión. El sistema de encendido de tipo magneto se usa en la mayoría de los motores de avión alternativos. Los magnetos son unidades auto contenidas accionadas por motor que suministran corriente eléctrica sin utilizar una fuente externa de corriente, convierten la energía mecánica proporcionada por el motor en energía eléctrica de baja tensión que a través de un proceso se transforma en corriente de alta tensión y distribuida a cada bujía en el orden de encendido en cada cilindro correspondiente. <https://www.championaerospace.com/products/slick-magnetos>. [Citado el 14 – 05 – 2018]



Figura 42 Magneto

Fuente <https://www.championaerospace.com/products/slick-magnetos>

2.12.2. Bujías.

Se denomina bujía al elemento que, en los motores de combustión interna, genera la chispa que permite encender la mezcla de aire y combustible en los cilindros. La bujía, por lo tanto, es un elemento clave en el sistema de encendido. Las chispas saltan entre dos terminales eléctricos de la bujía que se separan por una pequeña distancia determinada, donde los terminales mencionados se denominan electrodos. <https://www.actualidadmotor.com/para-que-valen-las-bujias/> [Citado el 14 – 05 – 2018].

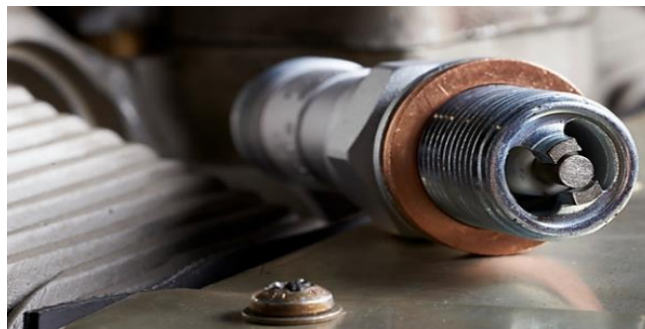


Figura 43 Bujía

Fuente
<https://www.championaerospace.com/products/spark-plugs>

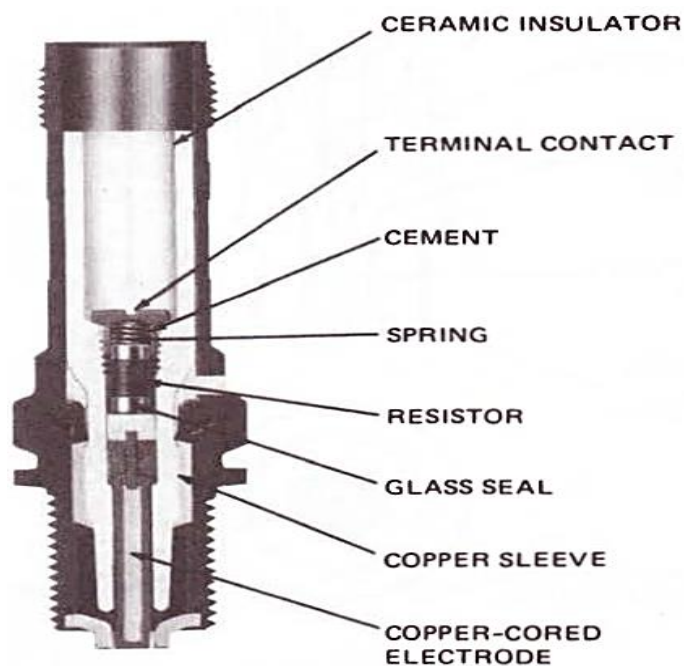


Figura 44 Partes de una bujía

Fuente (Jeppesen, 2004, pág. 237)

2.12.3. Ignition Switch (Interruptor de Ignición).

En el panel de instrumentos de la aeronave, en la parte izquierda del piloto existe un interruptor de encendido accionado por medio de una llave al mismo que corresponden cinco posiciones.

- **OFF:** Apagado
- **R (Right):** Donde un solo magneto (Derecho) provee corriente a un juego de bujías
- **L (Left):** Donde un solo magneto (Izquierdo) provee corriente a un juego de bujías
- **Both (Ambos):** Los dos juegos de magnetos suministran corriente a cada uno de sus juegos de bujías.
- **START:** Acciona el motor de arranque



Figura 45 Interruptor de ignición

Fuente

<https://forum.flightgear.org/viewtopic.php?f=4&t=25157&start=1245>

2.12.4. Arnés de Ignición.

El cable de alta tensión para los sistemas de encendido de aeronaves consiste en unos pocos filamentos de alambre de acero inoxidable cubiertos con una capa gruesa de un material aislante como silicona o algún material relacionado. Sobre esto hay una capa de refuerzo de fibra de vidrio, y sobre el refuerzo hay otra capa gruesa de material aislante.

El aislamiento del cable de encendido está diseñado para resistir un voltaje muy alto sin romperse. Con el tiempo, sin embargo, se producirá una fuga de corriente de ignición. Incluso un cable nuevo tendrá fuga de corriente, pero no es importante hasta la fuga hace que la chispa se debilite o se detenga. Para garantizar que la resistencia dieléctrica del aislamiento del cable de encendido sea adecuada y que no se produzcan fugas excesivas, se utiliza un probador de arnés llamado megaohmímetro o megger.

Un comprobador de arnés es una unidad eléctrica diseñada para producir tensiones de hasta 15 000 V que se pueden aplicar a conductores individuales en un arnés de encendido. Una unidad típica puede incluir medidores para medir el voltaje aplicado y la corriente de fuga, control de voltaje, cables de entrada, cables de salida e interruptores de control requeridos. Estas unidades incluyen instrucciones para una aplicación adecuada. (Jeppesen, 2004, pág. 239)



Figura 46 Arnés de ignición

Fuente <http://www.chiefaircraft.com/slk-m2381.htm>

2.12.5. Inspección de los cables de Ingición.

Para probar los cables de encendido, todos los cables deben estar desconectados de las bujías, pero el elemento que se está probando debe estar conectado a tierra en el motor. Con los cables puestos a tierra, el probador mostrará la fuga entre los conductores, así como entre los conductores y la tierra. El probador también puede estar conectado a tierra a través de una cañería u otros medios.

Las instrucciones del fabricante se proporcionan para todos los probadores de arnés y se deben seguir. Como una unidad de este tipo produce un voltaje muy alto, es esencial que el operador sea más cuidadoso cuando la unidad esté encendida. El voltaje del probador se ajusta al nivel indicado en las instrucciones, que generalmente son de 10 000 V. Cuando se enciende el interruptor de control, este voltaje se aplica al cable que se está probando. La fuga se mostrará en el microamperímetro y no debe exceder los 50 microamperios. (Jeppesen, 2004, pág. 266)

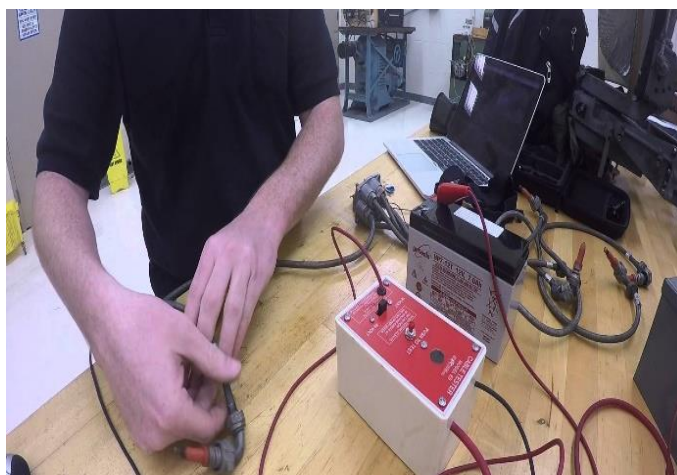


Figura 47 Inspección del arnés de ignición

Fuente <https://www.youtube.com/watch?v=IxsX20ddz38>

2.13. Sistema eléctrico

El sistema eléctrico de la serie O – 200, corresponde a un sistema de corriente continua de 14 voltios que recibe una carga constante del alternador. Para almacenamiento de la misma se emplea una batería de 12 voltios. En el sistema está presente un interruptor maestro que controla todo el sistema eléctrico con excepción del sistema de ignición del motor. (Textron Aviation Inc., 2015)

2.13.1. Batería.

El sistema eléctrico en ésta aeronave cuenta con una batería de 12 voltios, 25 amperios. La misma que envía la energía almacenada hacia un contactor y éste a su vez a un BUS BAR para la distribución a los diferentes consumidores del sistema, donde el paso de la corriente es activado por un interruptor maestro del sistema. (Textron Aviation Inc., 2015).



Figura 48 Batería

Fuente <http://www.gillbatteries.com/>

2.13.2. Alternador.

El alternador cumple la función de cargar a la batería con una corriente de 14 voltios, 50 amperios a través de un engranaje que se acopla al engranaje del cigüeñal. La corriente pasa a través de un regulador de voltaje que sensa el paso y envía la corriente necesaria a la batería para evitar una sobrecarga ni una descarga en el proceso. (Textron Aviation Inc., 2015)



Figura 49 Alternador

Fuente <https://www.qaa.com/skytronics>

2.13.3. Motor de arranque.

Se emplea en los motores para iniciar con el movimiento mecánico de los engranajes y así poder iniciar con las diferentes etapas de encendido del motor. Dicho en otras palabras son motores eléctricos que se encargan de convertir la energía eléctrica en energía mecánica a partir del principio de reacción electromagnética que trata acerca de inducir corriente a bobinados internos, en éste caso el rotor y el estator, girando así el rotor a grandes velocidades y produciendo por consecuencia energía eléctrica. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011)



Figura 50 Motor de Arranque

Fuente <http://skytec.aero/product/category/continental/>

2.13.4. Regulador de voltaje.

El regulador de voltaje fue diseñado para controlar la cantidad de corriente al bobinado de campo. El regulador de voltaje detecta cuando el sistema eléctrico necesita más corriente, respondiendo con un mayor flujo de corriente al bobinado de campo. El proceso completo de regulación de voltaje es completamente automático, y no requiere intervención del piloto en absoluto. (Antonio Esteban Oñate, 2008)



Figura 51 Regulador de voltaje

Fuente <http://ronkilber.tripod.com/alternat/alternat.htm>

2.13.5. Master Switch (Interruptor Maestro).

El Master Switch se encuentra en la cabina del avión, le permite tener al Piloto el control de encender o apagar el sistema eléctrico de la aeronave pero con excepción del arranque del motor ya que la magneto es independiente a los demás sistemas. (Jeppesen, 2004). La aeronave Cessna 150M cuenta con un interruptor doble es decir: BAT y ALT, donde BAT, corresponde a la batería y ALT, al alternador. Como el sistema tiene internamente un bloqueo, el interruptor ALT, únicamente puede activarse con el switch BAT activado también.



Figura 52 Master Switch (Interruptor Maestro)

Fuente <http://www.cfinotebook.net/notebook/operation-of-aircraft-systems/electrical>

2.13.6. Circuit Breakers (Interruptores de Circuito).

Son fusibles básicamente y permiten proteger de las sobrecargas eléctricas, se diferencian de los fusibles normales debido a que pueden ser restaurados manualmente, tienen forma de botón, al detectar una sobrecarga saltan de su posición original otorgándonos la posibilidad de restaurarlos con sólo pulsarlos hacia adentro nuevamente.



Figura 53 Circuit Breakers (Interruptores de circuito)

Fuente

<https://forum.flightgear.org/viewtopic.php?f=4&t=25157&start=630>

2.14. Sistema de escape

El sistema de escape consiste de un Muffler para cada bancada de cilindros con un ducto de escape desde cada cilindro hacia el muffler a cada lado del motor. El conjunto del muffler se encuentra encerrado en una protección, el mismo que captura el flujo de aire a ser calentado por los gases de escape en el muffler. El aire caliente es utilizado para el acondicionamiento de la cabina y para un flujo de aire caliente para el carburador en el sistema de admisión. Un conducto desde cada muffler dirige los gases de escape hacia afuera en la parte inferior del cowling. (Cessna 150 Service Manual, 1972, pág. 164)



Figura 54 Elementos del sistema de escape

Fuente

https://www.texasairsalvage.com/Aircraft_view.php?editid1=33

Cualquier falla en el sistema de escape debe ser considerada como un peligro severo. Dependiendo de la ubicación y el tipo de falla, puede provocar intoxicación por monóxido de carbono (CO₂) en la tripulación y los pasajeros, la pérdida parcial o total de la potencia del motor o incendio. Las fallas del sistema de escape generalmente alcanzan un período máximo con un tiempo de operación de 100 a 200 horas, y más del 50 por ciento de las fallas ocurren dentro de las 400 horas. (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 1998).

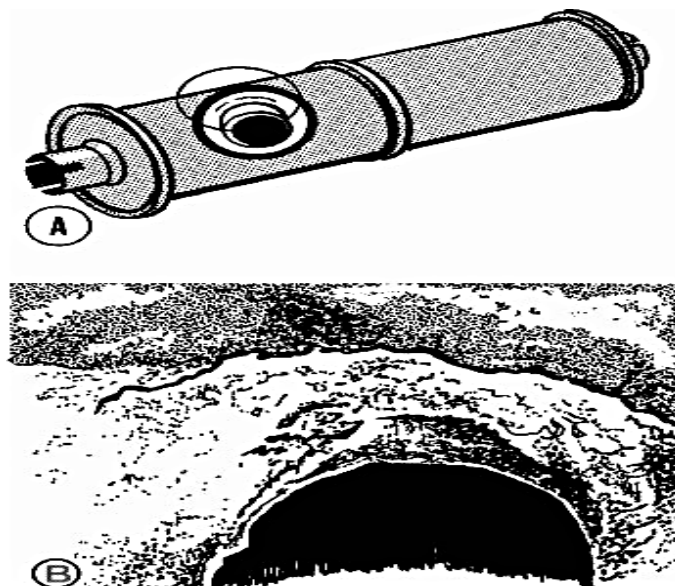


Figura 55 Muffler Fatigue (Fatiga en el Muffler)

Fuente https://www.faa.gov/Advisory_Circular/AC_43.13-1B_w-chg1

La autoridad aeronáutica recomienda que el marcado de áreas en el sistema de escape. Nunca use lápices de plomo, lápices de carbono, etc., para marcar las partes del sistema de escape. El carbono depositado por esas herramientas causará grietas por la concentración de calor y la carbonización del metal. Si las partes del sistema de escape deben marcarse, use tiza, Prussian blue, India ink o un lápiz de grasa que no contenga carbono. (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 1998)

El sistema de escape a menudo funciona a temperaturas al rojo vivo de 1,000 ° F o más; por lo tanto, las partes tales como los cables de encendido, las mangueras, las líneas de combustible y los conductos de aire flexibles deben protegerse contra la radiación y el calentamiento por convección mediante pantallas térmicas o un espacio libre adecuado. (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 1998)

Si un componente es inaccesible para una inspección visual minuciosa u oculto por partes no removibles, retire el componente y verifique las posibles fugas taponando sus aberturas, aplicando aproximadamente 2 psi de presión interna y sumergiéndolo en agua. Cualquier fuga provocará burbujas que pueden detectarse fácilmente. Secar completamente antes de la reinstalación. (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 1998)

2.15. Hélice

Dispositivo mecánico que transforma la energía mecánica provista del motor en una fuerza de empuje ya que se encuentra montada de forma concéntrica y sobre un eje, al girar las palas trazan un movimiento rotativo en el plano. Su función es transmitir a través de las palas su propia Energía cinética (que adquiere al girar) a un fluido, creando una fuerza de tracción. <https://www.ecured.cu/H%C3%A9lice> Citado el [14/05/2018]

“La aeronave Cessna 150M cuenta con una hélice de paso fijo marca McCauley, el ángulo de ataque de la pala se encuentra fijo y no tiene ninguna variación”. (Cessna 150 Service Manual, 1972)



Figura 56 Hélice McCauley

Fuente <http://mccauley.txtav.com/>

2.16. Controles del motor

2.16.1. Control de Mezcla.

Se encarga de regular el paso de combustible hacia el carburador. Dicho evento es necesario para las diferentes fases del vuelo y alturas en las que opera la aeronave, de ésta manera poder controlar la mezcla de aire – combustible que va a ser provista para el funcionamiento del motor. (Dale Crane, 1996)

2.16.2. Control de Potencia.

“El control de potencia cumple la función de regular la apertura de aire al carburador, al mismo tiempo inyecta la cantidad de combustible que se ha configurado en la mezcla, determinando así que a mayor apertura, mayor potencia”. (Dale Crane, 1996)

2.16.3. Calentador del carburador.

“Permite el paso de aire caliente proporcionado desde una toma del escape del motor directamente a la toma de aire, permitiendo así que se forme hielo en el carburador durante la operación en climas fríos”. (Jeppesen, 2004)

2.17. Indicadores del motor

2.17.1. Tacómetro.

“Dispositivo que se encarga de medir las revoluciones por minuto del motor. Se representan en el indicador por medio de una carátula e indicados por un dial donde se presentan rangos seguros con verde y peligrosos en color rojo” (Jeppesen, 2004)



Figura 57 Tacómetro

Fuente

<https://privatepilotstories.blogspot.com/2015/11/hobbs-time>

2.17.2. Indicador de presión de aceite.

Proporciona una lectura de la presión de aceite provista en el motor, Existen dos tipos, pueden trabajar a través de un tubo Bourdon que consiste de un tubo plano de bronce curvado en forma de arco, donde a medida que la presión aumenta la curvatura tiende a enderezarse y éste movimiento se transmite a un mecanismo amplificador. El otro tipo es el electrónico, que cuenta con un sensor de presión y éste envía la sensación de presión directamente a un indicador. (Jeppesen, 2004)



Figura 58 Indicador de presión de aceite

Fuente

http://aircraftpartsandsalvage.com/product_info.php?products_id=24262

2.17.3. Indicador de temperatura de aceite.

“Se proporciona un indicador de temperatura de entrada de aceite para tener una lectura de la temperatura que tiene a medida que entra a los compartimentos de los cojinetes del motor”. (Jeppesen, 2004)



Figura 59 Indicador de temperatura de aceite

Fuente: http://aircraftpartsandsalvage.com/product_info.php?products

2.17.4. Indicador de cantidad de combustible.

Un flotador que sigue el nivel de combustible donde el mismo siendo el elemento sensor principal, un enlace mecánico se conecta para mover la aguja del indicador de cantidad en cabina a través del dial de un instrumento. Esto se logra con una disposición de un pequeño eje y un engranaje que impulsa el puntero con engranajes más pequeños, o con un acoplamiento magnético, al indicador. (Federal Aviation Administration, AMT-Powerplant-Vol-1, 2012)



Figura 60 Indicador de cantidad de combustible

Fuente
https://www.ebay.ie/sch/sis.html?_itemId=141191405120&_nkw

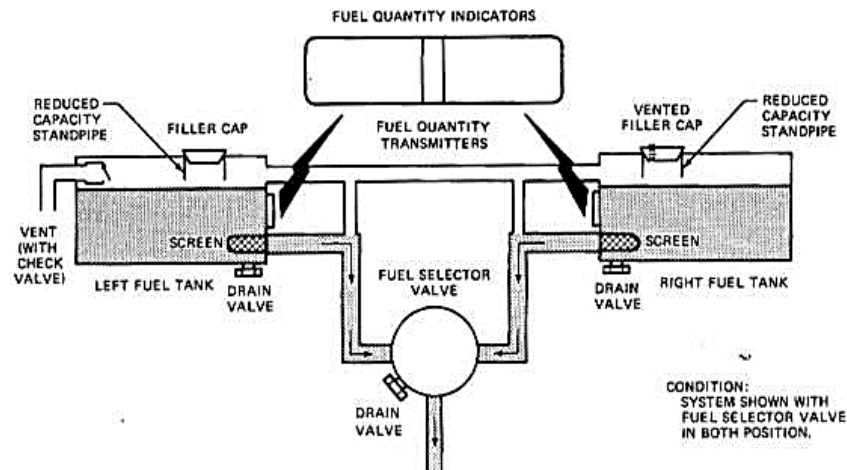


Figura 61 Diagrama esquemático del sistema de indicación de combustible

Fuente (Cessna 150 Service Manual, 1972)

2.17.5. Indicador de temperatura de cabeza de cilindro.

Un indicador de temperatura de cilindro (CHT) es un indicador esencial que se utiliza para controlar la temperatura de funcionamiento y la condición del motor. Revela la condición del motor y a la vez si éste está funcionando satisfactoriamente y cuando se requiere mantenimiento.



