



Remoción e instalación del motor GE H80-100, de acuerdo al Manual de Mantenimiento, aplicable a la aeronave Thrush turbo S2R-H80 perteneciente a la compañía Avimaq Cia. Ltda

Bravo Jiménez, Anthony Javier

Departamento de Energía y Mecánica

Carrera de Mecánica Aeronáutica Mención Aviones

Monografía previa la obtención del título de Tecnólogo en Mecánica Aeronáutica mención Aviones

Tlgo. Granda Gualpa, Edison Mauricio

30 de octubre del 2020

CERTIFICACIÓN



DEPARTAMENTO DE ENERGÍA Y MECÁNICA
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, *REMOCIÓN E INSTALACIÓN DEL MOTOR GE H80-100, DE ACUERDO AL MANUAL DE MANTENIMIENTO, APLICABLE A LA AERONAVE THRUSH TURBO S2R-H80 PERTENECIENTE A LA COMPAÑÍA AVIMAQ CIA. LTDA.* fue realizado por el señor **ANTHONY JAVIER BRAVO JIMÉNEZ** el cual ha sido revisado y analizado en su totalidad por la herramienta de verificación de similitud de contenido; por lo tanto, cumple con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que lo sustente públicamente.

Latacunga, 27 de octubre del 2020

Firma:

Ing. Granda Gualpa Edison Mauricio

C.C.: 0502736648



Urkund Analysis Result

Analysed Document: ANTHONY JAVIER BRAVO JIMÉNEZ.pdf (D78751110)
Submitted: 9/8/2020 5:09:00 AM
Submitted By: depantoja1@espe.edu.ec
Significance: 7 %

Sources included in the report:

Edison de la Cruz. Pdf.pdf (D77983837)
https://es.qwe.wiki/wiki/Ayres_Thrush

Instances where selected sources appear:

11

A handwritten signature in blue ink, consisting of several overlapping loops and strokes, positioned above a horizontal dotted line.

Ing. Granda Gualpa Edison Mauricio

C.C.: 0502736648



**DEPARTAMENTO DE ENERGÍA Y MECÁNICA
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES**

RESPONSABILIDAD DE AUTORÍA

Yo **ANTHONY JAVIER BRAVO JIMÉNEZ**, con cédula/cedulas de ciudadanía 0706438157, declaro que el contenido, ideas y criterios del trabajo de titulación: **REMOCIÓN E INSTALACIÓN DEL MOTOR GE H80-100, DE ACUERDO AL MANUAL DE MANTENIMIENTO, APLICABLE A LA AERONAVE THRUSH TURBO S2R-H80 PERTENECIENTE A LA COMPAÑÍA AVIMAQ CIA. LTDA.** es de mi autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos, y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Latacunga, julio del 2020

Firma

Anthony Javier Bravo Jiménez

C.C.: 0706438157



**DEPARTAMENTO DE ENERGÍA Y MECÁNICA
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES**

AUTORIZACIÓN DE PUBLICACIÓN

Yo **ANTHONY JAVIER BRAVO JIMÉNEZ** con cédula de ciudadanía 0706438157, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar el trabajo de titulación: **REMOCIÓN E INSTALACIÓN DEL MOTOR GE H80-100, DE ACUERDO AL MANUAL DE MANTENIMIENTO, APLICABLE A LA AERONAVE THRUSH TURBO S2R-H80 PERTENECIENTE A LA COMPAÑÍA AVIMAQ CIA. LTDA.** en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi responsabilidad.

Latacunga, julio del 2020

Firma

Anthony Javier Bravo Jiménez

C.C.: 0706438157

DEDICATORIA

El presente trabajo de grado va dedicado a Dios, quien como guía estuvo presente en el caminar de mi vida, bendiciéndome y dándome fuerzas para continuar con mis metas trazadas sin desfallecer. A mis padres Carmen del Rocio Jimenez y Jose Ramon Bravo que con apoyo incondicional, amor y confianza permitieron que logre culminar mi carrera profesional.

Si bien ha requerido de esfuerzo y mucha dedicación, no hubiese sido posible su finalización sin la cooperación desinteresada de todas y cada una de las personas que me acompañaron en el recorrido laborioso de este trabajo y muchas de las cuales han sido un soporte muy fuerte en momentos de angustia y desesperación, primero y antes que todo, dar gracias a Dios, por estar conmigo en cada paso que doy, por fortalecer mi corazón e iluminar mi mente y por haber puesto en mi camino a aquellas personas que han sido mi soporte y compañía durante todo el periodo de estudio Jhonatan y Nathaly Bravo.

ANTHONY JAVIER BRAVO JIMÉNEZ

AGRADECIMIENTO

Dios, tu amor y tu bondad no tienen fin, me permites sonreír ante todos mis logros que son resultado de tu ayuda, y cuando caigo y me pones a prueba, aprendo de mis errores y me doy cuenta de los pones en frente mío para que mejore como ser humano, y crezca de diversas maneras.

Este trabajo de tesis ha sido una gran bendición en todo sentido y les agradezco Carmen del Rocio Jiménez y José Ramon Bravo , y no cesan mis ganas de decir que es gracias a ustedes que esta meta está cumplida.

Gracias por estar presentes no solo en esta etapa tan importante de mi vida, sino en todo momento ofreciéndome lo mejor y buscando lo mejor para mi persona.

Cada momento vivido durante todos estos años, son simplemente únicos, cada oportunidad de corregir un error, la oportunidad de que cada mañana puedo empezar de nuevo, sin importar la cantidad de errores y faltas cometidas durante el día anterior.

ANTHONY JAVIER BRAVO JIMÉNEZ

ÍNDICE CONTENIDO

CARÀTURA.....	1
CERTIFICACIÓN	2
RESPONSABILIDAD DE AUTORÍA.....	4
AUTORIZACIÓN DE PUBLICACIÓN.....	5
DEDICATORIA	6
AGRADECIMIENTO	7
ÍNDICE DE TABLAS.....	10
ÍNDICE DE FIGURAS	11
RESUMEN	13
ABSTRACT.....	14
CAPÍTULO I	
1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN.....	15
1.1 Antecedentes.....	15
1.2 Planteamiento del problema.....	15
1.3 Justificación e Importancia.....	16
1.4.1 General.....	17
1.4.2 Específicos.....	17
1.5 Alcance.....	17
CAPÍTULO II	
2. MARCO TEÓRICO	
2.1 Reseña aeronave TRUSH.....	18
2.1.1 Diseño aeronave Aerostrush.....	19
2.1.2 Desarrollo aeronave Trush.....	20
2.2 Descripción general aeronave Trush S2R-H80.....	20
2.2.1 Dimensiones principales	21
2.3 Descripción estructural aeronave Trush	22
2.3.1 Fuselaje	22
2.3.2 Alas.....	23
2.3.3 Empenaje.....	24
2.3.4 Cabina	25
2.3.5 Parabrisas.....	26
2.4 Sistemas de la aeronave	26
2.4.1 Sistema hidráulico.....	26
2.4.2 Planta de poder y hélice.....	26

2.4.3 Sistema de combustible	28
2.4.4 Trenes, ruedas y frenos	30
2.4.5 Controles de vuelo	32
2.4.6 Instrumentos de la aeronave	33
2.4.7 Sistema eléctrico.....	34
2.5 Motor GE H80.....	34
2.5.1 Generalidad motor GE H80.....	34
2.5.2 Desarrollo motor GE H80	35
2.5.3 Especificaciones técnicas motor GE H80.....	36
2.6 Operación y Descripción del motor	37
2.7 Descripción de la hélice	41
2.8 Controles De Potencia Y Hélice Del Motor.....	43
2.9 Selección De Velocidad De La Hélice y Control de Feathering	43
CAPÍTULO III	
3. DESARROLLO DEL TEMA	
3.1 Introducción del manual de mantenimiento	44
3.1.1 Instrucciones De Montaje.....	44
3.1.2 VÍNCULOS DE CONTROL DE AERONAVE	44
3.2 Flujo grama de desmontaje.....	46
3.3 Desmontaje de acuerdo al manual.....	47
3.4 Instalación del motor	53
3.5 Flujograma de instalación	60
3.5 Preparación para pruebas de funcionamiento	61
3.6 Pruebas de funcionamiento.....	62
3.7 Presupuesto del proyecto.....	66
3.7.1 Precio y componentes del proyecto	66
CAPÍTULO IV	
4. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	
4.1 CONCLUSIONES	68
4.2 RECOMENDACIONES	68
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS	69
ANEXOS.....	69

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. <i>Dimensiones principales aeronave Trush</i>	21
Tabla 2. <i>Especificaciones Técnicas Ge H80</i>	37
Tabla 3. <i>Datos de costos primarios del proyecto</i>	67
Tabla 4. <i>Datos de costos secundarios del proyecto</i>	67
Tabla 5. <i>Tabla de valor total</i>	67

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. <i>AERONAVE AYRES S-2R TRUSH</i>	18
Figura 2. <i>AERONAVE LA CANDIDIASIS COMANDANTE</i>	19
Figura 3. <i>FUSELAJE AERONAVE TRUSH</i>	23
Figura 4. <i>CONFIGURACIÓN ALAR AERONAVE TRUSH</i>	24
Figura 5. <i>CONFIGURACIÓN EMPENAJE AERONAVE TRUSH</i>	25
Figura 6. <i>SISTEMA DE COMBUSTIBLE</i>	29
Figura 7. <i>CONJUNTO DE RUEDA Y TREN DE ATERRIZAJE</i>	31
Figura 8. <i>PEDESTAL MANDO DE CONTROL DE VUELO</i>	32
Figura 9. <i>PANEL DE INSTRUMENTOS AERONAVE TRUSH</i>	33
Figura 10. <i>MOTOR GENERAL ELECTRIC H80</i>	35
Figura 11. <i>MOTOR GENERAL ELECTRIC</i>	40
Figura 12. <i>HÉLICE</i>	41
Figura 13. <i>PANELES DE ACCESO</i>	48
Figura 14. <i>REMOCIÓN DE COMPONENTES</i>	49
Figura 15. <i>HELICE</i>	51
Figura 16. <i>COMPONENTES DE DESCONEXIÓN DEL MOTOR</i>	52
Figura 17. <i>CUNA DE TRASPORTE</i>	52
Figura 18. <i>DOCUMENTACIÓN DEL MOTOR</i>	53
Figura 19. <i>PREPARACIÓN DEL MOTOR</i>	54
Figura 20. <i>SOPORTE DEL MOTOR</i>	55
Figura 21. <i>PERNOS DE SOPORTE</i>	55
Figura 22. <i>CONEXIÓN DE CABLES Y MANGUERAS</i>	56
Figura 23. <i>CONEXIONES DE LOS ÍTEMS ANTERIORES</i>	57
Figura 24. <i>CONEXIONES DE LOS ÍTEMS ANTERIORES</i>	58
Figura 25. <i>ELIMINACIÓN DE ACEITE PRESERVANTE</i>	59

Figura 26. <i>PREVUELO</i>	61
Figura 27. <i>PANEL DE INSTRUMENTOS</i>	63
Figura 28. <i>PALANCA DE COMBUSTIBLE</i>	64
Figura 29. <i>CORRIDA DE MOTORES</i>	65
Figura 30. <i>EN MARCHA DEL MOTOR</i>	66

RESUMEN

La aeronave Thrush S2R-H80 es una aeronave hecha netamente para la fumigación y operación agrícola, gracias a su motor H80-100 que cuenta con 800 caballos de fuerza para liderar en relación peso-potencia. Por su parte, el motor GE H80-100 cuenta con tecnologías sofisticadas para alcanzar niveles más altos de rendimiento que otros modelos, cuenta con un TBO de 4000 Hrs, se puso en marcha en 2009, su FCU es una verdadera obra de arte y debe ser filtrado el combustible con un sistema de triple filtrado para evitar accidentes que ya han sucedido recientemente. El FCU debe ser reemplazado inmediatamente al momento de instalar un motor nuevo o de igual manera ser reemplazado las 3000 horas de servicio. El proceso para subir nuestro motor H80 es relativamente sencillo; primero se procede a elevar la turbina y montar en la estructura tubular frontal del aeronave, se sujeta con seis pernos especiales de alto torque, luego se procede a colocar el filtro de aire en la parte inferior, se instala el interruptor BETA, luego las pilas de escape, carbones del arranque generador, los recolectores de virutas que deben ser ubicados en los lados de la caja de reducción, luego se realiza el drenado del líquido preservante del FCU y se procede a calibrar el control del mezcla y potencia, de la misma manera el paso de la hélice y gobernador de sobre velocidad. Para finalizar con nuestra instalación debemos completar el aceite en la turbina y drenar el sistema de combustible, para ellos es necesario conectar al FCU las 4 mangueras de drenado en las entradas y salidas, poner en drive motor la aeronave y esperar que todo el aire sea liberado y sin desconectar las bombas principal y secundaria se quita las mangueras. Luego se procede a encender el motor y verificar parámetros en el MVP.

PALABRAS CLAVES

- **AERONAVE THRUSH**
- **MANUAL DE SERVICIO DEL AERONAVE THRUSH**
- **UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE FCU**
- **DRENADOS DE COMBUSTIBLE**
- **SECTOR AGRÍCOLA**

ABSTRACT

The Thrush S2R-H80 aircraft is an aircraft made purely for fumigation and agricultural operation, thanks to its H80-100 engine that has 800 horsepower to lead in weight-power ratio. For its part, the GE H80-100 engine has sophisticated technologies to achieve higher levels of performance than other models, it has a TBO of 4000 Hrs, it was launched in 2009, its FCU is a true work of art and must The fuel be filtered with a triple filtering system to avoid accidents that have already happened recently. The FCU must be replaced immediately when installing a new motor or likewise be replaced after 3000 hours of service. The process to upload our H80 engine is relatively simple; First, the turbine is raised and mounted on the front tubular structure of the aircraft, it is fastened with six special high-torque bolts, then the air filter is placed at the bottom, the BETA switch is installed, then the batteries exhaust, carbons from the generator starter, the chip collectors that must be located on the sides of the reduction box, then the FCU preservative liquid is drained and the mixture and power control are calibrated. way the propeller pitch and overspeed governor. To finish with our installation we must complete the oil in the turbine and drain the fuel system, for them it is necessary to connect the 4 drain hoses to the FCU at the inlets and outlets, put the aircraft in drive motor and wait for all the air to be released and without disconnecting the main and secondary pumps, the hoses are removed. Then proceed to start the engine and verify parameters in the MVP.

KEYWORDS

- **THRUSH AIRCRAFT**
- **SERVICE MANUAL OF THRUSH AIRCRAFT**
- **FUEL CONTROL UNIT FCU**
- **DRAIN OF FUEL**
- **AGRICULTURAL SECTOR**

CAPÍTULO I

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

1.1 Antecedentes

Con más de una década de trayectoria el ex-instituto Tecnológico Superior Aeronáutico, hoy Unidad de Gestión de Tecnologías UGT, ha conyugado a cumplir con efectividad y calidad los objetivos propuestos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, al posesionarse de sólida formación académica, autoridades, personal docente y administrativo de alto nivel han entregado a la sociedad los mejores profesionales adentrándose en el progreso permanente de la Institución, para que los estudiantes que elegimos la formación tecnológica como profesión nos sentimos orgullosos del nivel alcanzado.

La Unidad de Gestión de Tecnologías UGT, no ha descuidado el mínimo detalle pues cuenta con personal docente altamente capacitado en cada una de las asignaturas que se dicta en las diferentes especialidades, además cuenta con laboratorios, talleres, aviones escuela que permiten complementar la educación teórica con la práctica.

A partir de julio del 2014 la unidad de gestión de tecnologías (UGT) tiene el privilegio de ser la única escuela de técnicos de mantenimiento aeronáuticos en el país, certificado por la Dirección General de Aviación Civil bajo la parte 147 de la RDAC permiso destinado al perfeccionamiento de habilidades y destrezas de los estudiantes en este ámbito.

1.2 Planteamiento del problema

La Carrera de Mecánica Aeronáutica de la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE cuenta con laboratorios, talleres y aviones escuela para la instrucción a los estudiantes,

relacionados con los temas generales y específicos sobre aeronáutica, desarrollando las actitudes y aptitudes técnicas a los futuros profesionales de la aviación civil.

Por medio de la inserción laboral de la Carrera de Mecánica Aeronáutica se ejecutan proyectos técnicos en las empresas, una de ellas AVIMAQ empresa de fumigación dedicada a esta operación en la ciudad de pasaje de la provincia de EL ORO, en la pista activa Amable Calle Gutierrez, aportando en el desarrollo y engrandecimiento de la misma con la contribución de una herramienta que permita levantar objetos como es el motor GE H80-100 el cual cumplirá una remoción e instalación previo una reparación por límites de operación, motor que es montado en configuraciones de aeronaves AERO TRUSH con operaciones de fumigación.

1.3 Justificación e Importancia

La Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE es considerada como uno de los mejores centros de Educación Superior a nivel nacional e internacional, por esta razón entrega a la sociedad personal capacitado y formado en el ámbito aeronáutico con conocimientos bastos para realizar y ejecutar tareas de mantenimiento de altos niveles en varias empresas a nivel nacional. El presente trabajo contribuirá a mejorar el proceso de remoción e instalación del motor GE H80-100 en la aeronave AERO TRUSH de la compañía AVIMAQ, así como su izaje, implementado un tecele adecuado para levantar el motor y poder removerlo o instalarlo de acuerdo a las especificaciones requeridas con las características de la aeronave en tamaño y disposición.

1.4 Objetivos

1.4.1 General

Realizar la remoción e instalación del motor GE H80-100, de acuerdo al manual de mantenimiento, aplicable a la aeronave Thrush turbo S2R-H80 perteneciente a la compañía AVIMAQ CIA. LTDA.

1.4.2 Específicos

- Recopilar la información necesaria para la ejecución o procesos de remoción y posterior instalación del motor GE H80-100
- Analizar si se cuenta con las herramientas necesarias para cumplir la tarea de mantenimiento en la empresa AVIMAQ
- Realizar la remoción e instalación del motor GE H80-100 de acuerdo al manual de mantenimiento de la aeronave Thrush turbo S2R-H80.

1.5 Alcance

La finalidad del presente proyecto es contribuir de manera positiva con la implementación de un tecele el cual actualmente es de suma necesidad para la realización de trabajos con el motor, de igual manera incrementar los conocimientos del postulante a titulación a cargo del mismo. Con la habilitación del presente avión y motor se busca contribuir de la mejor manera para una mayor eficiencia al momento de realizar tareas de mantenimiento.

CAPÍTULO II

2. MARCO TEÓRICO

2.1 Reseña aeronave TRUSH

El Ayres Thrush , anteriormente la nieve S-2 , Aero Commander Ag comandante , y Rockwell Thrush comandante , es un americano avión agrícola producido por Ayres Corporación y más recientemente por Thrush Aircraft . Es uno de los tipos de aeronaves aplicación agrícola más exitosas y de larga vida en el mundo, con casi 2.000 vendido desde el primer ejemplo voló hace 62 años. Típico de aviones agrícolas, es un solo asiento monoplano de configuración tail dragger convencional . Originalmente impulsado por un motor de pistón radial , la mayoría de los ejemplos producidos desde la década de 1980 han sido turbohélice.

Figura 1

Aeronave ayres s-2r trush



Nota: El gráfico representa una aeronave Thrush de fabricante Ayres Corporation del diseñador Leland Nieve de 1956. Tomado de Wiki Steepto reseña aeronave Thrush. (AYRES, 2017)

2.1.1 Diseño aeronave Aerotrush

La candidiasis bucal, diseñado por Leland nieve , voló por primera vez en 1956 y en poco tiempo se está produciendo en serie como el S-2 por la compañía que fundó, nieve Aeronáutica . En 1965, la corporación y todos sus activos fueron adquiridos por el Aero Commander división de Rockwell , que lo puso en la producción junto con el CallAir A-9 que también había adquirido, la marca de los dos no relacionados (aunque similar) máquinas como "Ag comandantes" . Cuando Rockwell dejó caer la marca Aero Commander, el S-2 recibió el nombre de "La candidiasis comandante".

En 1977, Rockwell vendió los derechos de producción a la aeronave y las instalaciones de producción en Albany, Georgia , que fueron adquiridos por Ayres Corporation, una empresa que había sido construido en los motores de turbohélice readaptación a la candidiasis bucal comandantes.

Figura 2

Aeronave la candidiasis comandante



Nota: El gráfico representa a una configuración del S-2 la candidiasis comandante. Tomado de Wiki Steepto reseña aeronave Trush. (AYRES, 2017).