Figura 62 Indicador de temperatura de la cabeza del cilindro

Fuente <https://www.ebay.com/bhp/cylinder-head-temp-gauge>

2.18. Mantenimiento

Trabajos requeridos para asegurar el mantenimiento de la aeronavegabilidad de las aeronaves, lo que incluye una o varias de las siguientes tareas: reacondicionamiento, reparación, inspección, reemplazo de piezas, modificación o rectificación de defectos. (Dirección General de Aviación Civil, RDAC PARTE 001, 2010).

- **Tipos de mantenimiento**

2.18.1. Mantenimiento Preventivo.

“Son operaciones de preservación simple o menores y el cambio de partes estándar pequeñas que no involucran operaciones de montaje complejas, en concordancia con la Parte 43 de estas Regulaciones de Aviación Civil”. (Dirección General de Aviación Civil, RDAC PARTE 001, 2010)

2.18.2. Mantenimiento en línea.

Operaciones de mantenimiento sencillas realizadas antes del vuelo para asegurar la condición de aeronavegabilidad de la aeronave, y que incluyen la caza de fallas (troubleshooting), corrección de defectos sencillos, cambio de componentes reemplazables en línea (LRU), mantenimiento y/o chequeos programados que comprendan inspecciones visuales para detectar condiciones insatisfactorias obvias y que no requieran inspecciones detalladas extensas. Normalmente son inspecciones de pre-vuelo, diarias, semanales e inspecciones tradicionalmente conocidas como chequeo A (básico) para aeronaves mayores de 5.700 kg. de masa máximo de despegue. Las inspecciones de 100 horas o anuales para aeronaves pequeñas son consideradas inspecciones de línea. (Dirección General de Aviación Civil, RDAC PARTE 001, 2010).

También denominado post flight, es decir verificar las anomalías que hayan existido durante el vuelo.

2.18.3. Mantenimiento de base.

“Todo mantenimiento que no es mantenimiento de línea. Mantenimiento que se realiza previo al vuelo, es decir en base al pre flight”. (Dirección General de Aviación Civil, RDAC PARTE 001, 2010)

2.19. Inspección visual

Una inspección visual preliminar de todos los elementos indicará si alguno de ellos está deformado, corroído, marcado, rugoso, picado o dañado sin posibilidad de reparación. Se debe realizar una inspección visual más cuidadosa en cada parte para determinar la necesidad de una reparación menor. La inspección visual también debe incluir una observación detallada de todas las áreas, orificios e hilos para asegurarse de que se haya eliminado todo el material extraño, el compuesto de limpieza y los abrasivos. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011).

2.20. Intervalos de Inspección de la aeronave.

Las siguientes figuras muestran los intervalos de inspección acorde a una ilustración como método de identificación.

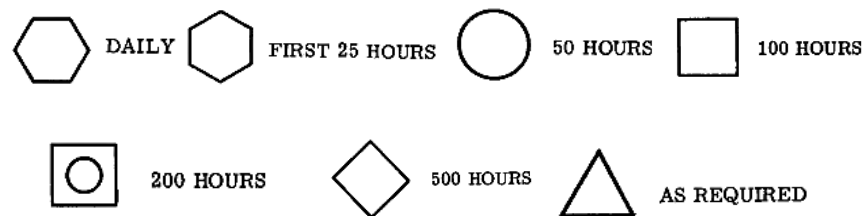


Figura 63 Intervalos de Inspección

Fuente (Cessna 150 Service Manual, 1972, pág. 32)

Como se muestra en las figuras hay ítems que se deben revisar cada 50 horas, cada 100 horas, 200 horas, además de ítems especiales de inspección o servicio.

- a. Cuando se marca una inspección de 50 horas todos los ítems marcados en el intervalo de inspección mencionado deben ser inspeccionados o serviciados para mantener la aeronavegabilidad.
- b. Cada 100 horas, los ítems que indiquen una inspección de 50 horas se deben cumplir en adición a los ítems marcados cada 100 horas, de igual forma de la forma necesaria para mantener la aeronavegabilidad.
- c. Una inspección de intervalos de 200 horas, deben incluir de la misma forma las inspecciones de 50 y 100 horas en adición a la tarea.
- d. Los numerales que indiquen inspecciones especiales en las columnas de inspección, se debe referir a la información ilustrada al final de los cuadros de inspección. Estos ítems deben ser revisados en cada intervalo de inspección para asegurar los requerimientos de servicio o inspección aplicables a ejecutarse en los intervalos especiales.
- e. Una inspección completa de la aeronave incluye todas las inspecciones de 50, 100 y 200 horas, en añadidura a los ítems de inspección especial, los mismos que se realizarán al tiempo indicado. (Cessna 150 Service Manual, 1972, págs. 2 - 18); Ver Anexo A, Numeral II.

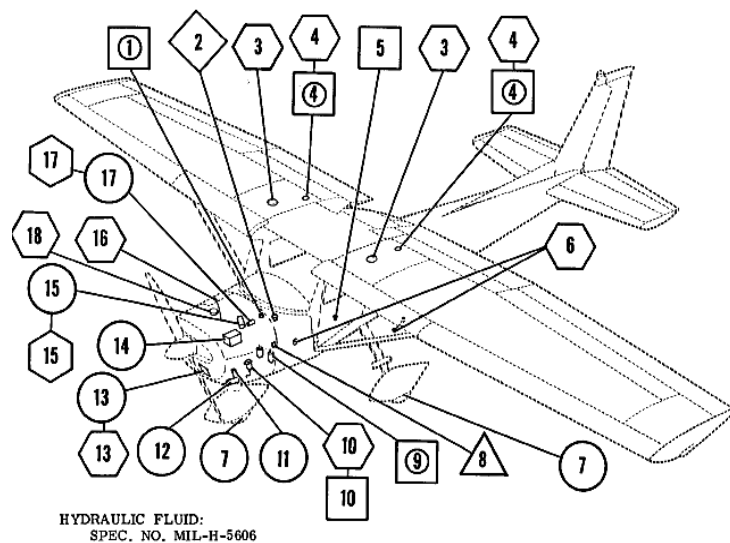


Figura 64 Ejemplo de un intervalo de inspección en la aeronave

Fuente (Cessna 150 Service Manual, 1972, pág. 24)

CAPÍTULO III

CUMPLIMIENTO DEL SB 97 – 6B AL MOTOR CONTINENTAL

O – 200 A DE LA AERONAVE CESSNA 150M

PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE

TECNOLOGÍAS-ESPE

3.1. Condición del Motor Continental O – 200A

El motor continental O – 200A, propiedad de la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las fuerzas Armadas ESPE, se encuentra en estado operativo, tras un período de almacenamiento temporal por su propietario anterior Amazonas Air en la provincia de Napo debido a que la aeronave en la que iba a ser instalado no contaba con un certificado de aeronavegabilidad que acredita su operación se lo mantuvo en un estado de inoperatividad absoluta pero con procedimientos de preservación debido a su estado de Overhauled (reparado completamente) y su condición satisfactoria.

La planta motriz fue hallada en estado inoperativo, utilizada por estudiantes y personal técnico en la escuela de aviación para su análisis de manera estética, con el único fin de proveer una explicación acerca de los accesorios y componentes externos del motor. Debido a que desconocemos el tiempo exacto de la inoperatividad del motor, su inspección a través del respaldo de un documento mandatorio de la casa fabricante es necesario para poder conocer el estado interno de los componentes y asegurar así su correcta operación en la aeronave.

Los accesorios que se encuentran instalados en el motor son: el motor de arranque y los magnetos, los componentes restantes como el alternador, el carburador, toma y ductos del motor, controles del motor, la hélice y demás accesorios correspondientes se encuentran almacenados en la bodega de la empresa Amazonas Air, todos parcialmente en buenas condiciones para su posterior instalación.



**Figura 65 Vista frontal del conjunto del motor
O – 200 – A**

3.2. Recopilación de la información técnica para la rehabilitación del motor

La inspección del motor se rige a la recopilación de información técnica, para el desmontaje, inspección y ensamblaje de motor se utilizó lo siguiente.

Continental Motors Overhaul Manual O – 200:

- Section III (General Description)
- Sección XI (Dissassembly)
- Sección XII (Cleaning)
- Section XIII (Inspection)
- Section XV (Asembly of Subassemblies)
- Sección XVI (Final Assembly)
- Section XVII (Testing after Overhaul)
- Section XVIII (Table of limits)

De la misma forma se utilizó también los manuales:

- IPC (Illustrated parts catalog) Overhaul Manual
- IPC (Illustrated parts catalog) 150 Series Service Manual
- POH (Pilot's Operating Handbook) 150 Commuter (Modelo de la aeronave) Model 150M Series
- Cessna 150 Series Service Manual

3.3. Limpieza Preliminar

El conjunto del motor debe ser rociado y limpiado con un solvente a base de petróleo para remover todas las acumulaciones de suciedad y aceite que pudieran existir, prestando por su puesto particular atención a los componentes ensamblados al motor. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, pág. 67); Ver Anexo B, Numeral 11 – 4.



Figura 66 Limpieza preliminar del motor

3.4. Inspección visual de los componentes del motor

Previo al desmontaje de los elementos del motor, es de suma importancia la inspección de cada parte de la planta motriz, de tal forma que podamos notar imperfecciones como: rajaduras, corrosión, cracks en superficies de componentes u otra anomalía que impida el correcto funcionamiento del motor.



Figura 67 Inspección de la superficie y componentes del motor

3.5. Desmontaje de los componentes del Motor O-200A

Para la inspección del motor O – 200 A se procedió al desmontaje de los componentes con la finalidad de verificar el correcto funcionamiento de sus componentes internos.

3.5.1. Remoción e Inspección del sistema de escape.

1. Se removió el cowling o cubierta del motor superior e inferior, de tal forma que permita el acceso, así como también el conjunto de baffles del motor.
2. Se desconectó las conexiones flexibles o ductos de unión desde el muffler al conjunto del tail pipe.
3. Se desconectó los seguros o broches del muffler y el conjunto del tail pipe (Ducto de escape).
4. Se removió las tuercas y las arandelas que aseguran el conjunto de pernos de escape a los cilindros. A continuación se removió el conjunto de pernos de escape.



Figura 68 Desmontaje del sistema de escape

Se colocó el conjunto de escape en la mesa de trabajo para proceder con la inspección del sistema, mismo que debe ser minucioso, debido a que el sistema de calefacción de cabina utiliza aire calentado por los intercambiadores de calor del sistema de escape.



Figura 69 Desmontaje del sistema de escape izquierdo

Debido a que éste tipo de sistema de escape está sujeto a quemaduras, rupturas y en general una deterioración a causa de un stress térmico y la vibración, la inspección se torna muy importante y se debe cumplir en un período cada 100 horas de operación o cuando en la cabina de pasajeros se detecte humo u olores relacionados anormales con el sistema.

1. Se inspeccionó de forma visual todas las áreas del sistema de escape, especialmente las relacionadas o cercanas a cordones de suelda por depósitos de residuos de gases de escape como indicación de rupturas u hoyos presentes en la superficie.



Figura 70 Inspección del sistema de escape

El manual de mantenimiento recomienda que al detectar un muffler defectuoso o cualquier componente relacionado con el sistema que se encuentre en mal estado, debe ser reemplazado antes de proceder con la finalización de la inspección y el siguiente vuelo. (Cessna 150 Service Manual, 1972, pág. 164), Ver Anexo A, Sección 11 – 24 Numeral 11.60 – 11.62.

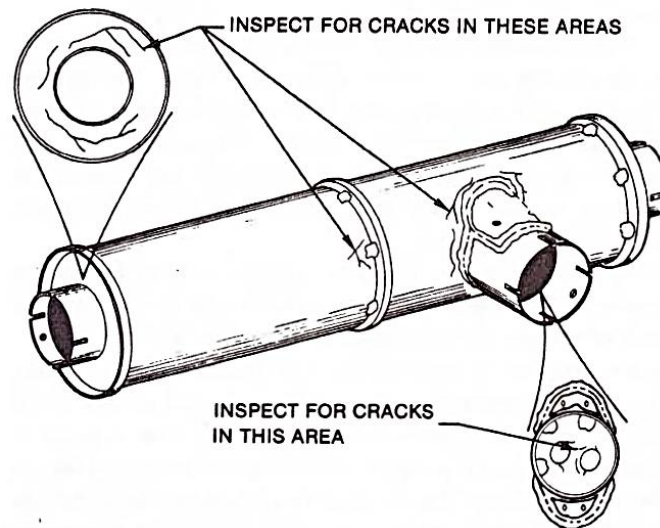


Figura 71 Puntos de fatiga en el muffler

Fuente (Jeppesen, 2004, pág. 268)

3.5.2. Remoción de la cubierta de los balancines.

Este componente se destaca en su remoción por poseer seis tornillos de cabeza plana, arandelas de presión o seguridad, y arandelas planas en cada uno, éstos pueden ser removidos cuidadosamente empujando hacia afuera sus bordes redondos (procedimiento para las arandelas). Se requiere un manejo cuidadoso al momento de la remoción para evitar una posible distorsión en los componentes y consecuentemente un goteo de aceite. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, pág. 68); Ver Anexo B, numeral 11 - 14



Figura 72 Remoción de la cubierta de los balancines

3.5.3. Remoción de los cilindros.

No es necesario remover los balancines ni las varillas propulsoras antes de remover el cilindro, de cualquier forma se lo realizarán después de haber extraído el eje de los balancines. De tal forma que se sigue el siguiente procedimiento.

- a. Se removió las abrazaderas de la cubierta de las varillas propulsoras, así como también el conjunto de arnés de las bujías. Se procedió de igual forma en todos los cilindros.
- b. Se giró el cigüeñal hasta que el pistón del primer cilindro que se va a extraer esté en T.D.C. (Top Dead Center / Punto muerto superior) en su carrera de compresión, el orden sugerido es 4, 1, 3, 2 para de tal forma evitar un desbalance del motor, o se puede realizar en el orden de encendido.
- c. Se aflojó y removió los seis pernos de base; luego se extrajo el cilindro hacia afuera asegurándose que la biela no golpee el cárter durante la remoción. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, pág. 68), Ver anexo B, numeral 11 – 15.

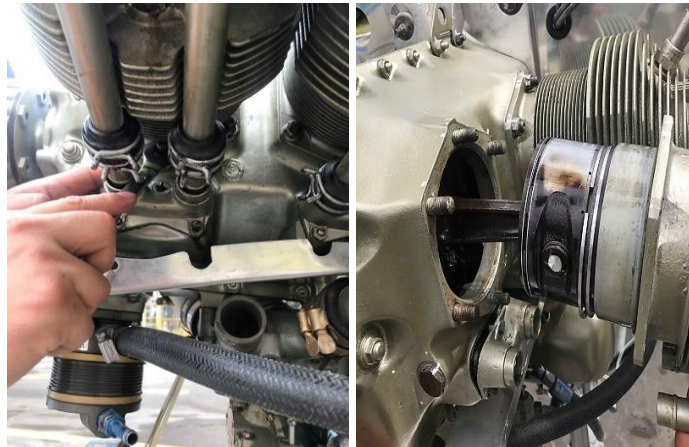


Figura 73 Desmontaje del cilindro

- **Precaución:** No se debe tomar ni levantar el cilindro por las carcasas de las varillas propulsoras. Se debe tomar el cilindro con movimientos suaves desde su falda para poder extraerlo.

3.5.4. Inspección de los Cilindros.

Se examinó las aletas de enfriamiento de los cilindros en busca de grietas, teniendo en cuenta que todas deben ser rectas y tener una forma dimensional, incluso para permitir el flujo de aire a través de ellas. El manual de mantenimiento nos indica que no se puede eliminar más del 10% del área de la aleta en el caso de existir agrietamiento o por corte para detener las grietas, sin reducir la eficacia de la refrigeración de manera peligrosa.

Se inspeccionó los espárragos del puerto de la válvula de escape en busca de rebabas, flexión, elongación y retroceso. Se verificó las inserciones de las bujías en cuanto a la condición del hilo, también la falda de la base del cilindro en busca de grietas, dobleces, corrosión. En el soporte de los balancines, en las protuberancias del soporte del eje de balancines en busca de grietas, perforaciones desgastadas y desgaste lateral. Se inspeccionó las guías de válvulas para ver el espacio libre adecuado con los vástagos de las válvulas. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, pág. 79); Ver Anexo B, numeral 13 – 25.



Figura 74 Inspección de los cilindros

3.5.5. Conjunto del Pistón (Pistón Assembly).

- **Nota:** Se debe inspeccionar si los anillos del pistón se encuentran en buen estado, en el caso de encontrarlos en mal estado se debe

extraerlos con cuidado de no rayar el cuerpo inferior del pistón al momento de extraerlos si es el caso.



Figura 75 Inspección de la superficie del pistón

3.5.6. Varillas Propulsoras (Pushrods).

Se sustrajo la varillas de empuje de sus cubiertas, se procedió con una limpieza con la ayuda de un solvente de base mineral (AeroShell 100) y se procedió con una inspección visual, se revisó por doblamiento, rajaduras o corrosión existente, de tal forma que el orificio para lubricación que posee no se encuentre obstruido por cualquier agente contaminante y éste pueda cumplir su función en el elemento. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, pág. 78) Ver Anexo B, numeral 13 – 20.

Se extrajo las varillas de empuje de sus alojamientos y se las almacenó en contenedores marcados para identificar el número de cilindro y la posición a la que corresponden.