2.1.2 Desarrollo aeronave Thrush

Ayres desarrolló un antinarcóticos versión especial las fumigaciones del Turbo-Thrush para el Departamento de Estado de los Estados Unidos . Esta versión, conocida como la erradicación del sistema de suministro de Narcóticos (NEDS) contó con una cabina blindada y el motor de protección contra el fuego de tierra hostil. Nueve fueron vendidos al Departamento de Estado entre 1983 y 1985. Ayres también intentó comercializar una versión militarizada como el Ayres Vigilante , destinado al apoyo aéreo cercano papel, pero esto no logró atraer a los clientes. IOMAX EE.UU. de Carolina del Norte, que se había modificado previamente Air Tractor AT-802 aviones agrícolas como aviones de reconocimiento / ataque, ha desarrollado el avión de ataque arcángel el modelo de la S-2R-660. Los Emiratos Árabes Unidos ha ordenado 24 arcángeles, con entrega a partir de junio de 2015.

Dos 510Gs Thrush fueron modificados para realizar una contra-insurgencia papel por la empresa austriaca Airborne Technologies en la dirección de Erik Prince , el ex jefe de Blackwater , pero en ausencia de una licencia de exportación de la aeronave no se han utilizado operacionalmente.

2.2 Descripción general aeronave Thrush S2R-H80

La aeronave S2R-H80 Turbo Thrush está diseñado especialmente para vuelos agrícolas. Este avión es un monoplano con un ala en voladizo completo con una construcción completamente metálica. La estructura del borde de ataque de las alas se hace especialmente fuerte con remaches universales. El diseño y la construcción de los componentes de la estructura del avión garantizan la integridad estructural, la seguridad de vuelo y los requisitos mínimos de mantenimiento. Este Turbo Thrush, equipado con una tolva de 510 galones y un tren de aterrizaje trípode de servicio pesado, proporciona

muchas características efectivas basadas en pruebas y validaciones de sonido. La seguridad, la confiabilidad de la operación y la máxima protección contra choques del piloto son siempre la prioridad en el diseño de un avión Thrush. El fuselaje y la estructura de volcado, construida a lo largo de tubos de acero al cromo-molibdeno, es inmensamente fuerte en el área de la cabina. La cubierta del dosel de fibra de vidrio tiene un grosor adicional en las partes superiores y está bien adherida a la gran estructura antivuelco de acero. (AIRCRAFT, 2017)

La estructura de vuelco de alta resistencia es un diseño probado. El S2R-H80 Turbo Thrush está diseñado para los factores de carga de choque más altos de la industria.

2.2.1 Dimensiones principales

Tabla 1

Dimensiones principales aeronave Thrush

Envergadura completa extendida del ala	47,50 pies
Longitud total	33,95 pies
Altura hasta la parte superior del dosel	11,42 pies
Tren principal	9,00 pies
Tren principal a rueda trasera	19,17 pies
Tipo de Ala	Cantilever
Sección perfil aerodinámico	Naca 4412
Diedral	3,5 grados
CG Limite delantero	25,0 pulgadas detrás de la Datum @ menor a 6000 lbs
CG Limite trasero	31,0 pulgadas detrás de la Datum @ menor a 7600 lbs
ALAS	358,23 pies cuadrados
ALERON	23,40 pies cuadrados
FLAPS	15,30 pies cuadrados
ESTABILIZADORES	39,3 pies cuadrados
ELEVADORES	20,4 pies cuadrados
COMPENSADORES ELEVADORES	1,3 pies cuadrados
RUDDER	11,4 pies cuadrados

Nota: Esta tabla muestra las medidas principales de las superficies y elementos estructurales de la aeronave Thrush.

2.3 Descripción estructural aeronave Trush

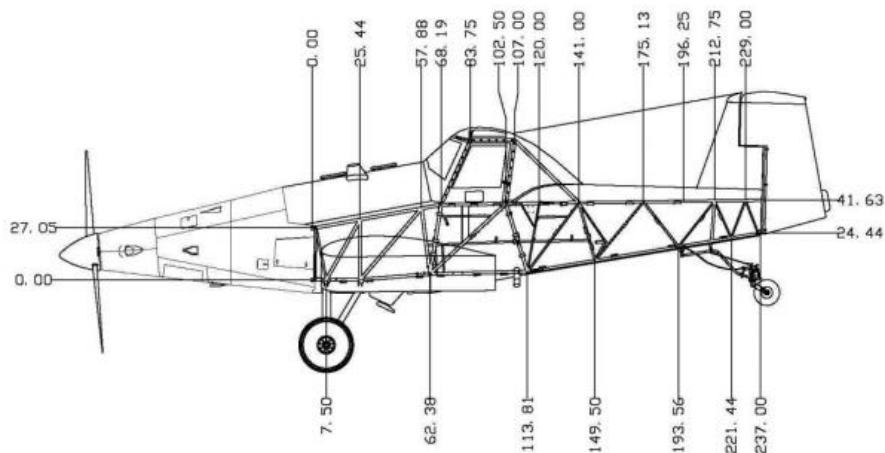
2.3.1 Fuselaje

El fuselaje comprende un marco de acero tubular soldado, tolva de fibra de vidrio y revestimientos desmontables. Una estructura de vuelco forma parte integral del marco del fuselaje. La estructura del bastidor, los accesorios, los casquillos, los soportes, etc., están fabricados con tubos de acero sin costura al cromo-molibdeno 4130.

Como preventivo de la corrosión, el aceite de linaza caliente se bombea por toda la estructura soldada. En promedio, se bombean 12 galones dentro del marco y se drenan de 11 a 11-1 / 2 galones, dejando una capa residual en el interior de todos los miembros. El exterior del marco está pulido con chorro de arena, recubierto en polvo con una imprimación rica en zinc, parcialmente curado, recubierto con un polvo blanco altamente duradero y luego completamente curado. El fuselaje está cubierto con paneles Alclad tratados térmicamente unidos con sujetadores Camloc. Los revestimientos laterales se pueden quitar con solo un destornillador, exponiendo así el marco del fuselaje para una limpieza e inspección a fondo.

Todas las pieles se mantienen libres de los tubos del fuselaje para evitar la acumulación de productos químicos corrosivos. Las costuras y juntas de solape de la estructura de soporte del panel de revestimiento están selladas con un compuesto especial para eliminar la acción química entre las superficies de contacto. Cada panel de revestimiento se graba, imprima y pinta antes del montaje para asegurar una cobertura completa. Todos los revestimientos inferiores del fuselaje alrededor de la abertura de la tolva y en la popa del poste trasero están hechos de acero inoxidable. Los cierres de piel en las áreas de alta corrosión también son de acero inoxidable.

(AIRCRAFT, 2017)

Figura 3*Fuselaje aeronave trush*

Nota: El gráfico representa las secciones y el diseño del fuselaje de la aeronave Trush. Tomado de manual de mantenimiento aeronave Trush. (AIRCRAFT, 2017)

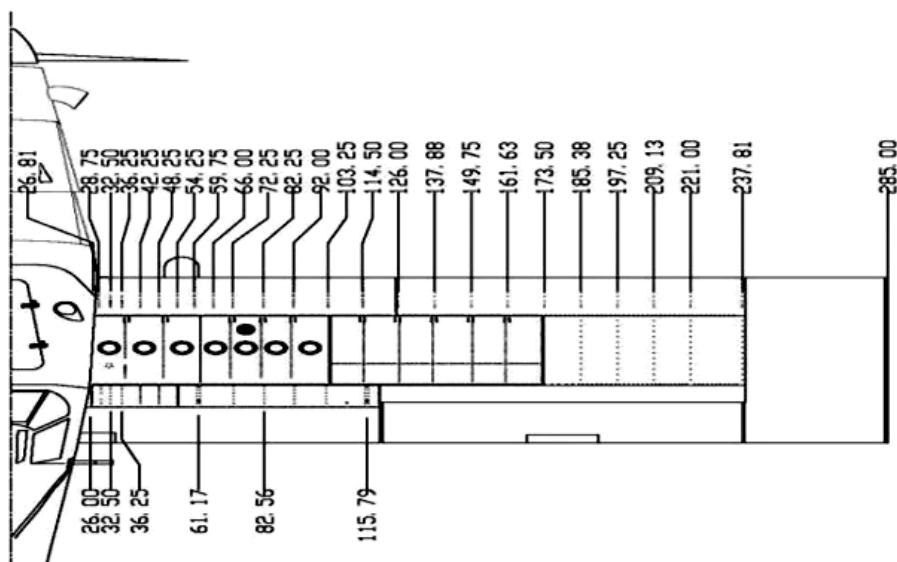
2.3.2 Alas

El ala es una cuerda constante de 90,5 pulgadas, todo de metal y diseño en voladizo completo. El larguero principal es una estructura de viga de tensión construida con bandas de aleación de aluminio 2024-T3 y tapas de acero termo tratado de alta resistencia. Todos los revestimientos, nervios y bordes de ataque de las alas están fabricados con aleación de aluminio 2024-T3 o -T4. La estructura del borde de ataque se hace especialmente fuerte para minimizar las abolladuras y está remachada con remaches universales para mayor resistencia. Los tanques de combustible, que se encuentran en la sección interior del ala, son una parte integral de la estructura. El remachado estrecho de las costuras, el refuerzo sustancial y los selladores flexibles minimizan las posibilidades de ruptura en condiciones de choque. Se proporcionan orificios de drenaje en bahías adyacentes para evitar la acumulación de combustible en caso de una fuga. Los alerones y flaps son todos de metal y están articulados sobre

cojinetes de bolas. Los flaps se accionan eléctricamente mediante varillas de empuje y están completamente selladas contra la entrada de productos químicos. Las bisagras abatibles son de acero inoxidable. (AIRCRAFT, 2017)

Figura 4

Configuración alar aeronave trush



Nota: El gráfico representa las secciones y el diseño del conjunto alar de la aeronave Trush.

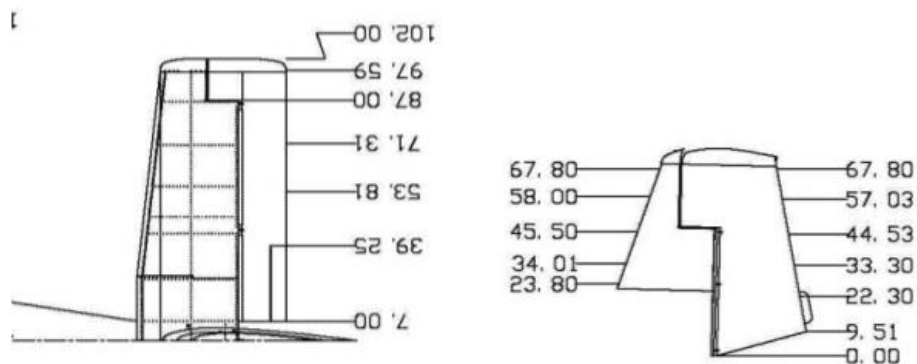
Tomado de manual de mantenimiento aeronave Trush. (AIRCRAFT, 2017)

2.3.3 Empenaje

El estabilizador horizontal, el elevador, el timón y la aleta vertical son una aleación de aluminio totalmente tratada térmicamente. Todos los revestimientos, nervaduras y bordes de ataque están fabricados con material 2024-T3 o -T4. Las superficies móviles están articuladas sobre cojinetes sellados que se pueden reemplazar fácilmente. El timón y los ascensores tienen equilibrios aerodinámicos.

Figura 5

Configuración empenaje aeronave trush.



Nota: El gráfico representa las secciones y el diseño del empenaje de la aeronave Trush.

Tomado de manual de mantenimiento aeronave Trush. (AIRCRAFT, 2017)

2.3.4 Cabina

Para algunos modelos, hay dos opciones de cabinas cerradas para Turbo Thrush cabina simple o cabina DUAL. La estructura de vuelco es excepcionalmente fuerte y es una parte integral del marco del fuselaje. El refuerzo delantero soporta los canales de soporte del parabrisas y está coronado por un tubo lateral que está curvado para proporcionar más espacio libre para la cabeza. La cubierta del dosel de fibra de vidrio tiene un grosor adicional en la parte superior y está bien adherida a la estructura de volcadura de tubo de acero grande para que sirva como un patín en caso de vuelco. Las grandes puertas del toldo permiten la entrada fácil a una o ambas cabinas.

Las puertas no deben quitarse para el vuelo, ya que se reducirá el rendimiento de la aeronave. Los cinturones de seguridad de la cabina están anclados a la estructura del asiento y los arneses para los hombros están asegurados a un canal de acero en la parte inferior de la estructura del asiento. Los asientos se ajustan verticalmente. Los

pedales del timón se ajustan hacia adelante y hacia atrás. El parabrisas es de tres piezas. La sección central es de vidrio de placa de seguridad templado para una mejor resistencia al rayado y está encerrada en un marco de acero inoxidable. Los paneles laterales del parabrisas son de plexiglás y están curvados para proporcionar una mayor aerodinámica. (AIRCRAFT, 2017)

2.3.5 Parabrisas

El parabrisas del Thrush S2R-H80 está compuesto por un parabrisas izquierdo, derecho y central. Los parabrisas izquierdo y derecho están hechos de una lámina acrílica de 3 mm y se extienden desde los postes de la puerta izquierda y derecha hasta los bordes izquierdo y derecho del parabrisas central. El parabrisas central es plano y está hecho de vidrio de seguridad de ¼ " para proteger al piloto de choques con pájaros.

2.4 Sistemas de la aeronave

2.4.1 Sistema hidráulico

El sistema hidráulico consta de dos cilindros maestros y líneas de freno hidráulico que conectan los cilindros maestros a los cilindros de freno de las ruedas. Al aplicar presión sobre los pedales del timón, se activan los cilindros maestros, que se encuentran sobre los pedales del timón del piloto. Se incorpora un pequeño depósito dentro de cada cilindro maestro para suministrar líquido de frenos al sistema.

(AIRCRAFT, 2017)

2.4.2 Planta de poder y hélice

El Turbo Thrush funciona con el motor GE H80-100. Este es un motor de turbina libre y liviano que incorpora una ruta de combustión de flujo inverso y está diseñado para propulsión de aviones. Utiliza dos secciones de turbina que giran en sentido contrario.

Uno impulsa el compresor y el otro impulsa la hélice a través de una caja de cambios reductora. Esta última turbina es "libre" o independiente de la turbina del compresor.

(ANEXO A)

El motor H80-100 se puede acoplar a cualquiera de las siguientes hélices:

- **HC-B4TW-3 / T10282N:** Una hélice Hartzell de 4 palas y 103 pulgadas de diámetro. Esta instalación de hélice se compone de un cubo HC-B4TW-3, cuatro palas T10282N (S) y un Spinner C-3425 (P). Este diámetro mínimo de la hélice es de 102 pulgadas.
- **HC-B4TW-3 / T10702N:** Una hélice Hartzell de 4 palas y 108 pulgadas de diámetro. Esta instalación de hélice se compone de un cubo HC-B4TW-3, cuatro palas T10702N y un Spinner C-3425 (P). Este diámetro mínimo de la hélice es de 107 pulgadas. (AIRCRAFT, 2017)

Las cuchillas se montan en un cubo hueco en el extremo delantero del cual hay un servo-pistón que se mueve hacia adelante bajo la presión del aceite del servo o hacia atrás bajo la presión del resorte de retorno. Hay cuatro enlaces del servo pistón.

Uno va a la raíz de cada pala, y estos enlaces transmiten el movimiento hacia adelante del servo-pistón a las raíces de la pala y hacen pivotar las palas en la dirección de paso decreciente. Cuando se libera la presión del servo-pistón, el servo-pistón se mueve hacia atrás bajo la presión del resorte de retorno de pluma y hace pivotar las cuchillas en la dirección de aumento del paso. Esta acción es asistida por la fuerza centrífuga del contrapeso en cada raíz de la hoja. (AIRCRAFT, 2017)

2.4.3 Sistema de combustible

Hay disponible un suministro de combustible de 228 galones para el Turbo Thrush. En cada ala, el combustible está contenido dentro de los tanques integrales del ala (tanques de combustible del ala húmeda) justo fuera del fuselaje. Los tanques de combustible del ala izquierda y derecha están interconectados a través de un tanque de cabecera que se encuentra en el fuselaje. Las líneas de suministro de combustible al motor se enrutan desde el tanque colector a través de una bomba de combustible eléctrica de emergencia y luego se dirigen a la bomba de combustible eléctrica principal.

Las líneas de suministro de combustible salen de la bomba principal y pasan a través de un filtro de combustible principal de 10 micrones. Las líneas pasan a través del cortafuegos delantero hasta el medidor de flujo de combustible y luego ingresan al motor. La bomba de combustible eléctrica de emergencia es un sistema de respaldo para proporcionar presión de combustible continua en caso de que falle la bomba de combustible eléctrica principal. La bomba de combustible principal y la bomba de combustible de emergencia no deben funcionar simultáneamente. El sistema de combustible de la aeronave está equipado con un colador de malla de $\frac{1}{4}$ de pulgada instalado en el accesorio de salida del tanque de cabecera y un filtro de combustible principal de la estructura del avión ubicado en el lado izquierdo / derecho de popa del cortafuegos. (AIRCRAFT, 2017)

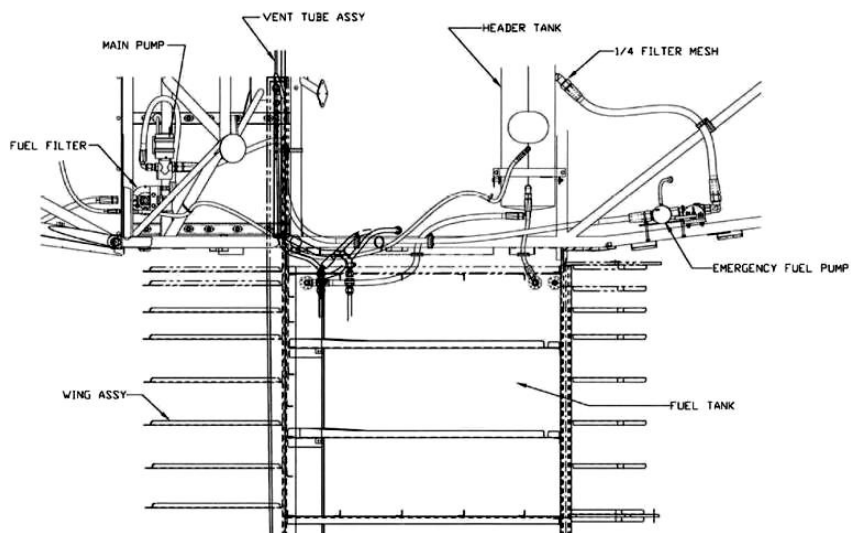
El combustible del sistema de combustible de la aeronave ingresa a la bomba de combustible eléctrica principal de alta presión. El combustible sale de la bomba de combustible y se envía a un filtro de combustible de descarga de papel incluido en un recipiente. (Consulte el manual de mantenimiento apropiado del motor para obtener

detalles de mantenimiento pertinentes para los filtros y el sistema de combustible suministrados por el motor).

El sistema de ventilación del tanque de combustible está diseñado para mantener el derrame de combustible al mínimo. Los tanques de combustible se ventilan a través de tubos conectados en los extremos interno y externo de los tanques de combustible individuales al sistema de ventilación ubicado en el centro del fuselaje. El aire ram entra en una toma de ventilación, en el fuselaje, debajo del ala izquierda y presuriza el sistema de ventilación para mantener una presión positiva en los tanques de combustible. El sistema de ventilación está provisto de dos desagües rápidos, ubicados en el fuselaje debajo de cada ala, para drenar cualquier combustible que pudiera haber entrado en los tanques de las líneas de ventilación externas. (AIRCRAFT, 2017)

Figura 6

Sistema de combustible



Nota: El gráfico representa los componentes del sistema de combustible de la aeronave Trush.

Tomado de manual de mantenimiento aeronave Trush. (AIRCRAFT, 2017)

Un transmisor, instalado en cada tanque de ala, transmite una señal eléctrica al MVP-50T a través de un acondicionador de señal. Los dos tanques de combustible reciben servicio a través de los orificios de llenado ubicados en la parte superior de ambas alas. Los puertos de llenado incorporan cadenas de seguridad para evitar la pérdida de los tapones de combustible. La aeronave debe recibir servicio desde instalaciones de reabastecimiento de combustible que utilicen equipos de asistencia en tierra y sistemas de filtrado adecuados para eliminar las impurezas y las acumulaciones de agua del combustible a granel. Si las instalaciones de filtrado no están disponibles, filtre el combustible a través de una gamuza de alta calidad. Los tanques de combustible deben recibir mantenimiento después del último vuelo de cada día para reducir la condensación y permitir que cualquier acumulación de agua atrapada se asiente en los desagües del sistema de combustible y se elimine antes del siguiente vuelo.