Figura 76 Desmontaje de las varillas de empuje

3.5.7. Elementos del Cilindro.

Con el siguiente procedimiento, se utilizó un depresor de resortes de las válvulas tipo de palanca, adecuado para apoyar el eje del balancín como punto de apoyo, tal como se muestra la figura a continuación:



Figura 77 Elementos del cilindro a desmontar

- a. Se deslizó el eje de balancín, y se quitó los dos balancines. Se marcó los dos elementos de acuerdo a su posición de extracción y se los guardó en un contenedor marcado.
- b. Se reemplazó el eje de balancín por el elemento sujetador de la herramienta especial a utilizarse; Se colocó el cilindro en un accesorio adecuado que sujetará la base, con el cilindro en posición vertical de tal forma que evitará que las válvulas caigan hacia adentro durante el procedimiento.
- c. Con la palanca de la herramienta especial denominada compresor de resortes se presionó uno de los retenedores del resorte de la válvula lo suficiente para liberar el seguro del vástago, se liberó los dos seguros con instrumentos sujetadores de tipo punta.



Figure 19. Compressing Valve Spring to Remove Locks

Figura 78 Compresión del resorte de válvula

Fuente: (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011)

- a. Se soltó el asiento del resorte y liberó los resortes de la válvula, el interno y el externo.
- b. Se continuó con el mismo procedimiento en el literal c, con la otra válvula.
- c. Después del procedimiento con las válvulas se retiró el cilindro del elemento sujetador y se lo colocó a un costado en la mesa de trabajo.
- d. Se tomó cada una de las válvulas a la vez y se extrajo una a la vez. Las válvulas no necesitan marcarse para la posición, ya que su diámetro es diferente. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, págs. 70, 71), numeral 11 – 22.

El orden al momento del desmontaje de los elementos del cilindro es una prioridad, de tal forma que como sugerencia el manual de overhaul del motor recomienda que los elementos deben marcarse acorde a su orden, es decir con una sigla “IN” los componentes que se relacionan con la admisión y con “EX” los que corresponden a la etapa de escape.



Figura 79 Desmontaje de los elementos del cilindro

3.5.8. Balancín.

“Se verificó que los agujeros de lubricación estén limpios. Se inspeccionó la superficie del balancín por desgaste excesivo, áreas ásperas o desportilladas. Se verificó que los tapones de los orificios de aceite estén libres

de contaminación”. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, pág. 78); Ver Anexo B, numeral 13 – 21.



Figura 80 Inspección del balancín

3.5.9. Válvulas.

Se inspeccionó para determinar la limpieza, la deformación de las cabezas, el límite de la superficie o del ángulo de la cara, el límite del remolido (o límite del vástago) en la punta del vástago de la válvula, los vástagos ranurados, el diámetro del vástago y residuos de carbón. Tomando en cuenta que se debe desechar todas las válvulas excesivamente rectificadas, gastadas, ranuradas o deformadas. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, pág. 79), numeral 13 – 22.



Figura 81 Inspección de las válvulas; Admisión y Escape

- **Resortes de Válvulas y Guías de válvulas**

Se verificó por extremos rotos o agrietados. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, pág. 79), numeral 13 – 23.



Figura 82 Inspección de los resortes y guías de válvula

3.5.10. Busos hidráulicos.

El único desmontaje restante es el de los busos hidráulicos. Esta operación debe realizarse solo en el momento de la limpieza de piezas individuales y prueba de las mismas. Los busos hidráulicos deben ser colocados en los cilindros inmediatamente después de la limpieza.

Se limpió con WD – 40 y se realizó una inspección visual en busca de imperfecciones como desprendimiento o corrosión. Se comprobó también que los resortes se encuentren operando de manera correcta aplicando presión en la zona de contacto con la varilla de empuje y se observó que posee movimiento lineal de forma correcta, se aplicó también una fina capa de aceite lubricante W100 para evitar la corrosión durante el período de mantenimiento.



Figura 83 Limpieza e Inspección de los Busos Hidráulicos

Fuente: Investigador

La superficie del elemento también se examinó para verificar si existen rayaduras, agrietamiento y agujeros. Se inspeccionó cada propulsor para constatar si el agujero de lubricación se encuentra limpio y si hay un desgaste excesivo en los extremos del mismo. Se tomó en cuenta que todas las partes deben estar completamente limpias. Después de la inspección, se debe cubrirlos con una fina capa de aceite para evitar la corrosión durante el proceso de mantenimiento. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, pág. 79) Ver Anexo B. Numeral 13 - 26

La idea principal al desarmar de forma íntegra los elementos del motor es verificar el correcto funcionamiento y estado de cada uno de sus componentes internos, además de establecerlo para la inspección y limpieza de sus elementos. Manteniendo el orden en cada uno de los procesos se proveyó de dos mesas de trabajo para colocar cada uno de los componentes según la secuencia que establece en sus ilustraciones el O – 200 IPC AIRCRAFT ENGINE OVERHAUL MANUAL.

3.5.11. Pistón y anillos de compresión.

Se Inspeccionó la superficie de la cabeza del mismo para proceder con la eliminación de barniz de carbón y aceite en el caso de existir contaminación. Se inspeccionó que los anillos del pistón en sus alojamientos no se encuentren deformados o reducidos a causa de la fricción. Se buscó rajaduras que se extiendan a lo largo de la falda, quemaduras y grietas también.

Tomando en cuenta que de existir una de la irregularidades antes mencionadas, se procederá con el desecho del pistón que esté rajado, fuertemente rayado, deformado, quemado, corroído por agua salada o desgastado más allá de los límites dimensionales y tolerables. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, pág. 78). Ver Anexo B, numeral 13 – 19.



Figura 84 Inspección de los anillos del pistón y de la superficie del pistón

3.6. Ensamblaje del motor

3.6.1. Limpieza Y lubricación de los componentes (Cleaning and lubrication).

Inmediatamente antes de ensamblar los componentes de cualquier subconjunto, se roció con solvente (Desengrasante) para eliminar cualquier posible contaminante. Se secó los elementos con una ráfaga de aire comprimido seco. Se cubrió todas las superficies metálicas y bujes generosamente con aceite lubricante. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, pág. 93). Ver Anexo B. Numeral 15 – 2.



Figura 85 Componentes del motor a montar



Figura 86 Lubricación y limpieza de instrumentos para el montaje

3.6.2. Cilindros.

Se montó las válvulas y resortes en los cilindros de la siguiente manera, teniendo cuidado de utilizar los elementos desmontados acorde a su posición y orden original.

- a. Se colocó el cilindro de lado. Se cubrió cada vástago de la válvula con una película de grasa Shell, Alvania n. ° 2, y se insertó cada válvula a través del cilindro y en su guía. Se asentó las válvulas y verificó las posiciones correctas.
- b. Se levantó el cilindro por los vástagos de la válvula y se colocó en la herramienta especial que sujetará las cabezas de las válvulas en sus asientos.
- c. Se colocó los dos asientos de los resortes internos sobre las guías de válvula.
- d. Se instaló el conjunto de muelles (seguros) interior y exterior, sobre cada vástago de la válvula.
- e. Se colocó un retenedor de resorte externo en cada conjunto de resortes.
- f. Como en éste caso se utiliza un compresor de resortes de válvula de tipo palanca, o llamada también herramienta especial de compresión re resortes, se empujó el eje de balancín a través de sus soportes y giró el compresor sobre él.
- g. Se comprimió uno de los juegos de resortes e insertó los dos seguros en la ranura del vástago de la válvula, los extremos pequeños hacia adentro, y se soltó los resortes. Se debe asegurar que los seguros se asienten perfectamente en el retenedor del resorte y la ranura del vástago.
- h. De la misma manera se montó los elementos de retención en los otros resortes de la válvula.



Figura 87 Montaje de los elementos del cilindro

- a. Se deslizó el eje del balancín e instaló los dos balancines en sus posiciones originales, asegurándonos de usar los componentes correctos pertenecientes a cada sistema de admisión y escape.

Precaución: El balancín que controla la válvula de escape tiene un orificio de aceite en el extremo del vástago de la válvula para la lubricación del vástago de la misma, debe permanecer libre de contaminación u obstrucciones que impidan el flujo de aceite.

- a. Se invirtió el cilindro y colocó un nuevo sello de empaque en la junta con el cárter del motor y se colocó dos abrazaderas y un nuevo conector de goma de la caja de la varilla de empuje en cada alojamiento, empujando el conector hacia atrás, al ras con el

extremo de la carcasa. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, pág. 95 - 96). Ver Anexo B. Numeral 15 – 13.



Figura 88 Montaje de las válvulas y resortes

3.6.3. Pistones.

Se instaló todos los anillos con el pistón en posición vertical. El lado superior de cada anillo lleva el número de parte. Se aseguró que los anillos de tamaño correcto para los cilindros estén instalados. Se separó cada anillo, a medida que se baja en su posición durante el ensamblaje, para evitar rayar los anillos. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, pág. 96) Ver Anexo B, Numeral 15 – 14.



Figura 89 Instalación de los anillos de compresión

3.6.4. Propulsores Hidráulicos y cubiertas.

- a. Instale unidades hidráulicas en los cuerpos del elevador de válvula con sus émbolos hacia afuera. Antes de instalar cada unidad, asegúrese de que su resorte esté insertado en el agujero del cilindro y que el émbolo pueda presionarse completamente. Coloque el zócalo original en cada levantador.
- b. Se colocó una pequeña cantidad de un aceite mineral liviano en ambas superficies de cada junta de brida de la caja de la varilla de empuje. Instale arandelas planas y tuercas hexagonales en todos los espárragos de los modelos C. Para el 0-200, instale una arandela plana, arandela de seguridad y tuercas hexagonales en todos los pernos. Apriete las tuercas de retención de la brida al par especificado. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, págs. 101 - 102). Ver Anexo B, Numeral 16 – 7.



Figura 90 Lubricación de los propulsores hidráulicos

3.6.5. Conjunto del Pistón (Montaje).

“Se colocó cada conjunto de pistón con el cilindro de acoplamiento. Antes de instalarlos se cubrió su falda, anillos y pasador con una película de aceite mineral”. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, pág. 102). Ver Anexo B, Numeral 16 – 8.



Figura 91 Preparación del Pistón para su montaje en el cilindro

3.6.6. Pistón y Cilindro.

Se instaló los subconjuntos de la siguiente manera:

- a. Se giró el cigüeñal hasta que el cilindro No. 1 este en el T.D.C.
- b. Se colocó una ligera capa de aceite para prevenir la corrosión tanto en la cámara de combustión del cilindro como en el pistón
- c. Se instaló el pistón No. 1 con el número de cilindro en su cabeza hacia la parte delantera del motor. Empuje el pasador a través del casquillo de la biela a la posición centrada.

- d. Se retiró el protector de la varilla de conexión n. ° 1. Y Colocó el "Ompresor del de rines" en el pistón. Alterne las separaciones del anillo del pistón con una separación de 90 °, sin espacio en línea con el pasador.
- e. Se sostuvo el cilindro No. 1. El manual indica no sostener las carcasas de la varilla de empuje. Se tomó las dos varillas de empuje para el cilindro No.1 del cárter de aceite, e insertó en los alojamientos de la varilla de empuje, colocando sus extremos en los balancines y asegurándonos que cada varilla de empuje esté en su posición original.
- f. Se inspeccionó que los sockets (alojamientos) del propulsor de válvula No. 1 estén en los propulsores y se verificó que el empaque de la base del cilindro No.1 no esté retorcido o en mal estado.
- g. Se posesionó el compresor de anillos en el pistón No. 1 arriba del pasador para no causar daño en la superficie del mismo durante el procedimiento. Se retiró el compresor poco a poco y a la vez se empujó la falda del cilindro a través de la superficie de los rines evitando que éste se suelte hasta que haya ingresado el pistón por completo en la superficie del cárter.
- h. Se instaló las seis tuercas en los pernos de la base del cilindro y se aplicó el torque indicado en el Anexo D (Tightening Torques).



Figura 92 Colocación del ompresor de rines

- a. De la misma manera, se instaló el cilindro No.2, después de girar el cigüeñal una revolución, y revisar la pestaña de la válvula.
- b. Se repitió el procedimiento de instalación para los cilindros No. 3 y 4, con la muñequilla en el T.D.C. y los propulsores en los la parte inferior de los lóbulos de la leva en cada caso. Revise las pestañas en cada uno de sus trenes de válvulas.
- c. Se empujó los conectores de goma hacia adentro sobre las carcasas de los propulsores, e instaló una abrazadera en cada ranura del conector. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, págs. 102 - 103). Ver Anexo B, Numeral 16 – 9.



Figura 93 Montaje del cilindro

3.6.7. Varillas propulsoras.

“Debido a que se colocó todas las varillas en orden lógico en el área de trabajo con una fina capa de aceite lubricante”. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, pág. 96) Ver Anexo B, Numeral 15 – 15.

- **Nota:** Las varillas están numeradas para evitar intercambiarlas en el montaje.

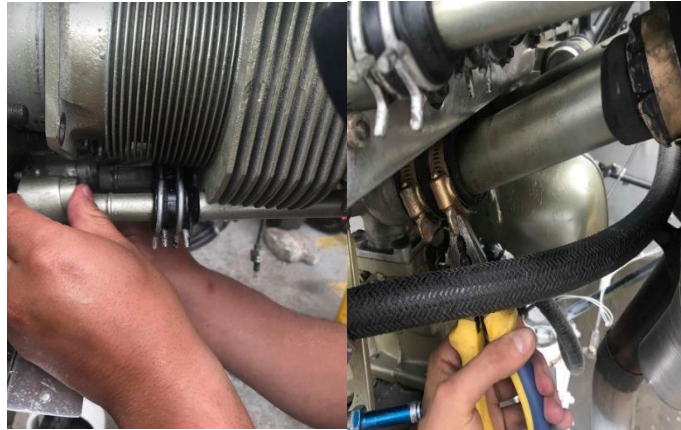


Figura 94 Montaje del conjunto de varillas propulsoras

3.6.8. Instalación del sistema de escape.

Se realizó la instalación del sistema utilizando el proceso de remoción del sistema pero de forma invertida en cuando a los pasos. Para el procedimiento se utilizó juntas de cobre – asbesto nuevas entre los ductos de escape y la superficie de montaje en los cilindros, asegurando también que el conjunto se encuentre correctamente ajustado en todas sus uniones con el motor, de tal manera se siguió el siguiente proceso.

1. Se colocó las tuercas y las arandelas que aseguran el conjunto de pernos de escape a los cilindros. A continuación se aseguró el conjunto de pernos de escape.
2. Se conectó los seguros o broches del mufler y el conjunto del tail pipe (Ducto de escape).
3. Se acopló los seguros o broches del mufler y el conjunto del tail pipe (Ducto de escape).
4. Se colocó las conexiones flexibles o ductos de unión desde el mufler al conjunto del tail pipe y se instaló el cowling o cubierta del motor (Cessna 150 Service Manual, 1972, pág. 164); Ver Anexo A, Sección 11 – 24, NUMERAL 11 – 63.



Figura 95 Montaje del sistema de escape

3.6.9. Inspección del arnés de ignición.

Se inspeccionó el arnés de ignición del motor, donde como primer procedimiento se establece una revisión visual, con el objetivo de detectar anomalías, ruptura del aislamiento y otros defectos que puedan ocasionar una fuga excesiva de corriente. Se procedió con una conexión hacia la batería con un cable de corriente común desde un polo del tester y la selección de 12 voltios en el mismo, a continuación una conexión a tierra, misma que se toma como punto cualquier parte del motor para realizarla.

Instalado ya el tester de cables se procedió con la conexión del polo restante del mismo hacia el receptáculo (sprinc receptacle) del conjunto del arnés que se desea probar. Obteniendo así como resultado cuando presionamos el botón de test o prueba, una imagen de un flujo de corriente a través del visor del tester, lo cual indicará que existe corriente a través del cable y que se encuentra en buenas condiciones. Se continuó de ésta manera con todos los receptáculos del conjunto de ignición para determinar su estado. (Jeppesen, 2004, pág. 266)



Figura 96 Inspección del arnés de ignición

3.7. Pruebas después del mantenimiento

Después de cada revisión general, el rendimiento del motor debe ser probado. Todos los conductos y cañerías, varillas y cables utilizados para conectar los instrumentos y controles al motor deberían estar bien instalados y con suficiente holgadura para permitir el funcionamiento del motor tomando en cuenta las vibraciones durante la operación, de tal forma que la aeronave se puede considerar como un banco de pruebas adecuado para el motor después del mantenimiento y en funcionamiento, sujeto a las siguientes condiciones:



Figura 97 Instalación del conjunto de Baffles del motor

1. Se instaló el carenado del motor.
2. Se verificó que el motor cuente con un dispositivo sensor de temperatura para controlar la temperatura de la cabeza del cilindro.
3. La hélice puede usarse como factor de enfriamiento durante la prueba del motor, por lo mismo se verificó los parámetros máximos de temperatura para la prueba en tierra. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, pág. 106), Ver Anexo B, numeral 17 – 2.

Se constató que todos los instrumentos de la aeronave se encuentren operativos para poder tener en cuenta, presión y temperatura de aceite, tacómetro e indicadores de nivel de combustible.



Figura 98 Preparación en cabina para la prueba operacional

3.7.1. Prueba del grupo motopropulsor.

Después de un desmontaje y reparación parcial o completa de un motor, el manual de mantenimiento indica que el motor se deberá probar de acuerdo con los Cuadros XXI y XXII del manual de mantenimiento (Ver Anexo C), se procedió con la prueba de la planta motriz acorde a los procedimientos descritos en el siguiente literal. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, pág. 106), Ver Anexo B, numeral 17 – 5, Literal “a”.

3.7.2. Arranque del motor y operación de tierra.

1. Se verificó de que todos los deflectores del motor y del cilindro estén instalados correctamente y en buenas condiciones.
2. Se arrancó el motor y se aseguró que la presión del aceite se eleve dentro de los límites especificados dentro de 30 segundos.
3. Se operó el motor a 750 RPM durante un minuto, incrementando gradualmente la potencia hacia 1000 RPM en tres minutos. Se comprobó la caída de R.P.M del motor en cada magneto antes del apagado del motor. Se realizó una inspección visual para la detección de cualquier anomalía o fuga en la superficie del motor, previo a un enfriamiento adecuado del grupo moto – propulsor.

- **Nota:** Se tomó las lecturas de los instrumentos al principio, en el medio y al final del período de aceleración máxima. Se constató una lectura durante cada uno de los otros períodos tan pronto como las condiciones se hayan estabilizado.



Figura 99 Pruebas Operacionales el motor (Primer encendido)



Figura 100 Inspección Visual posterior al encendido del motor

Tras la inspección visual del motor, se constató que existía una pequeña fuga de aceite tras desmontar el carenado inferior del motor, se inspeccionó la parte baja de la planta motriz dando como consecuencia una falta de ajuste de alternador hacia el Carter y una posterior fuga de aceite a través del sello que une al mismo con el motor. Se procedió al ajuste y verificación posterior con un arranque nuevamente.



Figura 101 Ajuste del alternador tras inspección

1. Se arrancó el motor nuevamente y se lo operó hasta 750 RPM, aumentando gradualmente la potencia a 1500 RPM durante un período de cuatro minutos. Regresamos al rango de ralenti y se realizó los ajustes en la mezcla y las RPM según se requiera para establecer la operación del motor estable y sin excesivas vibraciones. Se colocó el acelerador a 1200 RPM para alistar el motor para su prueba final. Se hizo funcionar el motor a máxima potencia durante un período máximo de 10 segundos, después del corte de potencia y apagado del motor visualmente se inspeccionó nuevamente por cualquier discrepancia arrojando como resultado esta vez un estado satisfactorio y sin ningún tipo de fugas, se verificó la cantidad de aceite y cubrió la capota del motor para finalizar con la prueba de funcionamiento. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, pág. 107), Ver Anexo B, numeral 17 – 5, literal “g”, de los punto 1 al 4.