Antes del primer vuelo del día, el tanque de combustible, el respiradero de combustible y el tanque del cabezal y el filtro de combustible deben drenarse para verificar la presencia de agua o sedimentos en el sistema de combustible. Si existe la posibilidad, en cualquier momento, de que algún tanque contenga agua, el tanque colector y el filtro de combustible deben drenarse según sea necesario para garantizar que no haya agua en el sistema de combustible. Para obtener información sobre el servicio del sistema de combustible, consulte la Sección Dos. (AIRCRAFT, 2017)

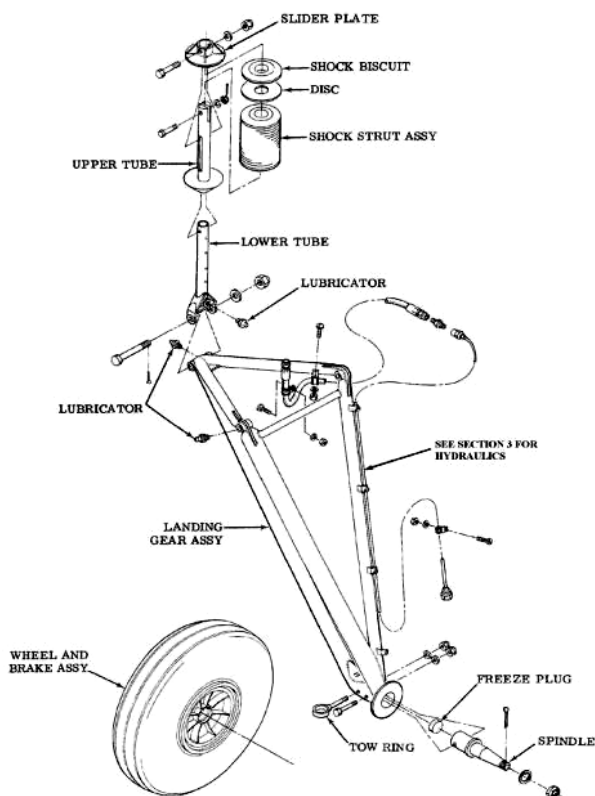
2.4.4 Trenes, ruedas y frenos

El tren de aterrizaje principal se fabrica con una unidad de trípode de tubo de acero al cromo-molibdeno formado. El engranaje principal izquierdo y el engranaje principal derecho son simétricos. Las ruedas principales son de 29 x 11 - 10 capas. Los puntales

de choque en cada trípode MLG absorben los golpes de rodaje y aterrizaje. El sistema de frenos tiene frenos de puntera individuales y frenos de estacionamiento individuales. El uso de una copa de compuesto especial N-513 en cada cilindro maestro permite el uso de MIL-H-5606, un fluido hidráulico de aviación de servicio pesado. Los frenos son de disco de doble pinza. El tren de cola está soportado por un voladizo de acero para resortes. La rueda trasera es totalmente giratoria y bloqueable, y utiliza un neumático de 12,5 x 4,5. El peso máximo de aterrizaje del S2R-H80 es de 7,600 libras. Si, en cualquier momento, si la aeronave aterriza con un peso superior a 7,600 libras. (AIRCRAFT, 2017)

Figura 7

Conjunto de rueda y tren de aterrizaje



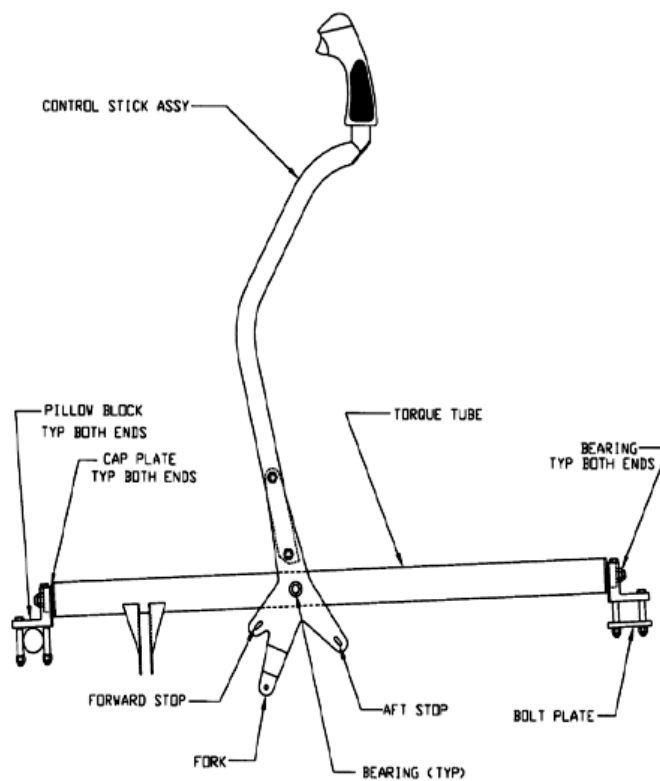
Nota: El gráfico representa los componentes del conjunto de rueda y tren de aterrizaje de la aeronave Trush. Tomado de manual de mantenimiento aeronave Trush. (AIRCRAFT, 2017)

2.4.5 Controles de vuelo

Los controles de vuelo son de diseño convencional y emplean un amplio uso de rodamientos de bolas para lograr una baja fricción y una operación suave. Los controles de alerón y elevador son sistemas de varillas de empuje y el control del timón es a través de cables. El control de compensación del elevador se acciona mediante una palanca que mueve la pestaña a la posición deseada a través de varillas de empuje. Los flaps de las alas se operan eléctricamente y se controlan mediante un interruptor ubicado en el lado izquierdo de la cabina. (AIRCRAFT, 2017)

Figura 8

Pedestal mando de control de vuelo



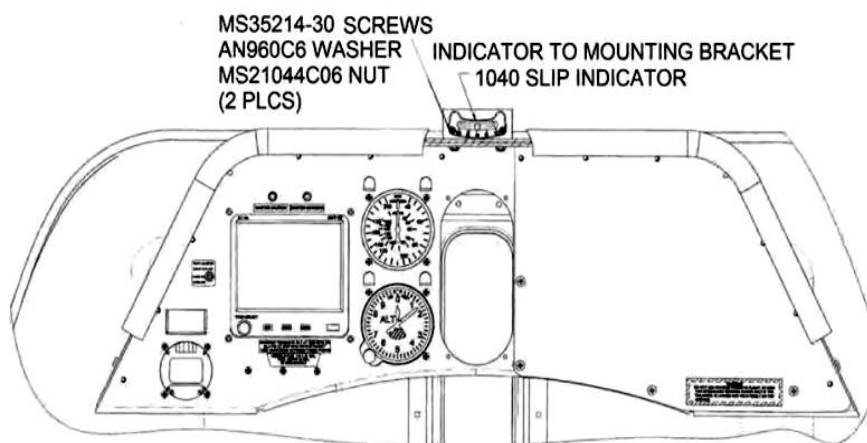
Nota: El gráfico representa el pedestal de los mandos de control de la aeronave Trush. Tomado de manual de mantenimiento aeronave Trush. (AIRCRAFT, 2017)

2.4.6 Instrumentos de la aeronave

Los instrumentos estándar están ubicados en tres paneles separados: un panel superior, un panel izquierdo y un panel derecho. El panel izquierdo contiene el interruptor habilitador de arranque, el aire acondicionado y los controles del limpiaparabrisas. El panel derecho contiene los disyuntores. El panel superior contiene el paquete de instrumentos de vuelo estándar y el monitor de motor de panel de vidrio MVP-50T. El avión H80 está equipado con el sistema de monitoreo de motor Electronics International MVP-50T. El MVP-50T consta de un sistema de visualización y monitorización del motor de panel de vidrio multifunción para mostrar los parámetros del motor, junto con otros datos y advertencias. Un panel de instrumentos trasero está disponible en la configuración de cabina dual / control dual. El panel de instrumentos trasero contiene otro indicador de velocidad del aire, altímetro, brújula de fluido y un sistema de monitoreo del motor MVP-50T. (AIRCRAFT, 2017)

Figura 9

Panel de instrumentos aeronave trush



Nota: El gráfico representa el panel de instrumentos de la aeronave Trush. Tomado de manual de mantenimiento aeronave Trush. (AIRCRAFT, 2017)

2.4.7 Sistema eléctrico

El sistema eléctrico estándar de 28 voltios y 250 amperios consta del sistema de arranque, las luces de navegación, el sistema de limpia / lavaparabrisas, el sistema de aire acondicionado y las luces estroboscópicas. Las luces de aterrizaje y las luces de trabajo son opcionales. Las luces de descanso y de trabajo pueden instalarse en el campo, ya que el cableado para ellas está incluido en el paquete de cables estándar. El sistema eléctrico obtiene energía de una batería de 24 voltios y un motor de arranque / generador. Dos baterías son estándar en la configuración de cabina doble. Un receptáculo de energía externo es equipo estándar y se puede usar para conectar una unidad de energía de tierra de 24 voltios a la aeronave para el arranque o mantenimiento del motor. El sistema de arranque desde tierra utiliza el relé maestro para que el arranque se lleve a cabo accionando el interruptor de arranque.

(AIRCRAFT, 2017)

2.5 Motor GE H80

2.5.1 Generalidad motor GE H80

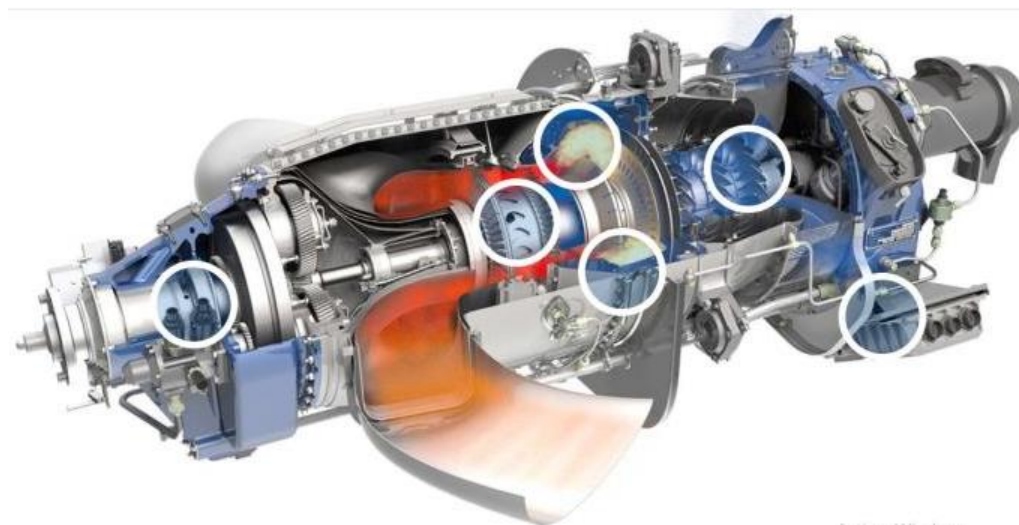
El motor turbohélice GE H80 combina potencia y operatividad avanzadas con simplicidad de mantenimiento. Con una clasificación máxima de 800 SHP tanto para el despegue como para la operación máxima continua, este robusto motor proporciona un valor mejorado a los operadores de todo el mundo.

El GE H80 cuenta con tecnologías sofisticadas para alcanzar niveles más altos de rendimiento que los modelos de motor anteriores. Estas tecnologías proporcionan más caballos de fuerza en el eje, mejoran la eficiencia del combustible del motor y proporcionan un mayor margen de temperatura, mejorando significativamente la capacidad de despegue en días calurosos y el rendimiento a gran altitud.

Además, la configuración única del motor simplifica el mantenimiento al eliminar la necesidad de mantenimiento recurrente de las boquillas de combustible e inspecciones periódicas de la sección caliente. Con la unidad de limitación y arranque automático estándar para operaciones en tierra junto con la respuesta lineal del acelerador, el GE H80 alivia la carga de trabajo del piloto y mejora la operatividad del motor. (AIR TEC GLOBAL, 2018)

Figura 10

Motor general electric h80



Nota: El gráfico representa el motor General Electric H80 de sus secciones mecánicas. Tomado de GE AVIATION. (GENERAL ELECTRIC, 2019)

2.5.2 Desarrollo motor GE H80

El H80 se puso en marcha en 2009 en base a la M601: GE añadió un compresor nuevo, blisk, cuchillas y nuevos estatores para mejorar en un 20% y aumentar la eficiencia en un 10%. Alcanza 800 caballos de fuerza del eje a partir de 650 de la M601, y mejora en caliente y de alta rendimiento.

El H80 fue certificado por la AESA el 13 de diciembre de 2011, seguida por la FAA en el 13 de marzo de 2012. Su certificado de Rusia fue recibido en octubre de 2012, y el motor también aprobó por la agencia de Aviación Civil de Brasil (ANAC) y la argentina Administración Nacional de Aviación Civil. (GENERAL ELECTRIC, 2019)

Su control electrónico del motor de la hélice y del sistema (EEPC) recibieron la certificación de tipo AESA a finales de 2016. El diamante dardo 550 entrenador militar se debe a que vuela a principios de 2018 y que serán certificados en el Thrush 510G fumigador en este año.

El de dos ejes, el diseño de flujo inverso se deriva de la Walter M601 : su núcleo cuenta con una de dos etapas axial y de una sola etapa compresor centrífugo, una cámara de combustión anular y una única turbina de etapa, y su sección de propulsión es alimentado por una sola etapa turbina de la conducción de un de dos etapas caja de engranajes planetarios . GE rediseñó el compresor con aero 3D para mejorar su relación de presión y actualizado de sección y de la turbina de platina caliente con aleaciones de metales modernas para temperaturas más altas con la misma durabilidad.

El H75-100 pesa 94 lb (43 kg) más que el equivalente PT6 hélice y electrónicos sola palanca pero pioneros de control del motor en la aviación general, para una inicial TBO de 4.000 hr, que podría ser aumentado con la experiencia. Promete un 10% mejor consumo de combustible, revisión 10% más larga y más bajos costos de mantenimiento de la PT6A-135 para el Nextant G90XT. (GENERAL ELECTRIC, 2019)

2.5.3 Especificaciones técnicas motor GE H80

Tabla 2

Especificaciones Técnicas GE H80

Variante	H75	H80	H85
Dimensiones (L x W x H)	1670 x 560 x 580 mm (66 x 22 x 23 in)		
básica seca	390 lb (180 kg)		
Compresor	2-etapa axial + 1-etapa centrífuga		
Combustor	Anular con deflector de combustible		
turbina	1-etapa gas.gen axial + 1-etapa de potencia axial		
tipo de combustible	Jet-A / A1		
Potencia en el eje	751 hp (560 kW)	800 hp (597 kW)	850 hp (634 kW)
Eq. potencia en el eje	795 hp (593 kW)	845 hp (630 kW)	898 hp (670 kW)
Relación potencia a peso	1.93	2.05	2.18
gas gen. RPM	35524	35854	36183
RPM de la flecha	2080		
flujo de aire	8.1 lb (3,7 kg) / S	8,2 lb (3,7 kg)	8,4 lb (3,8 kg)
TBO	4,000h		
relación de presión global	6.7: 1		

Nota: Esta tabla muestra las especificaciones técnicas del motor General Electric GE H80. (GENERAL ELECTRIC, 2019)

2.6 Operación y Descripción del motor

La serie de motores GE H80-100 ha sido diseñada para uso diario, agrícola y de entrenamiento. El motor GE H80-100 es un motor turbohélice de turbina libre. El motor GE H80-100 cuenta con dos partes independientes; el generador de gas y el propulsor. El generador de gas y los ejes libres de la turbina están dispuestos en tándem. El aire

ingresa al motor por la parte trasera, fluye hacia adelante a través del compresor, la cámara de combustión y las turbinas y sale por las boquillas de escape cerca de la parte delantera del motor. (Thrush Aircraft Inc , 2016)

El aire ingresa al compresor en una dirección radial a través de una pantalla protectora. El aire se dirige axialmente frente al compresor. El compresor consta de dos etapas axiales seguidas de una etapa centrífuga. La cámara de combustión tiene una configuración anular. Parte del aire primario entra en el tubo de llama a través de las perforaciones en las paredes y el resto pasa a través de las paletas de guía de la boquilla hueca de la turbina generadora de gas. El combustible se atomiza mediante un anillo especial que gira con el eje del generador de gas. (Thrush Aircraft Inc , 2016)

La turbina del generador de una etapa acciona el compresor a través del eje del compresor. La temperatura entre turbinas se mide mediante 9 termopares instalados en la trayectoria de flujo en la salida de la turbina del generador de gas. La turbina de flujo axial de una etapa con cubierta en la punta impulsa la hélice a través de la caja de engranajes de reducción del eje intermedio de dos etapas. La caja de cambios de reducción incorpora un medidor de par integral, que proporciona una indicación de la potencia del motor. Los gases de escape de la turbina libre pasan a través del cámara anular a la atmósfera a través de dos boquillas de escape opuestas. Los gases de escape proporcionan un empuje adicional del chorro. (Thrush Aircraft Inc , 2016)

El sistema de combustible del motor es un sistema de baja presión con una bomba de combustible eléctrica y una unidad de control de combustible. En caso de falla de la unidad de control de combustible, es posible utilizar un circuito de emergencia del control del motor. El combustible se atomiza en la cámara de combustión con la ayuda de un anillo rociador. El combustible en la cámara de combustión es encendido por

medio de dos encendedores de antorcha. Una bomba de engranajes suministra combustible a los encendedores de la antorcha. (Thrush Aircraft Inc , 2016)

El motor se pone en marcha mediante un generador / arrancador eléctrico. El combustible en los encendedores de la antorcha se enciende mediante enchufes de bajo voltaje. El sistema de aceite es un sistema circulatorio alimentado a presión con un tanque de aceite integral incorporado en la caja de cambios de accesorios. El sistema de aceite proporciona lubricación para todas las áreas del motor; además, aceite a presión para el medidor de par y el regulador de velocidad de la hélice. (Thrush Aircraft Inc , 2016)

El motor está equipado con un sistema limitador, que evita que permita que se supere la temperatura entre turbinas en el arranque y que la velocidad de la hélice supere el rango BETA (en marcha atrás). La Unidad de Autoarranque / Limitación se encuentra en el lado derecho trasero de la placa de montaje de la batería. El interruptor de habilitación de arranque automático se encuentra en el panel de instrumentos inferior izquierdo y activa la limitación de duración del arranque y el ITT durante el procedimiento de arranque. Los controles del motor constan de tres palancas. El modo de funcionamiento del motor en las clasificaciones de empuje hacia adelante y en el rango BETA se selecciona por medio de la palanca de control del motor (ECL). (Thrush Aircraft Inc , 2016)

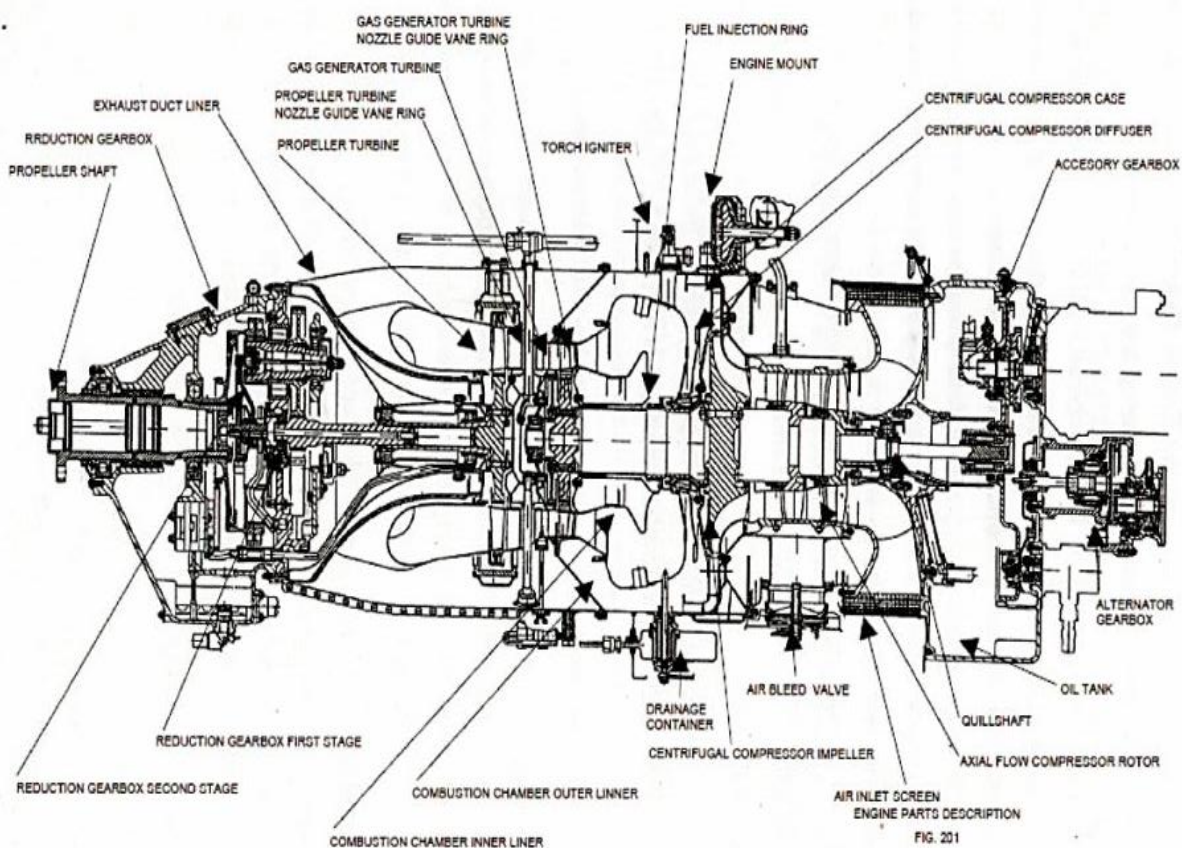
La válvula de cierre está controlada por la palanca de actuación de la válvula de cierre y cuando el circuito de emergencia está activado, la palanca controla el funcionamiento del motor. La velocidad de la hélice controlada y el cambio de bandera de la hélice (en la posición extrema trasera) se seleccionan mediante la palanca de control de la hélice. (Thrush Aircraft Inc , 2016)

La palanca de control de la hélice establece la velocidad de la hélice controlada. La palanca efectúa el desvanecimiento de emergencia en una posición extrema. El motor está montado en el anillo de bancada del soporte del motor mediante tres pasadores con soporte elástico, que se encuentran en la carcasa del compresor centrífugo.