Figura 102 Pruebas Operacionales el motor



Figura 103 Verificación de parámetros del motor

3.8. Después del encendido del motor

Después de completar la ejecución de la prueba de funcionamiento se inspeccionó las siguientes características:

- a. Se retiró la malla de aceite e inspeccionó por partículas de metal.
- b. Se retiró el medidor de aceite y verificó la cantidad y calidad del aceite.
- c. Se retiró todas las bujías y verificó la tolerancia entre los electrodos de las bujías.



Figura 104 Verificación de la tolerancia de los electrodos de las bujías

El manual recomienda una re calibración si es necesario y limpieza de contactos sucios antes de reinstalar las bujías.

- a. Se verificó los orificios de los cilindros girando la hélice lentamente y con una linterna
- b. Se colocó el juego de bujías y se realizó una prueba de compresión de cilindros con un indicador de presión de cilindros antes de instalar el set de bujías superiores. (Continental Motors, Overhaul Manual, 2011, pág. 111). Ver Anexo B, numeral 17 – 9.



Figura 105 Instalación de las bujías

**Tabla 4
Pruebas de operación**

Prueba Operacional	Tipo de prueba operacional	Satisfactorio/ Insatisfactorio	Problema presentado	Solución al problema
1	Arranque del motor	Insatisfactorio	Amperaje insuficiente de la batería	Adquisición de una nueva batería
2	Arranque del motor	Insatisfactorio	Dirección de giro del arranque contrario al normal	Cambio de polaridad del arranque en un centro de mantenimiento o aprobado
3	Arranque del motor	Satisfactorio		Corrección de las anomalías presentadas

**Tabla 5
Pruebas operacionales**

Número de prueba operacional	Tipo de prueba operacional	Satisfactorio/ Insatisfactorio
1	Arranque del motor	<u>Satisfactorio</u>
2	Verificación de instrumentos en cabina	<u>Satisfactorio</u>
3	Verificación del sistema eléctrico	<u>Satisfactorio</u>
4	Verificación de caída de magnetos	<u>Satisfactorio</u>

3.9. Simbología en diagramas de flujo de análisis

Los diagramas de flujo usan formas especiales para representar diferentes tipos de acciones o pasos en un proceso. Las líneas y flechas muestran la secuencia de los pasos y las relaciones entre sí. Estos son conocidos como símbolos de diagrama de flujo. (SMARTDRAW, 2017).

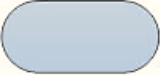

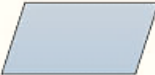
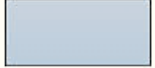
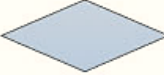
Símbolo	Nombre	Función
	Inicio / Final	Representa el inicio y el final de un proceso
	Línea de Flujo	Indica el orden de la ejecución de las operaciones. La flecha indica la siguiente instrucción.
	Entrada / Salida	Representa la lectura de datos en la entrada y la impresión de datos en la salida
	Proceso	Representa cualquier tipo de operación
	Decisión	Nos permite analizar una situación, con base en los valores verdadero y falso

Figura 106 Símbolos en diagramas de flujo

Fuente: (Smartdraw, 2017)

3.10. Diagrama de flujo de análisis de tema

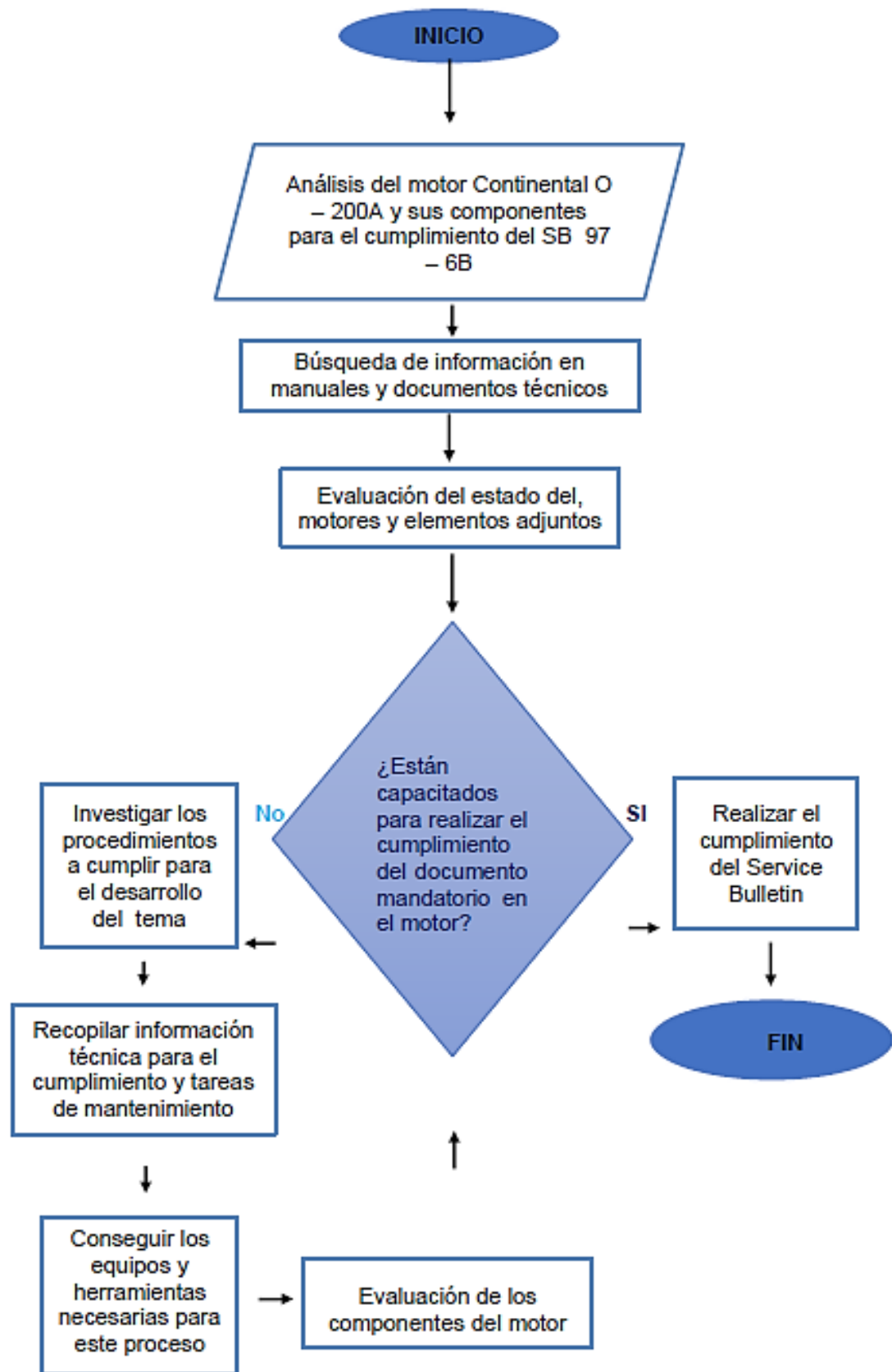


Figura 107 Diagrama de Flujo de Análisis del tema

3.11. Análisis Económico

3.11.1. Presupuesto.

El presupuesto presentado en el anteproyecto era un presupuesto con valores promedio, alrededor de 1300 USD y no eran valores establecidos firmemente, durante todo el tiempo en el que se desarrolló el proyecto se llegó al valor total.

3.11.2. Análisis de costos.

Para el cumplimiento del Service Bulletin SB 97 – 6B, se detallan a continuación los siguientes costos primarios y secundarios.

3.11.3. Costos primarios.

- Materiales y herramientas

3.11.4. Costos secundarios.

- Trámites de solicitudes de graduación
- Elaboración de textos
- Varios

3.11.5. Costos primarios.

Tabla 6
Total de costos primarios

Descripción	Cantidad	Valor Unitario (USD)	Valor Total (USD)
Aceite para motor	7	19.67	118
Chequeo de tester de cables	1	39.25	39.25
Candado	2	3.75	7.50
Insumos de ferretería para candados	2	1.75	3.50
AvGas	60 US Gl.	2	120
Chequeo del motor de arranque	1	40	40
Compresor de resortes de válvulas	1	40	40
Batería	1	70	70
Accesorios para batería (Ferretería)	2	3.75	7.50
Chequeo del motor de arranque	1	30	30
Copas para desmontaje del Muffler	2	3	6
WD – 40 Y Líquidos limpiadores para motor	2	3.40	10.20
Llaves para cilindros			
Transporte de componentes del avión	N/A	N/A	370
TOTAL			861.95

Elaborado por: Jorge Isaac Villagómez Solano

3.11.6. Costos secundarios.

Tabla 7
Costos Totales secundarios

N°	Detalle	Valor total (USD)
1	Trámites de solicitudes de graduación	15
2	Elaboración de textos	135
3	Varios (Transporte, alimentación)	350
	TOTAL	500

Elaborado por: Jorge Isaac Villagómez Solano

3.11.7. Costo total del proyecto de grado.

Tabla 8
Costo Total del proyecto

N°	Detalle	Valor total (USD)
1	Gastos primarios	861.95
2	Gastos secundarios	500
	TOTAL	1361.95

Elaborado por: Jorge Isaac Villagómez Solano

- **NOTA:** Como se puede observar en las tablas de costos, el valor total del proyecto superó por un pequeño margen al valor presentado en el anteproyecto.

CAPITULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1. Conclusiones

- Con la ayuda de información técnica y del conocimiento teórico-práctico adquirido en la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE fue satisfactorio el cumplimiento del documento mandatorio de la casa fabricante al motor Continental O – 200 de la aeronave Cessna 150M.
- Debido a las características requeridas en el Service Bulletin fue necesario la adquisición y utilización de herramientas especiales e instrumentos de mantenimiento para el cumplimiento del documento de forma satisfactoria.
- Por la forma de adquisición de la aeronave, el fuselaje, la hélice y en especial la planta motriz poseen toda la información técnica para el mantenimiento y ejecución de tareas en el mismo.

4.2. Recomendaciones

- Es muy importante antes de proceder con el desmontaje cualquier componente de la aeronave, revisar y recopilar información técnica necesaria de la aeronave para no tener problemas al momento de instalar o desinstalar los elementos.
- Para un correcto desarrollo del proyecto en el cumplimiento de las normas establecidas, se deben utilizar las herramientas y equipos específicos requeridos para evitar daños en los componentes del motor, cuidando la integridad de los mismos a la vez con procesos apropiados de mantenimiento.

- La seguridad es de vital importancia durante la ejecución de tareas de mantenimiento por lo que se debe utilizar todos los equipos de protección personal y también colocar señalética de prevención ya que se realizará pruebas de funcionamiento en la planta motriz.

GLOSARIO

A

- **Admisión:** Primera etapa del ciclo de un motor de combustión interna.
- **Árbol de levas:** Eje de un motor de combustión interna que permite el accionamiento de las válvulas de admisión y escape.
- **Amperaje:** Cantidad de corriente a través de un conductor eléctrico.
- **Avgas:** Combustible de alto octanaje diseñado específicamente para uso en motores alternativos de aviación.
- **Aeronave Pequeña:** Aeronave con un peso máximo de despegue certificado de hasta 12.500 libras (5.700 Kilogramos).
- **AC:** Alternative Current/ Corriente alterna

B

- **Bibliografía:** Descripción escrita de conocimiento tomado a partir de libros

C

- **Cabina:** Es un área o un habitáculo que la tripulación técnica de una aeronave o de una máquina utiliza para controlar y dirigir el vehículo o equipo.
- **Carter:** El Carter de aceite es el encargado de albergar el líquido lubricante, además de en algunos motores servir como cubierta inferior del motor.
- **Corrosión:** Fenómeno de descomposición de los metales a su estado original.

- **Cigüeña:** Eje encargado de convertir el movimiento vertical a causa de la fuerza ejercida en los pistones, en movimiento circular.
- **Cilindro:** Cámara donde el pistón realiza su desplazamiento.
- **Colector:** Elemento distribuidor en un determinado sistema.
- **Combustible:** Mezcla química que libera energía al detonarse en el interior de un motor de combustión interna.
- **Combustión:** Etapa del ciclo de un motor de combustión interna que combina la mezcla de aire y combustible para detonarla por medio de un elemento encendedor o bujía.
- **Compresión:** Segunda etapa de un ciclo de combustión de un motor de combustión interna.
- **Casa Fabricante:** Fabricante o encargado del ensamblaje final de un determinado componente o aeronave

D

- **Docente:** Persona cuya función es impartir conocimientos
- **Directiva de Aeronavegabilidad:** Documento mandatorio enviado por una autoridad aeronáutica o casa fabricante que determina el cumplimiento de determinadas tareas de mantenimiento de carácter mandatorio

E

- **Engranaje:** Disco dentado con varias ranuras entre sí, encargado de transferir movimiento.

G

- **Ground:** Referente a tierra o a que una aeronave se encuentre en tierra

I

- **Indicador:** Caratula en un determinado instrumento, encargado de hacer visible un determinado valor de lectura.
- **Instrumentos de medición:** Dispositivos que para su funcionamiento se basan en la utilización de transductores para cambiar una magnitud física como: temperatura, presión, flujo, fuerza, etc.; De tal manera que dichas indicaciones puedan transformarse en señales eléctricas que pueden ser medidas y registradas.
- **IPC:** Illustrated Parts Catalog

M

- **Mezcla estequiométrica:** Proporción exacta de aire y combustible la misma que garantiza una combustión óptima.
- **Movimiento:** Cambio de posición de un elemento o cuerpo, respecto a un plano de referencia.
- **Montaje:** Proceso que consiste en colocar un determinado elemento en su posición original dentro de una carcasa o estructura de adaptación, mediante equipos o herramientas especializadas y aptas para el trabajo

O

- **Octano:** Determinación calorífica de un combustible.
- **Objetivo:** Relativo a tema u objeto en específico, independientemente de juicios personales.

P

- **Piloto:** Persona al mando o encargada de la dirección de un medio de transporte.
- **Pistón:** Embolo que se ajusta en la superficie interior del cilindro por medio de una serie de aros metálicos flexibles denominados anillos o segmentos.
- **Plomo:** Elemento añadido al combustible para poder aumentar su potencia calorífica.
- **Potencia:** Velocidad con la que se ejecuta un trabajo determinado.

R

- **Recíprocos:** Acción que se da entre dos elementos, y se ejerce de forma simultánea, es decir de una hacia otra, y a la inversa.
- **RPM:** Revoluciones por minuto.
- **Rodamientos:** Tipo de cojinete, o elemento mecánico que permite la reducción de fricción entre un eje y los elementos conectados a él por medio de rodadura o miembros circulares de fácil desplazamiento, facilitando así el movimiento.
- **Rear Posterior**

S

- **Sensor:** Detector de variables determinadas
- **Service Bulletin:** Documento que especifica la modificación, inspección o cambio de un determinado componente o conjunto mayor a causa de una mejora o modificación en su estructura o proceso de fabricación.

T

- **Tacómetro:** Dispositivo encargado de medir las revoluciones por minuto.
- **Torquímetro:** Instrumento encargado de aplicar a través de una determinada calibración, un determinado torque o fuerza de ajuste a un elemento externo al mismo.
- **Torque:** Fuerza por brazo de palanca
- **DC:** Top Dead Center (Punto muerto superior)

ABREVIATURAS

- **A.B.C.** After Bottom Center
- **A.T.C.** After Top Center
- **B.B.C.** Before Bottom Center
- **B. H. P.** Brake Horsepower
- **B. T. C.** Before Top Center
- **C.G.** Centro de Gravedad
- **Ff.** Pies
- **°F** Grados Fahrenheit
- **Fig.** Figura
- **G.P.M.** Galones por minuto
- **Hr.** Horas
- **I.D.** Inside Diameter (Diámetro Interno)
- **In (")** Inches (Pulgadas)
- **Lbs.** Libras
- **O.D.** Outside Diameter (Diámetro exterior)
- **Press.** Pressure (Presión)
- **P.S.I.** Pounds Square Inch (Libras Pulgada Cuadrada)
- **R.P.M.** Revoluciones por minuto
- **T.D.C.** Top Death Center
- **Temp.** Temperatura
- **Std.** Standard

BIBLIOGRAFÍA

- Antonio Esteban Oñate. (2008). Conocimientos del avión. En A. E. Oñate, *Conocimientos del avión*. Thomson Paraninfo.
- Cessna 150 Service Manual. (1972). *Cessna 150 Service Manual*. Wichita - Kansas: Cessna Customer Care Inc.
- Continental Motors, Overhaul Manual. (2011). Overhaul Manual. En C. Motors, *Aircraft Engine Overhaul Manual*. Alabama: CONTINENTAL MOTORS, INC.
- Continental Engines . (1979). *Continental O - 200A Parts Manual*. Wichita Kansas: McCurtian Technology Group.
- Dale Crane. (1996). Powerplant. En P. Benton, *Aviation Maintenance Technician Series: Powerplant*. NEWCASTLE, WASHINGTON : Aviation Supplies & Academics, Inc.
- Dirección General de Aviación Civil, RDAC PARTE 001. (23 de Marzo de 2010). *RDAC PARTE 001*. Obtenido de <http://www.aviacioncivil.gob.ec/wp-content/uploads/downloads/2013/10/1.-RDAC-Parte-00123-Mar-10.pdf>
- FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. (09 de AGOSTO de 1998). *AC 43.13 - 1B*. Obtenido de https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_43.13-1B_w-chg1.pdf
- Federal Aviation Administration, AMT-Powerplant-Vol-1. (2012). *FAA-H-8083-32-AMT-Powerplant-Vol-1*. Oklahoma City, OK 73125: UNITED STATES DEPARTMENT OF TRANSPORTATION.
- Jeppesen. (2004). Powerplant ATPL Training. En J. Sanderson, *Powerplant ATPL Training*. Germany: Jeppesen Sanderson Inc.
- Robert Jackson, E. d. (2004). *Enciclopedia de la Aviación*. Madrid - España: EDIMAT LIBROS S.A.
- SMARTDRAW. (2017). *Símbolos de diagrama de flujo*. Recuperado el 23 de Julio de 2017, de <https://www.smartdraw.com/flowchart/simbolos-de-diagramas-de-flujo.htm>
- Textron Aviation Inc. (2015). *Textron Aviation - Cessna Piston Aircraft*. Obtenido de <http://cessna.txtav.com/>

ANEXOS

ANEXOS

- **ANEXO A** CESSNA 150 SERVICE MANUAL – EXHAUST SECTION
- **ANEXO B** OVERHAUL MANUAL
- **ANEXO C** TABLA LÍMITES DE OPERACIÓN PARA LA OPERACIÓN DEL MOTOR
- **ANEXO D** TIGHTENING TORQUES
- **ANEXO E** PRE FLIGHT Y LISTA DE CHEQUEO DE LA AERONAVE
- **ANEXO F** SB 97 – 6B
- **ANEXO G** HOJA DE VIDA

ANEXO A CESSNA 150 SERVICE MANUAL – EXHAUST SECTION

- g. When installing starter, work a non-hardening gasket paste into both sides of a new gasket, and position starter and adapter assembly against crankcase pad.
- h. Install three plain washers and hex head nuts on studs and install bolts through crankcase.

CAUTION

Tighten bolts and nuts evenly to prevent warping adapter cover.

- i. Install new Palnuts on cover studs and lock wire on bolt heads.
- j. Connect starter power cable to starter.

11-59. **PRIMARY MAINTENANCE.** The starting circuit should be inspected at regular intervals, the frequency of which should be determined by the amount of service and conditions under which the equipment is operated. Inspect the battery and wiring. Check battery for fully charged condition, proper electrolyte level with approved water and terminals for cleanliness. Inspect wiring to be sure that all connections are clean and tight and that the wiring insulation is sound. Check that the brushes slide freely in their holders and make full contact on the commutator. When brushes are worn to one-half of their original length, install new brushes (compare brushes with new brushes). Check the commutator for uneven wear, excessive glazing or evidence of excessive arcing. If the commutator is only slightly dirty, glazed, or discolored, it may be cleaned with a strip of No. 00 or No. 000 sandpaper. If the commutator is rough or worn, it should be turned in a lathe and the mica undercut. Inspect the armature shaft for rough bearing surfaces. New brushes should be properly seated when installing by wrapping a strip of No. 00 sandpaper around the commutator (with sanding side out) 1-1/4 to 1-1/2 times maximum. Drop brushes on sandpaper covered commutator and turn armature slowly in the direction of normal rotation. Clean sanding just from motor after sanding operations.

11-60. **EXHAUST SYSTEM.** The exhaust system consists of a muffler for each bank of cylinders with an exhaust pipe from each cylinder to the muffler on that side of the engine. The muffler assemblies are enclosed in shrouds which captures ram air to be heated by the exhaust gases in the muffler. This heated air is used to heat the aircraft cabin and to furnish heated air for carburetor heat at the engine intake system. A tail pipe from each muffler routes exhaust gases overboard through the lower cowling.

11-61. REMOVAL.

- a. Remove engine cowling as required for access.
- b. Disconnect flexible ducts from shrouds on muffler assemblies.
- c. Disconnect braces from muffler and tail pipe assemblies.
- d. Remove nuts and washers securing the exhaust stack assemblies to the cylinders.
- e. Remove exhaust stack assembly.

11-62. **INSPECTION** of the exhaust system shall be thorough because the cabin heating system uses air heated by the heat exchangers of the exhaust system. Since exhaust systems of this type are subject to burning, cracking, and general deterioration from alternate thermal stresses and vibration, inspection is very important and should be accomplished every 100-hours of operation. In addition, an inspection of the exhaust system shall be performed anytime exhaust fumes are detected in the cabin area.

- a. Remove engine cowling, and loosen or remove shrouds so that ALL surfaces of the exhaust system can be visually inspected. Especially check areas adjacent to welds. Look for exhaust gas deposits in surrounding areas, indicating that exhaust gas is escaping through a crack or hole.
- b. For a more thorough inspection, or if fumes have been detected in the cabin, the following inspection is recommended:
 - 1. Remove exhaust pipe and mufflers.
 - 2. Use rubber expansion plugs to seal openings.
 - 3. Using a manometer or gage, apply approximately 1-1/2 psi (3 inches of mercury) air pressure while the muffler and each exhaust pipe is submerged in water. All leaks will appear as bubbles and can be readily detected.
 - 4. It is recommended that any exhaust pipe or muffler found defective be replaced with a new part before the next flight.
- c. Install exhaust system.

11-63. **INSTALLATION.** Reverse procedure outlined in paragraph 11-61 to install exhaust system. Be sure there is one new copper-asbestos gasket between each exhaust pipe and its mounting pad on the cylinder. Make sure clamps attaching mufflers to exhaust pipes are tight and all air ducts are installed.

11-64. EXTREME WEATHER MAINTENANCE.

11-65. **COLD WEATHER.** Cold weather starting is made easier with the installation of the engine primer system and ground service receptacle. The primer system is a manually operated type. Fuel is supplied by a line from the fuel strainer to the plunger type

ANEXO B OVERHAUL MANUAL

SECTION XI DISASSEMBLY

11-1. PRELIMINARY OPERATIONS

11-2. FIXTURES

The engine should be mounted on a work stand which can be moved over the floor and which has a rotating bed to permit the engine to be held with crankshaft either vertical or horizontal. In the latter position, the crankcase 2, 4 side should be downward. A wood fixture should be available to support a cylinder in such a way as to prevent the valves dropping during disassembly of the subassembly. Another fixture will be needed to hold the crankshaft by its propeller taper or flange during removal of connecting rods. A parts rack, on which to store all disassembled parts of one engine, will prevent mixing. Suitable racks for parts of which more than one are installed, and which must not be interchanged, should be at hand and should provide for separation and identification of the multiple parts.

11-3. STARTER AND GENERATOR

Remove these accessories before washing the engine. The starter may be removed after the two through bolts and three plain nuts, lockwashers and plain washers which attach its adapter are taken off. Pull the assembly straight to the rear. The generator may be freed by removing its three retaining nuts. If gasket adhesion makes removal of either accessory difficult, do not pry. Bumping with the hand will loosen them.

11-4. PRELIMINARY CLEANING (3.3)

The engine assembly should be sprayed and brushed with a petroleum solvent to remove all caked dirt and oil, particular attention being given to attaching parts. To reduce oil drainage during disassembly, it is advisable to remove rocker covers, oil sump and oil suction tube during this operation.

11-5. IGNITION SYSTEM

Remove spark plug cable terminals from the plugs. Detach cable brackets of shielded systems from case studs. If Eisemann AM-4 magnetos are installed the unshielded cables may be pulled from

the magneto sockets and threaded through the brackets to remove them individually. If Eisemann LA-4 magnetos are installed, the cables should be removed with the magnetos and disassembled later. Bendix or Slick cable outlet plates may be detached by unscrewing the screws which attach each plate to the magneto. Pull the plate and grommet carefully from its position. Remove all spark plugs. Remove two nuts retaining each magneto, and withdraw it to the rear.

11-6. LOCKING PARTS

It may be found expedient to remove all cotter pins, lockwire and palnuts before proceeding with disassembly. If not, then the locking parts should be removed completely and discarded before attempting to loosen nuts and screws. Make sure that no lockwire or cotter pin fragment remains in a stud hole to bind the nut.

CAUTION

Always remove the palnut before applying the wrench to the plain nut under it. If this procedure is not followed, an attempt to remove both nuts at once may back out the stud.

11-7. FUEL PUMPS

Detach the delivery tube between dual pumps, if both are installed. The side pump is detached by removing the two flange retaining nuts. Spring force on the lever will tend to cock the pump and must be resisted to prevent binding on studs. Detach the lower pump from its adapter studs in the same manner. The adapter will be free when the four nuts are removed from mount pad studs. Keep the pushrod with the adapter.

11-8. CARBURETOR AND AIR INTAKE HOUSING

Detach the air filter by turning the four locking studs to the left, and remove the gasket with it. Detach the intake housing by removing four slotted nuts or plain nuts and lockwashers from

carburetor lower flange studs. Similarly, detach the carburetor from the manifold.

11-9. AIR SCOOP

Remove the air filter and gasket by turning the four locking studs to the left and withdrawing. Detach the scoop by removing two slotted nuts and cotter pins inside the scoop. Remove cotter pins from throttle link rod ends, and remove the rod assembly from the throttle levers.

11-10. DISASSEMBLY

11-11. NON-REUSABLE PARTS

All lockwire, cotter pins, palnuts, lockwashers, elastic stop nuts, gaskets, oil seals and synthetic rubber parts must be discarded in such a way as to avoid the possibility of reuse. The nature and functions of these parts make it unwise to trust their reliability, once they have been removed.

11-12. OIL SUMP AND SUCTION TUBE

Loosen and run off the six castle nuts or elastic stop nuts which attach the sump flange to the case. Remove the slotted or elastic stop nut which attaches the oil filler neck to the case lower mount arm. Withdraw the sump, being careful not to strike the suction tube within. Remove lockwire from the suction tube hex, and unscrew the tube. If an oil cooler is installed remove the cooler from its adapter and the adapter from the crankcase.

11-13. AIR INDUCTION SYSTEM

Loosen all hose clamps, and push hose connectors back to the intake tubes. This frees the tubes. Remove the two manifold retaining nuts, and draw the casting from the crankcase studs squarely. Detach all intake elbows from cylinder flanges by removing retaining nuts and tapping carefully to loosen the gaskets.

11-14. ROCKER COVERS (3.5.2)

These are detached by removal of six fillister head screws, lockwashers and plain washers from each, and they may be removed by carefully pulling outward at points around the rims. Careful handling is necessary to avoid distortion and subsequent oil leakage. Prying is not advisable

because of the possibility of scratching the rocker box flange.

11-15. CYLINDERS (3.5.3)

It is not necessary to remove rockers and pushrods before the cylinders are removed, however this may be done after pushing out the rocker shaft. Usually, the valve lifters make it difficult to remove the rocker shaft, because the units take up all lash. For this reason, the following procedure is suggested.

- a. Remove pushrod housing hose clamps, and push the rubber connectors outward onto the housings. Do this on all cylinders.
- b. Turn the crankshaft until the piston of the first cylinder to be removed is at T.D.C. on its compression stroke. The order of removal is not important, except to avoid overbalancing the work stand. To minimize crankshaft turning, the order of 4, 1, 3, 2 is suggested. For greatest accessibility, the crankshaft should be vertical and its front end upward.
- c. Loosen and remove the six base nuts; then pull the cylinder outward, and make sure that the connecting rod does not strike the crankcase.

CAUTION

Do not grasp or lift cylinder by pushrod housings. They must not be loosened in the cylinder head.

11-16. PISTON ASSEMBLIES ^{For Information only} (3.5.5)

Remove each piston immediately after its cylinder has been removed and stored in a safe place. If the piston pins have loose fitting end plugs it is advisable to remove the lower one as the cylinder comes off to prevent falling. The loose plugs may be removed to permit insertion of a screw type pin puller. Current production pins with pressed in plugs should not require force to remove unless a heavy varnish deposit has formed. If driving is necessary support the piston against the impact, and use a non-marring drift. Remove and discard the piston rings, spreading each ring as it is removed to avoid scratching the piston lands. Push the pin back into the piston for storage.

- k. Unscrew and remove the breather elbow ahead of No. 3 cylinder.
 - l. Turn the work stand bed to place the crankshaft in a horizontal position and the crankcase, 1, 3, side upward.
 - m. If the engine is an O-200 model, remove three 1/4 in. nuts, lockwashers and plain washers and one 5/16 in. nut, lockwasher and plain washer; then withdraw the vacuum pump adapter assembly.
 - n. Loosen the 14 nuts on the crankcase parting flange screws, and remove the eleven 1/4 inch screws and three dowel screws. The engine lifing eye will be removed with two of the nuts. If necessary, tap the close-fitting dowel screws from their flange holes.
 - o. Remove two nuts from 7/16 inch crankcase through studs ahead of No. 4 cylinder and the nut from the 3/8 inch through stud above the lower right engine mount arm. Detach the 1, 3 side mounting arms. If engine is equipped with through bolts at the center bearing boss locations, drive them out with a non-marring hammer. Catch the bolts as they come free of the 2, 4 side crankcase half.
 - p. Lift the 1, 3 side case casting straight upward clear of the through studs, and lay it on a wood surface with parting flange up.
 - q. Lift out the crankshaft and connecting rod assembly, collecting the bronze thrust washers at the front main journal as they come out. (Old type thrust washers are retained by case dowels and must be removed after the case castings and shaft are separated.)
 - r. Remove the camshaft from its bearings, and remove all valve lifter bodies from their guides. Store bodies with mating units.
 - s. Lift each main bearing insert from its seat, and discard.
 - t. If the engine is a -12, -14, -16 or O-200 model, remove the starter pinion pivot from the 2, 4 side casting; then remove the casting from the work stand, and store it on a wood surface.
- NOTE . . . Current production crankcases have a gallery drilled to lubricate the starter clutch adapter. Old style cases can be adapted per instructions in para. 14-13A.
- CONNECTING RODS**
- For greatest ease of disassembly, it is suggested that the crankshaft be held in a fixture similar to that illustrated in Figure 23, if it is a tapered shaft, or in a suitable flange holding fixture if it is a flange type shaft. Remove all cotter pins from connecting rod bolts, and loosen all slotted nuts. Unscrew the nuts from bolts of each rod, in turn, and take rod and cap from the crankpin. Discard bearing inserts, and reassemble rods and caps loosely to avoid mixing.
- 11-20. CRANKCASE**
If no fuel pump or oil cooler was installed remove the mount pad covers and gaskets. Unscrew and remove the oil gallery front plug from each casting. Do not remove dowel pins from the case rear flanges. Remove mount bushings.
- 11-21. CRANKCASE COVER**
If the engine is a -12, -14, -16 or O-200 model loosen and remove the three elastic stop nuts or slotted nuts which attach the tachometer drive housing, and pull the housing straight to the rear and free of the shaft. If the cover is for a -8 model unscrew and remove the tachometer drive housing and oil seal assembly. Discard gaskets. Remove lockwire from the oil pump cover attaching parts, the attaching parts and the oil pump cover at the front of the crankcase cover. Lift out the oil pump impellers.
- 11-22. CYLINDERS (2, 5, 3)**
With the following procedure a suitable lever type valve spring compressor must be used to bear on the rocker shaft as a fulcrum. If a press type fixture is used the process will be slightly different.
- a. Slide out the rocker shaft, and remove the two rocker arms. Mark the arms for position or store them in a marked container.

- b. If pushrods were not previously removed, take them from their housings, and store them in marked containers to identify their cylinder numbers and positions and their crankcase ends.
- c. Replace the rocker shaft, and set the cylinder on a suitable fixture which will hold down the base flange, with the cylinder upright, and which will prevent the valves dropping inward.
- d. With the lever compressor, depress either valve spring retainer enough to free the split stem lock, and lift out the two locks with long nose pliers, being careful to avoid binding in the stem groove and nicking the valve stem. (See Figure 19.)
- e. Release the spring seat, and lift off the valve springs, spring seat and inner retainer.
- f. Repeat steps d and e to remove the parts from the other valve.
- g. Lift the cylinder by the two valve stems; remove it from the fixture, and lay it on its side on a bench.
- h. Grasp one valve head at a time, and withdraw the valve through its guide. Valves need not be marked for position, since they will be refaced. Remove the cylinder base packing ring from the barrel skirt.

11-23. HYDRAULIC VALVE LIFTERS

A Rack should be constructed to hold the disassembled lifter parts, i.e., lifter bodies, hydraulic units and sockets so that their original assembly relation will be obvious. The groups of rack holes or compartments should be labeled "No. 1 IN.," "No. 1 EX.," etc. The parts named will already be separated and should be in the proper rack holes at this stage. The only disassembly remaining is that of removing the plungers from hydraulic units. This operation should be performed only at the time of cleaning of individual parts and testing of same. The plungers should be replaced in cylinders immediately after cleaning. Ordinarily, the plunger may be removed from the cylinder by turning to wind up the spring and pulling it out. If the plunger appears to be

stuck, refer to paragraph 10-43 for removal procedure. (Also see Figure 20.) If these measures are not effective discard the unit.

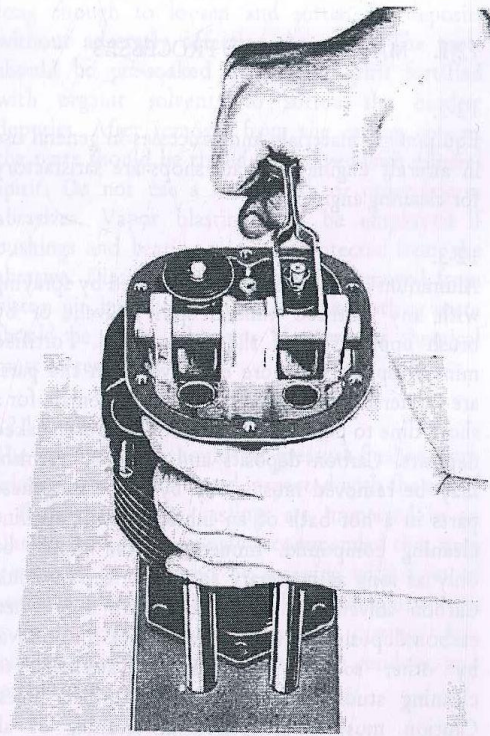


Figure 19. Compressing Valve Spring to Remove Locks

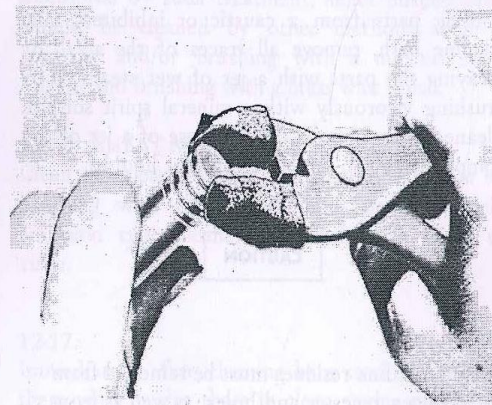


Figure 20. Removing Plunger From Hydraulic Unit With Taped Pliers.

- b. Examine bearing seats for cracks, scratches and nicks.
- c. Inspect parting flange surfaces for nicks and warp.
- d. Examine camshaft bearings for scores, cracks and excessive wear.
- e. Inspect valve lifter guides for wear and scoring.
- f. Examine oil galleries and feed holes for cleanliness.
- g. Check all studs for damaged threads, tight fit, height and bends.
- h. Inspect all surfaces for removal of cleaning compounds.
- f. Nicked, pulled, peened or stripped threads in rear flange tapped holes or at front end (exterior) of a tapered shaft.
- g. Fretting of the puller hub taper.
- h. Run-out at center journals and front end (and propeller flange).

CONNECTING RODS

Inspect alignment in plane (convergence) and twist of the crankpin bearing seat (without inserts) and the piston pin bushing. If the bushing was replaced its bore should be compared with limits in The Table of Limits, Section XVIII; if not, the bore should be compared with the piston pin diameter. Look for peening on all surfaces and bends in the beam. Check cap bolts for elongation. (Note position of cotter pin hole in nuts slots.) Observe condition of threads.

13-16. CRANKSHAFT

Inspect for the following kinds of damage and wear.

- a. Cracks (use Magnaflux equipment or the equivalent).
- b. Galling, scoring, burning and wear on main journals and crankpins and their fillets.

NOTE

Crankshafts which have been reground to .010 inch undersize should be inspected for fillet radii. Radii of main journal fillets must be 5/32-11/64 inch, and radii of crankpin fillets must be 11/64-3/16 inch. Crankshafts which were originally nitrided must be re-nitrided after grinding. (Refer to paragraph 3-8.)

- c. Make sure that oil tubes are tight and free of obstructions.
- d. The Hubbard plug at the front end of flange type shafts must be removed before Magnaflux inspection.
- e. The screw plug in the front end of a tapered crankshaft must be removed before Magnaflux inspection. Observe thread condition of plug and tapped hole.