(Thrush Aircraft Inc , 2016)

Figura 11

Motor General Electric



Nota: El grafico representa el motor General Electric H80 de sus secciones mecánicas. Tomado de GE AVIATION. (Thrush Aircraft Inc , 2016)

2.7 Descripción de la hélice

La hélice tiene cuatro palas montadas en un cubo hueco en el extremo delantero del cual hay un pistón servo que se mueve hacia adelante bajo presión de aceite del servo o hacia atrás bajo presión de resorte de retorno de plumas. Hay cuatro enlaces del servopistón. Uno va a la raíz de cada pala, y estos enlaces transmiten el movimiento hacia adelante del servo-pistón a las raíces de la pala y hacen pivotar las palas en la dirección de paso decreciente. Cuando se libera la presión del servo-pistón, el servo-pistón se mueve hacia atrás bajo la presión del resorte de retorno de pluma y hace pivotar las cuchillas en la dirección de aumento del paso. (Thrush Aircraft Inc , 2016)

El servoaceite se suministra desde la unidad de velocidad constante (CSU). Fluye a través de conductos de aceite en la caja de engranajes de reducción del motor a través de un tubo de transferencia entre la caja de engranajes de reducción y la caja de transferencia de aceite de la hélice; luego a través de la caja de transferencia de aceite de la hélice, el eje del motor, el cubo hueco y los puertos de aceite internos en el servopistón. (Thrush Aircraft Inc , 2016)

Figura 12

Hélice



Nota: Hélice de la aeronave. Tomado de GE AVIATION. (Thrush Aircraft Inc , 2016)

El gobernador de velocidad excesiva de la hélice se instala en paralelo con el gobernador de la hélice y se monta en la posición aproximada de las 10 en punto en la caja delantera de la caja de cambios de reducción. El gobernador está incorporado para controlar cualquier condición de exceso de velocidad de la hélice al desviar inmediatamente el aceite a presión del servo de la hélice al cárter de la caja de cambios de reducción. El gobernador consta de contrapesos de tipo convencional montados en un eje de ranura hueca y accionado por el eje de transmisión de transmisión auxiliar. El eje hueco incorpora puertos, que normalmente están cerrados por una válvula piloto instalada en el orificio central del eje y mantenidos en su posición por el resorte del regulador de velocidad. La tensión del resorte actúa en oposición a la fuerza centrífuga de los pesos mosca giratorios. (Thrush Aircraft Inc , 2016)

Cuando ocurre una condición de exceso de velocidad de la hélice, el aumento de la fuerza centrífuga detectada por los pesos volantes del regulador supera la tensión del resorte del regulador y levanta la válvula piloto para desviar el aceite del servo de la hélice de regreso al cárter de la caja de engranajes de reducción a través del eje de transmisión hueco del regulador. Esto permite que las fuerzas combinadas de los contrapesos de las palas y los resortes de retorno muevan las palas de la hélice hacia una posición de paso grueso, absorbiendo así la potencia del motor y reduciendo las rpm de la hélice. Se incorpora una válvula accionada por solenoide para facilitar la prueba funcional del gobernador over-peed. Cuando se opera, la válvula restablece el gobernador por debajo de su configuración normal de exceso de velocidad. (Thrush Aircraft Inc , 2016)

2.8 Controles De Potencia Y Hélice Del Motor

La palanca de potencia de la cabina está conectada a la palanca de potencia del motor. Conectado a las levas de control beta, el cable de control push-pull que corre hacia adelante en el motor para conectarse al extremo superior de la palanca de inversión de la hélice a través de la varilla de interconexión del regulador de combustible, y se conecta al brazo de reinicio del regulador de combustible. (Thrush Aircraft Inc , 2016)

La FCU es operada por la palanca de activación de la FCU, la barra de control de la FCU y el brazo de la FCU.

2.9 Selección De Velocidad De La Hélice y Control de Feathering

La palanca de la hélice de la cabina está conectada a la palanca de selección de velocidad en la CSU. La palanca de la hélice de la cabina tiene dos funciones:

- a) La primera función es seleccionar las RPM de la hélice en las configuraciones de despegue, ascenso y crucero.
- b) La segunda función es el feather de la hélice cuando sea necesario.

La primera función se realiza variando la presión del resorte del reductor girando la palanca de selección de velocidad de la hélice hacia el tope de velocidad máxima de la hélice. La segunda función se realiza girando la palanca de selección de velocidad de la hélice hacia el tope de puesta en bandera. Esta acción hará que la varilla de anulación tire del émbolo de la válvula piloto hacia arriba, lo que permitirá que se descargue aceite del servo desde el pistón del servo de la hélice. Esta acción hará que las palas de la hélice se desplacen a la posición de la pluma, por la presión del resorte de retorno de la pluma que actúa sobre el servo pistón de la hélice. (Thrush Aircraft Inc , 2016)

CAPÍTULO III

3. DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Introducción del manual de mantenimiento

La serie de motores GE H80-100 ha sido diseñada para uso diario, agrícola y de entrenamiento. El motor GE H80-100 es un motor turbohélice de turbina libre. El motor cuenta con dos partes independientes; el generador de gas y el propulsor. El generador de gas y los ejes libres de la turbina están dispuestos en tándem. El aire ingresa al motor por la parte trasera, fluye hacia adelante a través de la cámara de combustión del compresor y se turbinas y sale por las boquillas de escape cerca de la parte delantera del motor.

3.1.1 Instrucciones De Montaje

Las siguientes instrucciones producirán ajustes nominales de los parámetros de funcionamiento del motor. Si se instala un motor, se reemplaza el control de combustible, la hélice o el gobernador de la hélice, o en cualquier momento en que se altere el ajuste de estas unidades, se debe verificar el aparejo de los controles del motor. Consulte el Manual de mantenimiento GE H80 0983402 para conocer los requisitos de montaje del lado del motor.

3.1.2 VÍNCULOS DE CONTROL DE AERONAVE

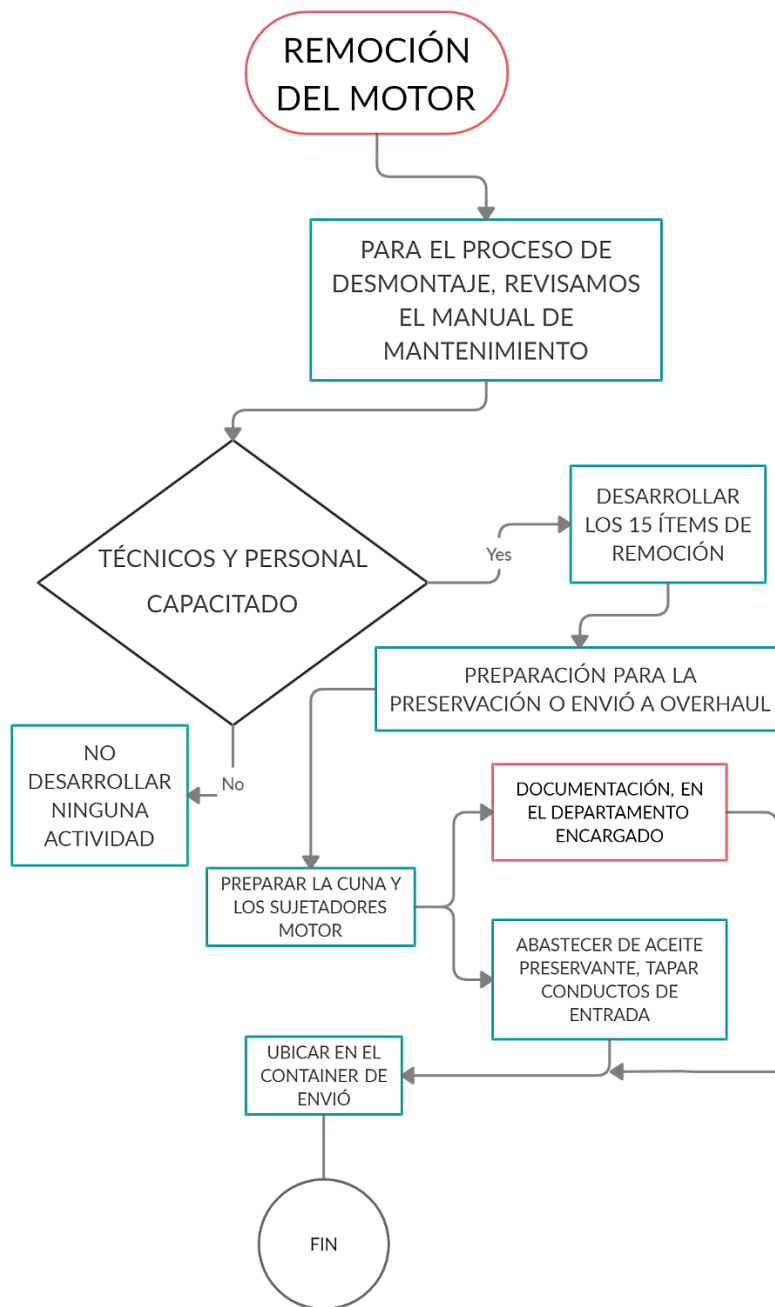
El montaje adecuado del sistema de control del motor / fuselaje es un requisito previo para lograr un funcionamiento satisfactorio del motor. El sistema de control del fuselaje proporcionará los lanzamientos requeridos, los límites de recorrido, etc. necesarios para la operación de los controles del motor.