13-18. PISTON PINS

The pins should be inspected visually before polishing and dimensionally before and after polishing. Pressed in end plugs should be inspected visually for damage after Magnaflux inspection. Loose fitting end plugs should be checked for snug fit in pins and wear on ends. Measure pin diameter, out-of-round, bending.

13-19. PISTONS (3.5.11) Inspection Only

Inspect for removal of carbon and oil varnish. See that fillets of roots of ring grooves were not deformed or reduced. Look for scores extending the length of the skirt, burning, and cracks. Discard any piston which is cracked, heavily scored, deformed, burned, corroded by salt water or worn beyond dimensional limits (Refer to paragraph 13-8.)

13-20. PUSHRODS (3.5.6) Inspection

Roll all rods on a surface plate, and check for bending. Very slight bending may be corrected by tapping with a non-marring hammer or lead mallet. Inspect ball ends for excessive wear. See that the oil passages are clear.

13-21. ROCKER ARMS (3.5.8)

Excessively worn bushings should be removed before Magnaflux inspection and replaced afterward. Inspect used and replaced bushing bores. See that oil holes are clear. Look for worn

sockets and badly worn, rough or chipped stem rockers. See that oil hole plugs are tightly installed.

13-22. VALVES (3.5.9)

Inspect for cleanliness, warp of heads, limit of face regrind, limit of stem tip regrind, scored stems, stem diameter and burning. Discard all excessively ground, worn, scored or warped valves. After regrinding, lapping and installation all valves should be checked for full seating.

13-23. VALVE SPRINGS (3.5.9.1)

Look for cracked or broken ends, corrosion and correct color coding. Use a spring test machine to determine whether any valve spring is weak.

13-24. CAMSHAFTS

Inspect journals for scoring, deformation and excessive wear. Inspect cam lobes for profile wear, scoring, and pitting, particularly along the toe line. If any valve lifter body in the group did not turn during the previous operating period, its cam lobe should be measured for a taper on the toe. A slight taper is ground on the toe line of all lobes to turn the lifters. Its value is expressed as an angle and its linear dimension amounts to a very few thousandths of an inch, but it is important that some taper be present. Inspect fuel pump eccentrics for wear and scoring. Check thread condition of tapped holes at the rear flange of all camshafts and at the front end of -16 and O-200 camshafts. Inspect shims of bevel gears for the latter type to make sure that they are perfectly flat.

13-25. CYLINDERS (3.5.4)

Examine steel barrel fins for bending and aluminum head fins for cracks. All steel fins should be straight and even to permit air flow. Not over 10% of head fin area may be removed by cracking or by cutting out to stop cracks, without reducing cooling efficiency dangerously. Small cracks starting at the edges of head fins should be marked for repair by drilling reliefs. If cracks extend to the fin roots the head wall is probably cracked and should be discarded. Inspect all finished surfaces for nicks, peening, cracks, residual gasket material and deep scratches. These defects may permit oil leakage. Inspect valve port studs for burrs, stripping, bending, elongation and backing out. Examine spark plug inserts for thread condition and tight installation. Inspect cylinder base flanges

for cracks, bending, nicks, corrosion and smoothness of nut seats. Inspect rocker shaft support bosses for cracks, worn bores and side wear. If bores are worn excessively the bosses may be repaired by installation of repair bushings, and they should be marked for such attention. See paragraph 14-8g. Inspect valve guides for proper clearance with valve stems, and measure replaced guides for diameter and for concentricity within .002 inch with valve seat insert throats. Make sure that pushrod housings are tightly installed in the rocker box holes. Mark cylinders which will require replacement of valve seat inserts which have been ground to a diameter equal to the O.D. of the valve head. Measure the cylinder bore, and classify the cylinder, according to the reconditioning required, as:

- Grind to remove ring step and hone bore.
- Grind to .015 inch oversize and hone.
- Rebarrel.

After regrinding and honing, the bore should be rechecked for diameter, taper, squareness with flange, roundness at all sections and surface roughness, (Refer to limits, No. 43-44, Section XVIII.)

13-26. HYDRAULIC VALVE LIFTERS (3.5.10) Inspection only

Inspection of lifter parts should be conducted at the time of cleaning. A rough test of hydraulic unit operation is described in paragraph 10-43. Accurate determination of leakdown rate is also discussed in the same paragraph, and such methods are recommended, however, they require special inspection fixtures. Visual inspection should include examination of follower faces for scoring, grooving, spalling and corrosion. The shank of each lifter body should be measured to determine clearance in its crankcase guide. The bearing surface should also be examined for scoring, galling, cracks and clear oil holes. Inspect each socket for clear oil passages and for excessive wear in the cup. All parts must be thoroughly clean. Following inspection they should be coated with a corrosion-preventive oil.

13-27. GEARS

The crankshaft and camshaft gears should be inspected by Magnaflux methods for cracks. In

SECTION XV

ASSEMBLY OF SUBASSEMBLIES

15-1. GENERAL PROCEDURE

15-2. CLEANING AND LUBRICATION 3.6.1

Immediately before assembling the parts of any subassembly they should be sprayed with clean solvent to remove corrosion-preventive oil and grit. The parts should be dried with a blast of dry compressed air. All bare steel surfaces, bushings and bearings must be coated generously with a mixture of one part corrosion-preventive compound, of a type which will not adversely affect the lubrication system, and three parts of engine lubricating oil, if the engine will not be tested immediately, or the surfaces may be coated with clean engine lubricating oil if the test is to be performed at once.

15-3. NEW PARTS REQUIRED

All lockwire, palnuts, lockwashers, elastic stop nuts, gaskets and rubber connectors used in assembling the engine must be new parts. If any of these parts are removed after initial assembly it must be discarded and another new part installed. Sets of gaskets and rubber connectors, piston ring sets and main bearing and thrust washer sets for the various models are listed in the Parts Catalog. New sets of these parts for the model to be assembled should be procured in advance. All other new parts required for replacement of those discarded should be on hand.

15-4. DETAILED PROCEDURE

15-5. CRANKCASE COVER ASSEMBLY

Assemble parts in the following manner:

- a. Inspect the cover casting for any nicks or damage incurred in handling, for thorough cleanliness, condition of enamel or coating, freedom of machined surfaces and interior from enamel and any other irregularity.
- b. Install the pump impellers in their chambers, with the tachometer drive shaft end to the rear. Install the pump cover, and make sure that it fits perfectly on the chamber surface.

No gasket paste may be used in this joint. Place plain washers and bolts or slotted nuts on the pump studs and tighten to specified torque. Install lockwire to connect the studs or bolts in pairs. The lockwire must lie flat against the sides of bolts or nuts and must not pass over their tops.

NOTE

If the slots of any slotted engine nut or castle nut will not align with the stud hole when the nut is tightened to minimum specified torque, continue tightening until either the slot and hole align or the maximum allowable torque is reached, whichever occurs first. If alignment of the slots cannot be obtained within torque limits, substitute another serviceable nut.

- c. Test the oil pump impellers for free rotation. If any binding occurs, disassemble the pump for further inspection.
- d. Insert the oil pressure relief valve plunger in its guide; place the spring in the plunger; place a new copper-asbestos gasket on the cap, and screw the cap into the cover boss over the spring. Tighten the cap securely.
- e. Inspect the new oil seal in the tachometer drive housing. The seal lip must be outward. If the engine is a -8 model, place a new copper-asbestos gasket on the housing. Insert a strip of fiber in the tachometer drive shaft slot to fill the entire space and to protect the housing seal lip. Screw the housing into the housing seal lip. Screw the housing into the left hand tapped hole over the tachometer drive shaft, being careful not to reverse the seal lip, and tighten the housing securely. Remove the fiber strip. If the engine is -12, -14, -16 or O-200 model the housing should be installed later.
- f. If the engine is a -12, -14, -16 or O-200 model prepare the oil screen housing gasket by

repeat. In no case shall nuts be torqued below low limit or over high limit. (Refer to Section XVIII for Torque Limits.)

NOTE

When connecting rods and caps are installed correctly, the bearing cap squirt holes will point to the opposite cylinders.

CAUTION

With C90 and O-200 connecting rods, use only the bolts and nuts listed in the current Parts Catalog. Early production engines had longer bolts and taller hex nuts. These should not be used.

15-8. INTAKE PIPES AND HOSE CONNECTORS

Inspect all pipe ends for roundness. Obtain a new set of inner and outer hose connectors, and center one inner hose in each outer hose. Push the outer hoses on the ends of the pipes. Place two clamps on each connector. Tighten one clamp to hold one outer hose on each pipe securely. Push the opposite outer hose on each pipe backflush with the end of the inner hose, and tighten the remaining clamps only enough to prevent falling off.

15-9. INTAKE AIR FILTER

Obtain a new air filter of the proper type and a new gasket to match. Obtain four new locking studs and four cross pins. Insert the studs through the filter from the front side and through the gasket. Support the drilled rear end of each stud, in turn, and drive the cross pin through to centered position.

15-10. GENERATOR DRIVE

Refer to paragraphs 10-33 thru 10-36 for procedure and precautions to be observed in assembly of either type of generator drive.

15-11. OIL COOLER ADAPTER

If an oil cooler is used with the engine, spread a film of Led Plate No. 250 on the three socket head pipe plugs. Install the 1/4 inch plugs tightly in the front and lower rear holes of the adapter, and install the 1/8 inch socket head plug in the bottom

adapter hole. In the upper rear adapter hole insert the check valve ball, then the spring. Place a new copper-asbestos gasket on the 5/8-18 hex head plug, and screw it in tightly on top of the spring.

15-12. MAGNETOS

Install the proper drive gear, according to the engine model, on the impulse coupling, or tapered shaft, of the two magnetos. Install the woodruff key before the gear on the tapered shaft of a right side Eisemann AM-4 magneto. Screw on the shaft nut tightly, and secure it with a cotter pin.

15-13. CYLINDERS (3.6.2)

Assemble valves and springs in cylinders in the following manner, taking care to use the proper springs for the engine model.

- a. Lay the cylinder on its side. Coat each valve stem with a film of Shell grease, Alvania No. 2, and insert each valve through the cylinder and into its guide. Seat the valves, and check for correct positions.
- b. Lift the cylinder by the valve stems and place it on a fixture which will hold the valve heads on their seats.
- c. Place the two inner spring seats over the valve guides.

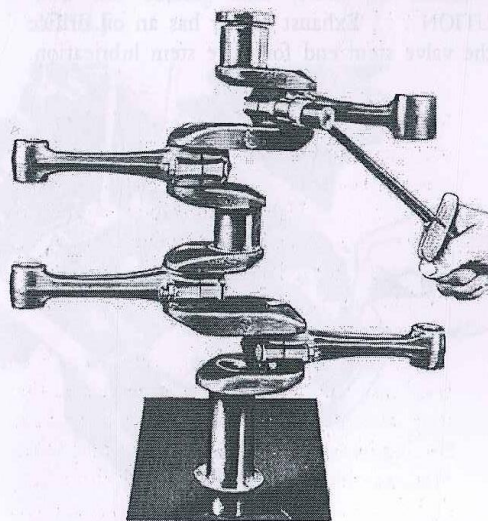


Figure 30. Tightening No. 1 Connecting Rod Bolts.

- d. Place the proper set of inner and outer, or inner, intermediate and outer springs over each valve stem.
- e. Place an outer spring retainer on each set of springs.
- f. If a lever type valve spring compressor is used, push the rocker shaft through its supports, and pivot the compressor on it.
- g. Compress either set of springs. Insert two locks in the valve stem groove, small ends inward, and release the springs. Make sure that the locks seat perfectly in the spring retainer and the stem groove.
- h. In the same manner, assemble the retaining parts on the other valve springs; then lift the cylinder from the fixture.

CAUTION

Never exert lifting or other force on the pushrod housings. They must remain firm and tight in the rocker box.

- i. Slide out the rocker shaft, and install the two rockers in their original positions. Be sure to use the correct parts.

CAUTION . . . Exhaust rocker has an oil orifice in the valve stem end for valve stem lubrication.

- j. Invert the cylinder, and place a new base packing ring on the cylinder skirt. Push it against the flange, and remove twists.
- k. Place two clamps and a new pushrod housing rubber connector on each housing, pushing connector back flush with the housing end.

15-14. PISTONS (3.6.3)

Install C-90 and 0-200 piston oil control rings with the pistons inverted on the bench. Install all other rings with the pistons upright. The upper side of each ring bears the part number. Be sure that the correct size rings for the cylinders are installed. Spread each ring, as it is lowered into position, to avoid scratching the ring lands. Install removable plugs in piston pins, and start the pins into their mating pistons.

15-15. PUSHRODS (3.6.7)

Lay all pushrods in logical order in a pan of clean, light oil with crankcase ends raised to permit filling. Pushrods are numbered to avoid interchanging them at assembly.

15-16. VACUUM PUMP ADAPTER

Lubricate the gear shaft with engine oil; then push gear slowly into adapter. Use care when installing gear to prevent reversing oil seal lip.

16-6. GEARS AND CRANKCASE COVER

Rotate the engine bed so that the front end of the crankshaft is downward, and lock it in position. Install parts at the rear of the crankcase in the following order:

Rotate the engine bed so that the front end of the crankshaft is downward, and lock it in position. Install parts at the rear of the crankcase in the following order:

- a. Install the proper type of gear on the rear pilot of the crankshaft, and run in the four hex head screws with fingers.
- b. Turn the crankshaft until No. 1 crankpin is at T. D. C. The gear tooth timing marks will be toward the camshaft.
- c. Turn the camshaft counterclockwise until No. 1 exhaust lobe (rear) approaches its closing position and No. 1 intake lobe is beginning its lift. Install the camshaft gear on the camshaft pilot with its punch marked tooth meshed between the marked teeth of the crankshaft gear. Install four hex head retaining screws.

CAUTION

Use screws of correct length on each gear. Refer to Parts Catalog for lengths required by each model.

- d. Tighten the eight gear retaining screws to torques specified in Section XVIII.
- e. Install lockwire through the drilled heads of the retaining screws of both gears to connect them in pairs. The wire must pass around the sides of all screw heads, not over their ends, and it must be twisted in the direction necessary to prevent the end loops from rising and led from one screw to the next in the direction necessary to prevent either screw from loosening. Draw the twisted lockwire tight, and bend the twisted ends down.
- f. Work into both surfaces of the proper cover gasket a small quantity of a non-hardening gasket paste, and place the treated gasket over the studs and on the crankcase rear surface.

The dowel holes in the gasket must fit over the crankcase dowels.

NOTE

The cover gasket for -12, -14, -16 and O-200 model crankcase does not have or need a hole for the left oil gallery.

- g. Lower the crankcase cover subassembly over the studs, and seat it on the cover gasket, as shown in Figure 36, for -12, -14, -16 or O-200 models, turning the crankshaft slowly to align the oil pump drive.
- h. If the engine is a -12, -14, -16 or O-200 model place plain washers, lockwashers and plain hex nuts on all crankcase cover retaining studs, except the one through the generator mount pad. Tighten to specified torque these seven nuts and the third retaining nut of the oil screen housing. Loop a length of lockwire around the nearest cover retaining studs to the oil screen housing and oil pressure relief valve cap, and twist the wire. Twist the two lockwires and lead them to the oil pressure relief valve cap and the oil screen cap, respectively, in a counterclockwise direction to engage the cap corner holes. Install a drilled hex head plug and new copper-asbestos gasket in the oil screen cap hole. Tighten the plug, and secure it with the ends of the lockwire in the screen cap. If the engine is a -8 model install all of the ten retaining washers, nuts and safety the oil screen and pressure relief valve cap in the same manner as described.
- i. With a sharp knife, cut out the strip of the crankcase cover gasket which crosses the oil sump pad opening, then trim the lower ends of the gasket flush with the sump mounting pad.

16-7. VALVE LIFTER UNITS AND PUSHROD HOUSING FLANGES 3.6.4

Rotate the engine bed so that the front end of the crankshaft is upward. Then:

- a. Install hydraulic units in the valve lifter bodies with their plungers outward. Before installing each unit, make sure that its spring

is snapped into the cylinder counterbore and that the plunger can be depressed fully. Place the original socket in each lifter.

- b. Work a small quantity of a lightweight TiteSeal into both surfaces of each pushrod housing flange gasket, and place the gaskets on the crankcase pads. Place the housing flanges on the gaskets. Install plain washers and hex nuts on all studs of the C models. For the O-200, install a plain washer, lockwasher and hex nuts on all studs. Tighten the flange retaining nuts to specified torque.

16-8. PISTON ASSEMBLIES (3.6.5)

Place each piston assembly with the mating cylinder, and preferably in numerical order. Before installing each piston, coat its skirt, rings and pin with a light mineral oil or with a corrosion-preventive oil mixture. If the pin has removable end plugs place them with the cylinder. Push the pin partially into the piston bore, but clear of the connecting rod cavity. Make sure that piston ring part numbers are toward the piston heads.

16-9. PISTONS AND CYLINDERS (3.6.6)

Install these sub-assemblies as follows:

- a. Turn the crankshaft until No. 1 connecting rod is at T.D.C., with both valve lifters on the heels of their cam lobes.
- b. Lay the cylinders on their sides, and coat the bores generously with light engine oil or corrosion-preventive oil mixture.
- c. Install No. 1 piston with the cylinder number on its head toward the front of the engine. Push the pin through the connecting rod bushing to the centered position.
- d. Remove the protector from No. 1 connecting rod. Hang the piston ring compressor on the connecting rod. Stagger the piston ring gaps 90° apart, with no gap in line with the pin.
- e. Hold No. 1 cylinder on the left arm. Do not hold the pushrod housings. Take the two pushrods for No. 1 cylinder from the oil pan, and insert them in the pushrod housings, seating their ends in the rockers. Make sure that each pushrod is in its original position.
- f. See that the No. 1 valve lifter sockets are in the lifters. Make sure that No. 1 cylinder base packing is not twisted. If removable piston pin plugs are used pick up the two for No. 1 piston pin.
- g. With the right hand, apply the ring compressor to the No. 1 piston rings above the pin. Push the cylinder skirt over the rings. Remove the compressor, and install the piston pin plugs. If the engine is a C90 or O-200 model, compress the bottom piston ring. Push the cylinder inward over the piston. Remove the ring compressor, and seat the cylinder on its crankcase pad.
- h. Install six flanged nuts on the cylinder base studs, and tighten them to specified torque.
- i. Fully depress each rocker of No. 1 cylinder, in turn, and measure the lash in the deflated valve train between the rocker and the valve stem. This lash must be .030-.110 inch. If the lash is excessive, either rockers, pushrods, lifter sockets or valves must be replaced.
- j. In the same manner, install No. 2 cylinder, after turning the crankshaft one revolution, and check its valve lash.

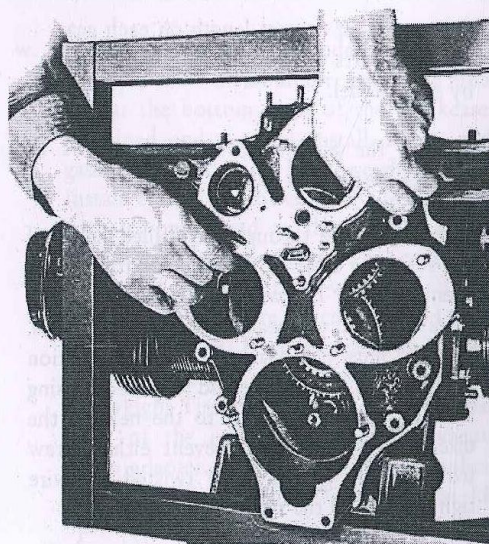


Figure 36. Installing Crankcase Cover on -12, -14, -16 and O-200 Models.

- k. Repeat the installation procedure for No's 3 and 4. cylinders, with the crankpin at T.D.C. and the valve lifters on the heels of the cam lobes in each case. Check lash in each of their valve trains.
- l. Treat each rocker cover gasket with lightweight TiteSeal and install each gasket and rocker cover on a cylinder head. Install plain washers, internal tooth lockwashers and fillister head screws in all covers.
- m. Push the rubber pushrod housing connectors inward over the flanges, and install a hose clamp in each connector groove.

16-10. AIR INDUCTION SYSTEM

Install parts required for the carburetor induction system, as required, in the following order:

- a. Place a new gasket on the studded intake flange of each cylinder head, and place the correct types of elbows on the gaskets. When correctly installed, the elbows point to the manifold attaching studs.
- b. Install lock-o-seal washers between the crank-case and intake manifold and below the intake manifold. When required, install the carburetor air box support assembly on the forward stud. Install castle nuts and tighten

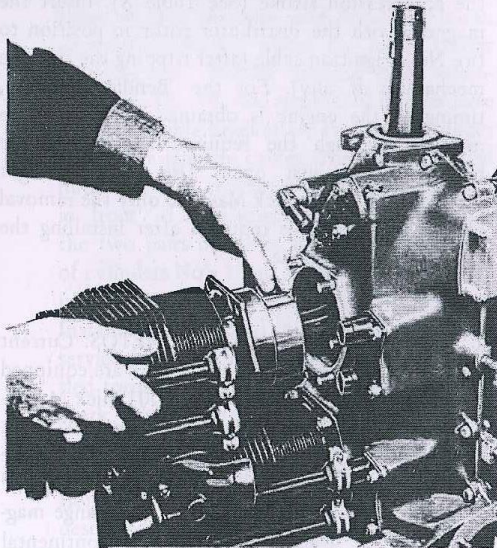


Figure 37. Installing No. 3 Cylinder.

finger tight. Advance as required to install cotter pin. Do not use wrench on castle nut. (See Figure 38.)

- c. Make sure that inner hoses are in position within the outer hose connectors at both ends of all intake pipes and that all hose clamps are in position. Push the projecting hose of each intake pipe over a manifold outlet, and push the hose connectors at the opposite ends over the cylinder intake elbows. Tighten all hose clamps to hold the pipes firmly.

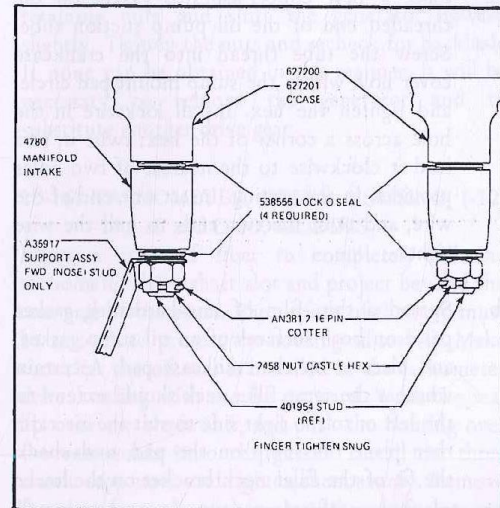


Figure 38. Install "O" Rings on Intake Manifold Studs.

16-11. CARBURETOR AND INTAKE HOUSING

If the engine is to be equipped with a carburetor make sure it is the right model for the engine being reassembled. Place a new gasket on the manifold lower flange over the four studs. Install the carburetor with its throttle lever on the right side, and attach it with four plain washers, lockwashers and hex nuts. In the same manner install and attach the air intake housing with its scoop forward. Be sure to install the proper housings since engines equipped with Marvel-Schebler carburetors require a different air intake housing. Refer to the Parts Catalog for applicable housing required. Attach the housing support under the manifold front retaining nut and to the housing with two fillister head screws.

SECTION XVII

TESTING AFTER OVERHAUL

17-1. TESTING EQUIPMENT

17-2. TEST STAND (3, 2)

After each major overhaul, engine performance should be tested and new parts run in while the engine is mounted on a rigid test stand, preferably enclosed in a cell of such a design that cooling air recirculation will be held to a minimum. The engine stand should be constructed in such a way as to permit accessibility to all engine line and instrument connections and to permit frequent inspection of all points of possible leakage. All tubes, wires, rods and cables used to connect instruments and controls to the engine should be well supported, yet of sufficient flexibility to permit them to be moved out of the way during installation and removal of the engine.

- a. The aircraft can be considered a suitable test stand for running-in overhauled engines contingent on the following conditions:
 1. Install engine cowling.
 2. Each cylinder must be equipped with a temperature sensing device to monitor the head temperature.
 3. The flight propeller may be used contingent on careful observation of cylinder temperatures. Head the aircraft into the wind for this test.

17-3. INSTRUMENTS

In order to obtain a satisfactory report of engine performance, permanent instrument and control board should be installed in a separate enclosure, and it should be as free as possible from vibration. Instruments should be of the most rugged construction available, and they should be checked periodically to assure continuous accuracy. The following instruments will be needed to indicate engine operating conditions.

- a. Tachometer (mechanically driven) (See Tables XIV and XV).
- b. Cylinder Head Temperature Gauge.

- c. Oil Temperature Gauge.
- d. Oil Pressure Gauge.
- e. Fuel Flow Meter (or accurate means of weighing the supply).
- f. Fuel Pressure Gauge, 10 p.s.i., capacity (for carburetor engines equipped with fuel pumps).

17-4. TEST CLUB

Manufacturers of wood propellers supply wood test clubs of various sizes. A club of this type should be used for all engine testing. Flight propellers do not direct cooling air over the cylinders. For the full range of C series engines, three diameters of test club are required to absorb 75, 85 and 90 horsepower at 2275, 2575 and 2475 R.P.M., respectively. O-200 engines will require only one test club which will absorb 100 horsepower at 2750 R.P.M. Two test clubs of each size will be required to fit the two types of crankshafts of the C series engines. For tapered shafts, the clubs should be fitted with hub assemblies, as listed in the parts catalog. After installation of the hub, the club must be balanced statically. For flange type crankshafts, the test club bolt holes must be counterbored at the rear ends to fit over crankshaft flange bushings.

17-5. ENGINE TEST AFTER OVERHAUL

- a. After a partial or complete disassembly and repair of an engine, the engine will be tested in accordance with Tables XXI and XXII.
- b. Extend the second period of each test schedule, if necessary, to raise the oil temperature to the desired minimum in Table XXI.
- c. Take instrument readings at the beginning, in the middle, and at the end of the full throttle period. Take one reading during each of the other periods as soon as conditions have stabilized.

- l. After completion of oil consumption test run, make one check on performance of each magneto alone at the R.P.M. specified in Table XXI prior to cool down period.

NOTE

If tests must be conducted in extremely cold weather, it may be necessary to cover the oil sump with an oil-proof lagging.

NOTE

The following procedures should be followed to insure that adequate lubrication is being provided to newly installed components and that the piston ring seating will occur as soon as possible.

e. Servicing and Pre-starting Procedures.

1. Service the lubricating system with mineral oil (MIL-C-6529 Type II.)

e. Servicing and Pre-starting Procedures.

1. Service the lubricating system with mineral oil (MIL-C-6529 Type II.) of the appropriate grade depending on ambient temperature.
2. Rotate the propeller by hand through several cycles with the spark plugs removed.
3. Pre-oil the lubrication system using an external pre-oiling pressure system.
4. Install the spark plugs and ignition harness.

f. Service and pre-starting procedures.

1. Service the lubricating system with mineral oil (MIL-C-6529 Type II) of the appropriate grade depending on ambient temperature.
2. Rotate the propeller by hand through several cycles with the spark plugs removed.

3. Pre-oil the lubrication system using an external pre-oiling pressure system.
4. Install the spark plugs and ignition harness.

g. Engine starting and ground operation. (3.7.)

1. Assure that all engine and cylinder baffling is properly installed and in good condition.
2. Start the engine and assure that oil pressure rises to within the specified limits within 30 seconds.
3. Operate the engine at 750 RPM for one minute, gradually increasing toward 1000 RPM in three minutes. Check the magneto circuit for grounding prior to a normal shut-down. Allow the engine to cool adequately and then make a visual inspection for any irregularities.
4. Start the engine again and operate it at 750 RPM gradually increasing to 1500 RPM over a period of four minutes. If the engine is equipped with a controllable pitch propeller, cycle the propeller allowing only a 100 RPM drop. Return to the idle range and make adjustments to the idle mixture and RPM as required on carburetor engines and to the low unmetered fuel pressure, idle RPM and mixture on fuel injected engines. Position the throttle to 1200 RPM to smooth the engine. Then do an idle mixture check. Refer to the appropriate service information for these fuel system adjustments. Run engine up to full power for a period not to exceed 10 seconds. Visually inspect and correct any discrepancies. Check the oil quantity. Cowl the engine in preparation for test flight.

h. Test Flight.

1. Ambient air and engine operation temperatures are of major concern during this test flight. Do a normal pre-flight run-up in accordance with the aircraft flight

Clear spark plugs by operating with both magnetos on for a few seconds between checks.

NOTE

The maximum cylinder head temperature and the maximum allowable oil temperature must not be exceeded at any time during the test.

17-6. PRESERVATION

If the engine is not to be installed in an aircraft and placed into service immediately, the last 15 minutes of operation should be used to circulate a corrosion - preventive oil mixture (suitable for light operation). This will be an additional period, since the engine must be stopped to change oil. Install dehydrator plugs in the spark plug holes which are in the top position when the engine is mounted in the shipping base. Seal all other openings leading to the interior of the engine with shipping covers, suitable plugs or non-hydroscopic tape.

17-7. FUEL AND LUBRICATING OIL

For testing, the fuel used for each model must have an octane rating at least equal to that specified for the model in Table XXI. Lubricating oil supplied to the engine during the test run should be of a viscosity grade also recommended in Table XVIII for range of operating temperatures obtained.

TABLE XXIII OIL SUMP CAPACITY

Model	Capacity (Quarts)
C75	4
C85	4.5
C90	4.8
O-200	6

17-8. TESTING ENGINES INSTALLED IN AIRCRAFT

Due to the inadequate air flow obtainable for engine cylinder and oil cooling when an engine is installed in an aircraft, it is recommended that no testing or running in of new parts be performed in this manner. If it becomes necessary to run-in an overhauled engine in the aircraft a wood test club should be used for ground operation. The cowling should not be installed, and the aircraft should be headed into the wind to provide the best possible cooling. A cylinder head temperature gauge must be installed, and a constant check must be made of cylinder head and oil temperatures. The maximum cylinder head temperature for the engine as specified in Table VI must never be exceeded and the engine shut down frequently enough during the test to assure this. After an hour of running has been accumulated, the flight propeller and cowling should be installed and the test completed in flight without "mushing".

17-9. INSPECTION

After completion of the test run, inspect the following features:

- a. Remove oil screen, and inspect for metal particles.
- b. Remove oil gauge, and check oil quantity and quality.
- c. Remove all spark plugs, and measure electrode gaps. Readjust if necessary, and clean any fouled plugs before reinstalling.
- d. Using a flashlight for illumination, inspect all cylinder bores for scoring while the propeller is turning slowly.
- e. Replace spark plugs, and test for uniform cylinder compression by turning the propeller, or use a cylinder pressure gauge before installing the upper set of spark plugs. Actual pressure values will depend on several variables, but they should be uniform among cylinders.

ANEXO D TIGHTENING TORQUES

TIGHTENING TORQUES					
Ref. No.	Chart No.	Description	Thread Size	Torque	
				In. Lbs.	Ft. Lbs.
T-1	1	Spark Plugs	18mm	300 - 360	25.0 - 30.0
T-2	2	Plug, Oil Sump Drain	5/8-18	Oil Tight	
T-3	1	Nuts and Cap Screws (General)	1/4-28	90 - 110	7.5 - 9.2
T-4	1	Nut, Cylinder Base	7/16-20	490 - 510	40.8 - 42.5
T-5	1	Nut, Cylinder Base	3/8-24	410 - 430	34.2 - 35.8
T-6	1	Nut, Crankcase Through Stud (C75, C85, C90)	7/16-20	400 - 450	33.3 - 37.5
T-6	1	Nut, Crankcase Through Stud (O-200)	7/16-20	490 - 510	40.8 - 42.5
T-7	1	Nut, Crankcase Through Stud	3/8-24	275 - 325	22.9 - 27.1
T-8	4	Nut, Generator Drive Shaft	5/16-24	175 - 200	14.6 - 16.7
T-9	2	Screw, Gear To Crankshaft	1/4-28	140 - 160	11.7 - 13.3
T-10	2	Screw, Gear to Camshaft	1/4-28	140 - 160	11.7 - 13.3
T-11	1	Nut, Connecting Rod Bolt	3/8-24	400 - 475	33.3 - 39.6
		Bolt, Propeller Hub	3/8-24	200 - 220	16.7 - 18.3
		Nut, Engine Mount Bolt (-8, -12 and -16 Models)	3/8-24	60 - 80	5.0 - 6.7
		Nut, Engine Mount Bolt (-14 and O-200 Models)	3/8-24	180 - 190	15.0 - 15.8

TABLE XXIV GENERAL USE - TIGHTENING TORQUES				
Size	BOLTS, NUTS & SCREWS		DRIVING STUDS	
	In. Lbs.	Ft. Lbs.	In. Lbs.	Ft. Lbs.
8-32	22.0 - 30.0	1.9 - 2.5		
10-32	36.0 - 50.0	3.0 - 4.2		
1/4-20	75.0 - 85.0	6.3 - 7.1	50.0 - 70.0	4.2 - 5.8
1/4-28	90.0 - 110.0	7.5 - 9.2		
5/16-18	155.0 - 175.0	13.0 - 14.6	100 - 150	8.3 - 12.5
5/16-24	180.0 - 220.0	15.0 - 18.3		
3/8-16	220.0 - 260.0	18.3 - 21.7	200 - 274	16.6 - 22.8
3/8-24	275.0 - 325.0	22.9 - 27.1		
7/16-14			300 - 424	25.0 - 35.4
7/16-20	400.0 - 450.0	33.3 - 37.5		
1/2-20	550.0 - 600.0	45.8 - 50.0		

ANEXO E PRE FLIGHT Y LISTA DE CHEQUEO DE LA AERONAVE



LISTA DE CHEQUEO DEL PILOTO

Cessna: Modelo 150D




Revisión: Enero 2014

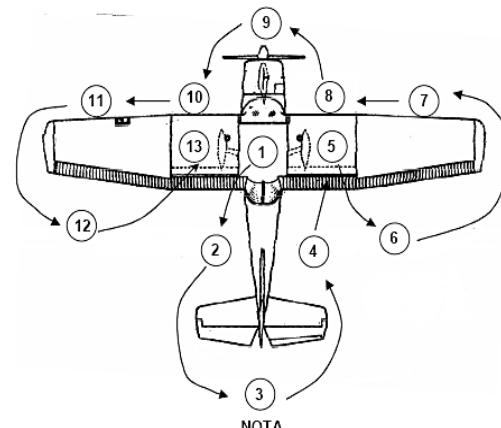
Cessna **LISTA DE CHEQUEO DEL PILOTO**
Modelo 150D

CONTENIDO	PÁGINA
INSPECCIÓN DE PRE-VUELO.....	1
INSPECCIÓN INTERIOR.....	2
INSPECCIÓN EXTERIOR.....	2
PROCEDIMIENTOS NORMALES.....	5
ANTES DE ENCENDER EL MOTOR.....	5
ENCENDIDO DEL MOTOR.....	5
ANTES DE TAXEAR.....	6
ANTES DEL DESPEGUE.....	6
CHEQUEO DEL MOTOR.....	7
DESPEGUE NORMAL.....	8
ASCENSO NORMAL.....	8
NIVELADO.....	8
DESCENSOS.....	9
CON POTENCIA.....	9
SIN POTENCIA.....	9
PATRÓN DE TRÁFICO.....	9
TRAMO A FAVOR DEL VIENTO.....	9
TRAMO BASE.....	10
TRAMO FINAL.....	10
ATERRIZAJE.....	10
DESPUÉS DE ATERRIZAR.....	10
APAGADO DEL MOTOR.....	11
ASEGURADO DEL AVIÓN.....	11

CONTENIDO	PÁGINA
PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIAS.....	12
FALLA DE MOTOR:	
DURANTE LA CARRERA DE DESPEGUE.....	12
DESPUÉS DEL DESPEGUE CON PISTA DISPONIBLE	12
DESPUÉS DEL DESPEGUE SIN PISTA DISPONIBLE	13
DURANTE EL VUELO.....	13
ATERRIZAJE FORZOSO EN ÁREA NO PREPARADA..	14
AMARAJE FORZOSO.....	14
FUEGO:	
DURANTE EL ENCENDIDO EN TIERRA.....	15
MISCELÁNEAS.....	16

INSPECCION DE PRE-VUELO

ANTES DE ABORDAR EL AVIÓN



NOTA

Chequee visualmente las condiciones generales de la aeronave durante la inspección exterior en tierra (Walk-around). En clima frío, remueva acumulaciones de escarcha, hielo o nieve de los planos, empenaje y superficies de control, asegúrese de que no exista acumulaciones de hielo o escarcha en las áreas internas de las superficies de control. Antes de volar, chequee que el calentador del tubo pitot (si está instalado) caliente dentro de (30) segundos con la batería y switch del calentador del tubo pitot en "ON" y luego "OFF". Si un vuelo nocturno es planificado, chequee la operación de todas las luces.

INSPECCIÓN DE PRE-VUELO

PROCEDIMIENTOS DE PRE-VUELO

INSPECCIÓN INTERIOR

- 1 a) Manual de vuelo disponible en la aeronave.
- b) Revisar libreta de vuelo.
- c) Peso y balance de la aeronave – Chequeado.
- d) Retirar traba de los controles de vuelo.
- e) Interruptor de Batería "ON", verificar cantidad de combustible, luz del alternador encendida, corneta de pérdida, master de aviónica "ON" y chequee operatividad del ventilador de los radios luego "OFF", luego llevar el interruptor de Batería a "OFF".
- f) Verifique interruptor de encendido en "OFF".
- g) Verifique válvula selectora de combustible en "ON".
- h) Colocar 10° de Flaps.

INSPECCIÓN EXTERIOR

- 2 a) Verifique condición general del fuselaje lado izquierdo.
- b) Verifique condición de la antena de la radiobaliza (ELT).
- 3 c) Chequee estabilizador horizontal izquierdo fijo y condiciones generales.
- d) Chequee libre movimiento del elevador izquierdo, condiciones y cable de salida de estática.
- e) Chequee estabilizador vertical lado izquierdo fijo, condiciones generales, antenas de VOR, libre movimiento del timón direccional, cables de salida de estática, luz de posición, guayas del timón direccional y soporte protector de impacto del cono de cola.
- f) Chequee libre movimiento del elevador derecho, aleta del compensador del elevador, cables de salida de estática y condiciones generales.
- g) Chequee estabilizador horizontal derecho fijo y condiciones generales.
- h) Chequee estabilizador vertical lado derecho fijo y condiciones generales.

INSPECCIÓN DE PRE-VUELO

- 4 a) Verifique condición general del fuselaje lado derecho.
- b) Verifique que las tapas de combustible del plano derecho y del plano izquierdo estén instaladas.
- c) Verifique antenas VHF y GPS por condiciones.
- 5 a) Drenar combustible del tanque derecho y verifique por residuo de agua o partículas.
- b) Condiciones de la ventana y puerta del lado derecho.
- c) Chequee tren principal derecho, línea hidráulica, cáliper, condición de las pastillas de freno, condiciones del disco de freno, tornillos, tuerca y pasador del rin y condiciones del caucho.
- d) Verifique antenas del transponder y de las luces de marcadores o radio balizas por condiciones.
- e) Drene combustible parte inferior del fuselaje (Válvula selectora)
- 6 a) Flaps condiciones generales.
- b) Alerón derecho libre movimiento y condiciones generales.
- c) Punta de plano y luz de navegación condición general.
- 7 a) Borde de ataque, entrada de aire a la cabina, riostra y plano derecho por condiciones generales.
- 8 a) Verifique condiciones del parabrisa lado derecho.
- b) Abrir tapa de acceso al motor y chequee nivel de aceite del motor (NO OPERE CON MENOS DE 4 CUARTOS).
- c) Verifique condición general de las conexiones de cables y equipos y cierre la tapa de acceso al motor.
- d) Verifique condiciones de la capota del motor.
- 9 a) Chequee condición de la hélice y cono.
- b) Entrada de aire al motor libre de obstrucción y de objetos extraños.
- c) Chequee filtro de aire del carburador limpio.
- d) Drene el filtro de combustible.
- e) Chequee condiciones del amortiguador de la rueda de nariz, tijera, shimmy damper, rin y caucho.

INSPECCIÓN DE PRE-VUELO

- 10 a) Verifique que la abertura para la medición de la presión estática no este obstruida.
- b) Condiciones generales de la capota del motor y parabrisa del lado izquierdo.
- 11 a) Chequee condiciones del borde de ataque del plano izquierdo, riostra y entrada de aire a la cabina.
- b) Quite la cubierta del tubo pitot y verifique que el mismo no este obstruido.
- c) Verifique que el tubo respiradero del tanque de combustible no esté tapado.
- d) Chequee condiciones de las luces de taxeo y aterrizaje.
- e) Chequee punta del plano izquierdo y luz de navegación.
- 12 a) Alerón izquierdo libre movimiento y condición.
- b) Flaps izquierdo condiciones generales.
- 13 a) Drene combustible del tanque izquierdo y verifique por residuo de agua o partículas.
- b) Condiciones generales de la puerta izquierda y ventana.
- c) Chequee tren principal izquierdo, línea hidráulica, cáliper, condiciones de las pastillas de freno, condiciones del disco de freno, tornillos, tuerca y pasador del rin y condiciones del caucho, retire las calas y guárdelas dentro de la aeronave.

PROCEDIMIENTOS NORMALES

ANTES DE ENCENDER EL MOTOR:

1. Puertas.....	CERRADAS Y ASEGURADAS.
2. Asientos y cinturones.....	AJUSTADOS Y ASEGURADOS.
3. Frenos de estacionamiento..	COLOCADOS.
4. Palanca de Flaps.....	RETRAÍDA A 0°.
5. Válvula de combustible.....	"ON".
6. Switch de encendido.....	"OFF".
7. Batería.....	"OFF".
8. Alternador.....	"OFF".
9. Luz de aterrizaje y taxeo.....	"OFF".
10. Calentador del Carburador...	Adentro.
11. Acelerador.....	Cerrado.
12. Mezcla.....	Cortada.
13. Primer.....	Adentro y asegurado.
14. Master de aviónica.....	"OFF".
15. Radios.....	"OFF".
16. Rompe Circuitos.....	Adentro.
17. Emergencias durante el encendido	Reparar.

ENCENDIDO DEL MOTOR:

1. Mezcla.....	Rica.
2. Primer.....	De 1 a 3 inyecciones para el 1er vuelo del día.
3. Acelerador.....	Bombear 3 veces y abierto ¼".
4. Batería.....	"ON" Chequee luz de alternador encendida. Activar Windows
5. Área de la hélice.....	Verificar que no haya personas al frente y gritar LIBRE de figuración

Cessna Modelo 150D	LISTA DE CHEQUEO DEL PILOTO	6	Cessna Modelo 150D	LISTA DE CHEQUEO DEL PILOTO	7
PROCEDIMIENTOS NORMALES			PROCEDIMIENTOS NORMALES		
6. Switch de encendido.....	"START" después del encendido suéltela a la posición "BOTH".		8. Compensador de elevador..	En posición "TAKE OFF".	
7. Acelerador.....	AJUSTE A 1.000 rpm y verifique la presión de aceite en arco verde en máximo 30 seg.		9. Flaps.....	Chequear 10°, 20°, 30° y full extendido, luego retraerlos a 0°.	
8. Alternador.....	"ON" verifique que la luz de alternador se apague.		10. Instrumentos y radios.....	Chequear indicaciones y colocar frecuencias.	
9. Master de aviónica.....	"ON".		11. <u>Chequeo del motor:</u>		
10. Radios y GPS.....	"ON".		a. Acelerador.....	1.700 rpm y verifique instrumentos del motor en arco verde.	
11. Transponder.....	"STBY".				

PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIAS	
FUEGO	
<u>DURANTE EL ENCENDIDO EN TIERRA:</u>	
1. Arranque.....	Continúe para permitir el encendido el cual va a succionar las llamas y combustible acumulado en el carburador.
Si el motor enciende:	
2. Acelerador.....	1.700 rpm por 30 seg.
3. Motor.....	Apáguelo e inspeccione por daños.
Si el motor no enciende:	
4. Acelerador.....	Full potencia.
5. Mezcla.....	Cortada.
6. Arranque.....	Continúe en start (no más de 10 seg).
7. Asegure el avión....	Mezcla..... Cortada.
	Válvula de combustible "OFF".
	Switch de encendido..... "OFF".
	Batería..... "OFF".
	Alternador..... "OFF".
8. Extintor de Fuego...	Utilice.

ANEXO F SB 97 – 6B

TELEDYNE CONTINENTAL[®] AIRCRAFT ENGINE

SERVICE BULLETIN

Compliance Will Enhance Safety, Maintenance or Economy of Operation

CATEGORY 3

SB97-6B

FAA APPROVED
Supersedes M87-11 REV. 2,
SB97-6, 6A

SUBJECT: MANDATORY REPLACEMENT PARTS

PURPOSE: TO IDENTIFY ITEMS TO BE REPLACED DURING MAINTENANCE,
PREVENTATIVE MAINTENANCE AND OVERHAUL

COMPLIANCE: DURING MAINTENANCE, PREVENTATIVE MAINTENANCE AND
OVERHAUL

MODELS AFFECTED: ALL MODELS

During any maintenance or preventive maintenance of engine or components, replace all removed gaskets, seals, packings, hoses, "O" rings, cotter pins, retaining rings (snap rings), safety wire, self locking fasteners (including exhaust and connecting rod nuts) and lock washers with new parts.

Engine mounted accessories must be maintained in accordance with the manufacturer's instructions. All accessories must be overhauled at engine overhaul, or more frequently, in accordance with the manufacturer's instructions.

Items such as spark plugs, alternator drive belts and air-conditioning drive belts must be replaced on condition.

Do not re-use any fasteners that are worn, damaged or deformed. Do not replate any cadmium plated fasteners or washers. If the cadmium plating has been removed discard the item and replace it with a new part.


At engine overhaul the starter, starter adapter, alternator, magnetos, and engine fuel system must be replaced with New, Factory Rebuilt or FAA approved overhauled units. On turbocharged engines, the turbocharger, wastegate, all controllers, bypass valve and exhaust system must be replaced with New, Factory Rebuilt or FAA approved overhauled units. All engine baffles must be repaired or replaced and all flexible baffle seal replaced.

NOTE....Service bulletins published or revised subsequent to the issuance of this service bulletin may mandate the replacement of components and parts not included in this service bulletin. As such,

at engine overhaul the technician must review all service bulletins to insure compliance with the manufacturer's requirements for continued airworthiness.

In addition to the previously listed items, at engine overhaul the following parts must be discarded and replaced with **new parts**.

1. Bearings: connecting rod, crankshaft main and thrust, needle, ball, and roller
2. Bushings: rocker arm, connecting rod, counter weight and crankshaft counterweight blade
3. Counterweight pins, retaining plates and snap rings
4. All connecting rod bolts and nuts
5. Connecting rod forging number 626119, TCM P/N's 646320 and 646321 with beam width less than .625 inches. Reference TCM CSB96-13.
6. Camshaft gear bolts
7. Crankshaft gear bolts
8. Crankshaft alternator face gear bolts and lock plates
9. Woodruff keys
10. Magneto and Alternator rubber drive bushings
11. Exhaust valves
12. Exhaust valve rotocoils
13. Replace all intake valve rotocoils with new rotocoils or solid spring retainers as listed in number 14. following.

ISSUED			REVISED			 Teledyne Continental Motors, Inc. <small>A Teledyne Technologies Company</small> P.O. Box 90 Mobile Alabama • 251-438-3411	PAGE NO	REVISION
MO	DAY	YEAR	MO	DAY	YEAR		1 of 2	B
04	07	1997	11	18	2009	SB97-6		

© 2009 TELEDYNE CONTINENTAL MOTORS, INC


14. Replace intake valve rotocoils with solid valve spring retainers on all E-series, O-470, IO-470, IO-520 / 550, TSIO-520 / 550 TSIOL-550 and GTSIO-520 engines.
15. Intake and exhaust valve keepers
16. Inner and outer valve springs
17. Piston pins
18. Piston rings
19. Pistons
20. Rocker shafts
21. Rocker shaft thrust washers
22. Crankcase through bolts
23. Cylinder deck stud nuts and through bolt nuts
24. Exhaust clamps (Turbocharged engines)
25. Cold Start primer diverter valves
26. Fuel pump drive coupling P/N 631263 must be replaced with 653359 , or subsequent part number drive coupling in accordance with TCM Mandatory Service Bulletin MSB 95-6 or latest revision
27. Crankshaft gear 536421 or 653631 must be replaced with 657175 or subsequent part number crankshaft gear in all SANDCAST applications; O470, IO470,TSIO470, IO520,LIO520, L/TSIO520, IO550and IOF550 engines.
28. Camshaft gear part numbers; 537432, 631845, 655430, 655516 and 656031 must be replaced at overhaul with 656818 or subsequent part number
29. Turbocharger oil supply and return check valves
30. Replace 360 series engine oil suction screens part numbers 649470, 649471, 652669, 652670 with current part number. Reference TCM Service Bulletin SB96-4.
31. Replace C-125, C-145 and O-300 series engine oil suction screen part number 633272 with current part number. Reference TCM Service Bulletin SB96-4.
32. O-300, IO-360, TSIO-360 and LTSIO-360 oil pump gears in accordance with TCM Service Bulletin SB 96-4 and CSB 96-5 or latest revision
33. Ignition system harness

All GTSIO520 starter adapter assemblies must be replaced at overhaul and/or on condition as instructed in MSB94-4 or latest revision and AD 2005-20-04. Replace with New or Factory Rebuilt starter adapter assemblies EQ6642 or current part number. It is recommended that a New or Factory Rebuilt replacement EQ6642 kit be installed during any SB96-11B (or current revision), Prop Strike/Sudden/Stoppage inspection. Replace all 631810 counterweights with 652833 at overhaul. 631810 are to be not to be reused, regardless of condition. (See current revision of SB00-3)

GTSIO-520; All EQ 6642 starter adapter assemblies both New and Factory rebuilt include New Torsional Damper, starter adapter shaftgear and crankshaft gear.

During overhaul, all hydraulic lifters (tappets) must be replaced with New or Factory Rebuilt lifters (tappets).

AFFECTED PUBLICATIONS: Make the appropriate annotations to applicable manuals to call attention to this service bulletin.

ISSUED			REVISED			 Teledyne Continental Motors, Inc. <small>A Teledyne Technologies Company</small> P.O. Box 90 Mobile Alabama • 251-438-3411	PAGE NO	REVISION
MO	DAY	YEAR	MO	DAY	YEAR		2 of 2	B
04	07	1997	11	18	2009	SB97-6		

© 2009 TELEDYNE CONTINENTAL MOTORS, INC

ANEXO C TABLA LÍMITES DE OPERACIÓN PARA LA OPERACIÓN DEL MOTOR

TABLE XXI TEST OPERATING LIMITS

Feature	Value			
	C75	C85	C90	O-200
Full throttle speed (RPM)	2275-2325	2575-2625	2475-2525	2750-2800
Fuel Consumption (at full throttle)	38.5-41.5 lbs/hr	42.5-45.5 lbs/hr	**46-49 lbs/hr	51.55 lbs/hr
Oil Viscosity Above 40° F. Below 40° F.	S.A.E. 40 20 or 10 W 30	S.A.E. 40 20 or 10 W 30	S.A.E. 40 20 or 10 W 30	S.A.E. 40 20 or 10 W 30
Oil consumption (maximum)	0.75 lbs/hr	0.75 lbs/hr	0.75 lbs/hr	0.80 lbs/hr
Fuel Rating (octane)	80/87	80/87	80/87	80/87
Idling Speed (RPM)	475-525	475-525	475-525	475-525
Manifold Vacuum at Full Throttle	0.5-1.3 in. Hg.	0.5-1.4 in. Hg.	0.901.4 in. Hg.	0.5-2 in. Hg.
Manifold Vacuum at Idling Speed	17 in. Hg.	17 in. Hg.	#17.5 in. Hg.	17.0-18.5 in. Hg.
Magneto Drop at Full Throttle (RPM)	75	75	†100	†100
*Crankcase pressure (maximum)	1.0 in. H ₂ O	1.0 in. H ₂ O	1.0 in. H ₂ O	1.0 in. H ₂ O
Cylinder Head Temp. (maximum)	525° F.	540° F.	525° F.	525° F.
Oil Temperature (desired)	150° F. - 200° F.	150° F. - 200° F.	150° F. - 200° F.	150° F. - 200° F.
Oil Temperature (maximum)	225° F.	225° F.	225° F.	225° F.
Oil Pressure (at full throttle)	30-45 psi	35-45 psi	30-60 psi	30-60 psi
Oil Pressure (at idle speed)	10	10	10	10

* A sudden increase in crankcase pressure and rapid fluctuation of manometer usually indicated sticking of rings. Before removing cylinders, check crankcase breather and manometer.

** 47-50 lbs/hr at 2625-2675 RPM; 42-46 lbs/hr at 2475-2525 RPM with No. 391090-1 or with Marvel 10-4457 carburetors installed.

Minimum with camshaft No. 531075 installed.

† At 1800 RPM. (Let temperature settle out before taking magneto drop.)

TABLE XXII TEST SCHEDULE

Period	Time (Minutes)	RPM			
		C75	C85	C90	O-200
1	15	Warm up 900-2000	Warm up 900-2000	Warm up 1200-2200	Warm up 1200-2400
2	10	2000	2300	2200	2400
3	5	500±25 Idle Cooling Period	500±25 Idle Cooling Period	500±25 Idle Cooling Period	500±25 Idle Cooling Period

Stop engine, drain oil, weigh oil in for oil consumption determination.

START OIL CONSUMPTION DETERMINATION

1	5	Warm up to 2000	Warm up to 2300	Warm up to 2200	Warm up to 2400
2	10	2000	2300	2200	2400
3	10	2100	2400	2300	2500
4	5	2200	2500	2400	2600
5	5	2275-2325	2575-2625	2475-2525	2750-2800
		Full Throttle Check Magnetos	Full Throttle Check Magnetos	1800 Check Magnetos	1800 Check Magnetos
6	5	500±25 Idle Cooling Period	500±25 Idle Cooling Period	500±25 Idle Cooling Period	500±25 Idle Cooling Period

Stop engine, drain oil, weigh and record engine oil consumption.

Magneto drop to be taken after completion of oil consumption run.

Oil consumption at rate of .35 lbs/½hr. maximum acceptable for C75 and C85.
Oil consumption .37 lbs/½ hr. maximum acceptable for the C90, and .39 lbs/½ hr. maximum acceptable for the O-200.

HOJA DE VIDA

DATOS PERSONALES

- **NOMBRE:** Jorge Isaac Villagómez Solano
- **NACIONALIDAD:** Ecuatoriana
- **FECHA DE NACIMIENTO:** 12 de Julio de 1996
- **CÉDULA DE CIUDADANÍA:** 020158596 - 5
- **TELÉFONOS:** 0984636380
- **CORREO ELECTRÓNICO:** jorgvillagomez@hotmail.com
- **DIRECCIÓN:** Río Paute S/N y Río Curaray – San Miguel de Tapi

ESTUDIOS REALIZADOS

- **PRIMARIA:** Escuela La Salle - Riobamba
- **SECUNDARIA:** Colegio Andes College - Riobamba
- **SUPERIOR:** Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE

TÍTULOS OBTENIDOS

- Bachillerato General en Ciencias
- Tecnología en Mecánica Aeronáutica - Mención Motores

EXPERIENCIA LABORAL O PRÁCTICAS PRE-PROFESIONALES

- **EMPRESA:** Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE (80 H)
- **EMPRESA:** Fumipalma S.A. (160 H)
- **EMPRESA:** Fumipalma S.A. (200 H)
- **EMPRESA:** Aircraft J and S associated, (200 H)

**HOJA DE LEGALIZACIÓN DE FIRMAS
DEL CONTENIDO DE LA PRESENTE INVESTIGACIÓN SE
RESPONZABILIZA EL AUTOR**

JORGE ISAAC VILLAGOMEZ SOLANO

ING. RODRIGO BAUTISTA
DIRECTOR DE LA CARRERA
DE MECANICA AERONAUTICA

CESIÓN DE DERECHOS DE PROPIEDAD INTELECTUAL

Yo, **JORGE ISAAC VILLAGÓMEZ SOLANO**, Egresado de la carrera de Mecánica Aeronáutica Mención Motores, en el año de 2018, con Cédula de Ciudadanía No. 0201585965, autor del trabajo de Graduación **“CUMPLIMIENTO DEL SB 97 – 6B AL MOTOR CONTINENTAL O – 200 A DE LA AERONAVE CESSNA 150M PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS-ESPE”**, cedo mis derechos de propiedad intelectual a favor de la Unidad De Gestión De Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas.

Para constancia firmo la presente cesión de propiedad intelectual.

JORGE ISAAC VILLAGÓMEZ SOLANO

Latacunga, 03 de Julio de 2018