El equipo para desarrollar la tarea del manual de mantenimiento, es para la preservación de la integridad humana y así evitar posibles lesiones o accidentes. De acuerdo al manual de mantenimiento de la aeronave los principales equipos y herramientas a usar son:

1. Carro o cuna de transporte: La cuna de transporte ayuda en transportar el motor hasta la fábrica para el overhaul.
2. Grúa para elevación: En este caso se usó un tecele, que esa unido a la biga del hangar.
3. Equipo de protección personal: overol, botas de acero, gafas, guantes y otros implementos adicionales proporcionado por la empresa.
4. Equipo de desmontaje.
 - Llaves fijas, tanto en métrico como pulgada
 - Destornilladores de diferentes puntas
 - Carracas de diferentes tamaños, con diferentes vasos en métrico y pulgadas, así como alargadores
 - Alicates de corte, de punta fina
 - Mordazas
 - Reglas, galgas de medición de espesores
 - Martillo (sí, se usa el martillo para arreglar aviones)
 - Espejos, dada la dificultad de visión en determinadas zonas
 - Cutter y tijeras

- Berbiquí, para aflojar tornillos muy duros, pudiendo ejercer presión al apoyar el cuerpo sobre él
- Trenzador, para evitar que los tornillos del avión se aflojen.

3.2 Flujo grama de desmontaje



3.3 Desmontaje de acuerdo al manual

Los sistemas a desmontar de la aeronave para realizar la tarea de mantenimiento, son los siguientes y en el siguiente orden:

- Sistema de aceite:
 - Interruptor de presión de aceite mínima
 - Interruptor de presión diferencial de la válvula de aceite de derivación
- Sistema de combustible:
 - Unidad de control de combustible (FCU)
 - Bomba de combustible
- Velocidad:
 - Sensor de velocidad NG
 - Sensor de velocidad NP
- Temperatura:
 - Transmisor ITT
 - Transmisor de temperatura de aceite
- Gobernador de hélice: hélice
 - Punta de exceso de velocidad del Gobernador
 - Gobernador
- De arranque del motor:
 - Generador de arranque
 - Unidad de encendido
 - Sistema de inicio automático / Unidad de limitación
- Accesorios:
 - Pilas de escape, izquierda y derecha

- Detector de virutas - Caja de cambios de accesorios
- Detector de virutas - Caja reductora
- Interruptor BETA
- Montaje del motor con pernos
- Anillo de motor

1. Retiramos todos los capós del motor y el conjunto del filtro de aire. Todos los paneles y el filtro de aire se sujetan con tornillos o sujetadores de cierre de $\frac{1}{4}$ de vuelta. Todos los componentes desmontados deben ser almacenados en un lugar donde no genere daño su integridad.
 - a. Los pernos y tuercas se deben guardar en bolsas con identificación de donde fueron desmontados. Para cuando los técnicos o mecánicos encargados puedan montar el motor en la aeronave.

Figura 13

Paneles de acceso



Para retirar las cubiertas usamos destornilladores y rachas en las capotas se usa tornillos de media vuelta y además tuercas fijas, que fijan las cubiertas al motor. Desconectamos también

- Desconectamos la batería.
- Cortamos el flujo de combustible
- Desconectamos las mangueras de combustible
- Removemos en conducto de gases de escape
- Remover componentes de aceite

Figura 14

Remoción de componentes



2. Realizar el procedimiento de preparación para la conservación del motor por un periodo de 30 días a 3 meses: Para esto usamos aceite de preservación para las partes móviles y para los conductos los cubrimos con tapas propias del motor.
3. Retire la hélice (consulte el Manual de hélice Hartzell # 139 para conocer los procedimientos)

4. Retiramos la hélice y todos los componentes del motor que no están incluidos en el equipo del motor, pero pertenecen a la estructura de la aeronave. Para retirar la hélice usamos el manual de desmontaje de la hélice.
5. Retire los (2) pernos de fijación frontales y (2) tornillos. Retire los (2) pernos de fijación traseros. Retire los (4) pernos que sujetan el canal a la caja del aire acondicionado. Retire los (4) pernos que sujetan el canal a la parte superior de la cubierta.
6. Retire el sello de fuego delantero. Retire los (3) pernos y (2) tornillos en la unión del canal Z inferior L / H delantero. Repita en la conexión del canal Z inferior R / H. Retire los (4) clips, ubicados dentro del pleno, que sujetan el sello contra incendios inferior al sello contra incendios del motor. Quite los pernos (17) que sujetan el sello contra incendios delantero al conjunto de la cubierta del pleno. Retire el sello contra incendios de la parte delantera del motor.
7. Retire la cubierta superior del pleno. Quite los (4) pernos que sujetan la cubierta al canal Z inferior L / H.
8. Repita en el lado R / H. Quite los (31) pernos que sujetan la tapa al mamparo de popa.
9. Quite los (6) pernos que sujetan el mamparo trasero superior al sello contra incendios del motor de popa. Se debe prestar atención a las arandelas instaladas entre el sello contra incendios del motor y el mamparo.
10. Retire el tapón ubicado en la parte inferior trasera del motor para drenar el aceite del motor.

Figura 15*Hélice*

11. Desconectar los componentes pertenecientes a la aeronave.

- Conductos de combustible
- Sensores

12. Desconectar el motor de los sistemas de la aeronave

- Colectores
- Mangueras
- Cables
- Controles

13. Desconecte las mangueras del enfriador de aceite de la parte trasera del motor.

Tape ambas mangueras y accesorios del motor. Extraiga el conjunto del enfriador de aceite quitando (4) pernos que sujetan los soportes del conjunto del enfriador de aceite a las orejetas de los tubos de montaje inferiores del motor.

Figura 16

Componentes de desconexión del motor



14. Levantar el motor por medio de la grúa, en cuanto al anillo de montaje se debe instalar después de quitar los pasadores del motor cuando este instalada en la cuna de transporte. Para este proceso se usó un tecele que está sujeta a la biga del hangar
15. Colocar el motor en la cuna de transporte.

Figura 17

Cuna de transporte



3.4 Instalación del motor

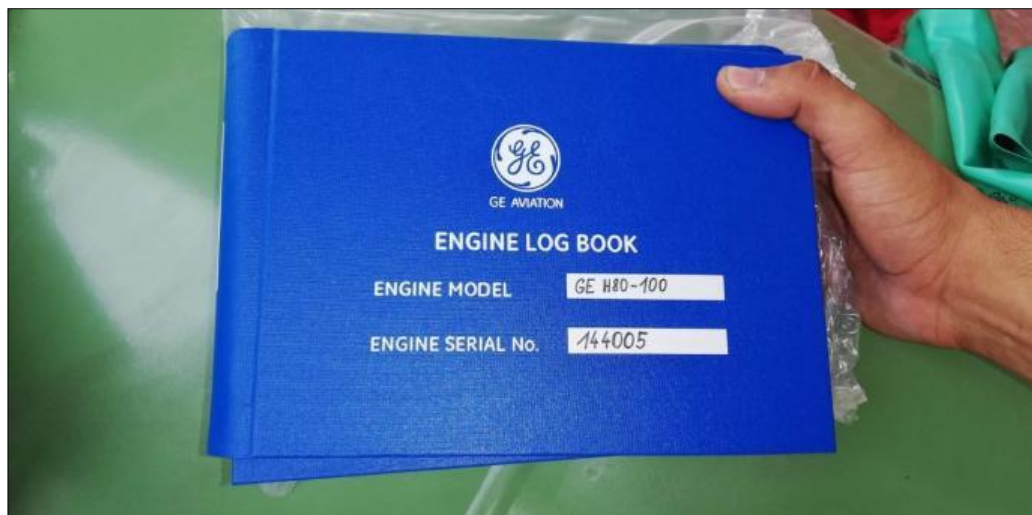
Para una mejor eficiencia del montaje del motor en la aeronave el siguiente concepto es usado. Instale los (4) pernos en el cuadrante. Los pernos inferiores (2) son más cortos que los dos (2) superiores. Instale los (2) casquillos cortos en los pernos inferiores. Los (2) bujes largos se instalan en los pernos superiores. Manteniendo todos los tornillos y bujes en su lugar. Inserte los pernos de cuadrante a través de los orificios pretaladrados en los revestimientos laterales de la cabina L / H y coloque el soporte. Instale arandelas y tuercas en los pernos. Operar la palanca de potencia no hace contacto con las cabezas de los pernos.

1. Retire el motor del contenedor de envío y prepárelo para la instalación. Primero revisamos la documentación o trazabilidad del motor que todos los documentos estén en regla para evitar desinformación.

Figura 18

Documentación del motor





2. Retire los componentes de sellado de AFT de los lados izquierdo y derecho. Doble ligeramente los lados izquierdo y derecho AFT para la holgura del soporte del motor.

Figura 19

Preparación del motor



3. El motor está listo para ser levantado e instalado en el soporte del motor.
 - a. El soporte para la elevación se engancha en el centro superior del anillo azul y la orejeta de elevación del FWD.

Figura 20

Soporte del motor



- b. Mueva el motor hacia adentro y hacia abajo hasta el soporte de la aeronave.
- c. Instale los (6) pernos de anillo en el soporte del motor. Observe la instalación adecuada la arandela en la cabeza del perno. Instale la cabeza del perno y la arandela contra el anillo del motor. El torque en los pernos es de 66-87 pulg. Lbs. Comience con los pernos inferiores L / H y R / H y siga hacia arriba hasta los pernos superiores.

Figura 21

Pernos de soporte



4. Instale todos los adaptadores y el cable de seguridad.
5. Instale las mangueras del enfriador de aceite y el conjunto del enfriador de aceite.

Figura 22

Conexión de cables y mangueras



6. Instale los componentes del sello contra incendios AFT L y R.
7. Instale el conjunto de sello contra incendios superior e inferior FWD.
8. Instale los canales inferior, izquierdo y derecho.

Figura 23

Conexiones de los ítems anteriores



9. Instale el conjunto de la caja superior del filtro de aire.
10. Instale el mamparo principal de AFT
11. Instale los componentes de sellado del tubo contra incendios AFT L y R.
12. Instale las cubiertas
13. Instale todas las conexiones del cableado del motor.
14. Instale todos los controles de rigging del motor.
15. Instale la hélice y el rigging beta.

Figura 24

Conexiones de los ítems anteriores



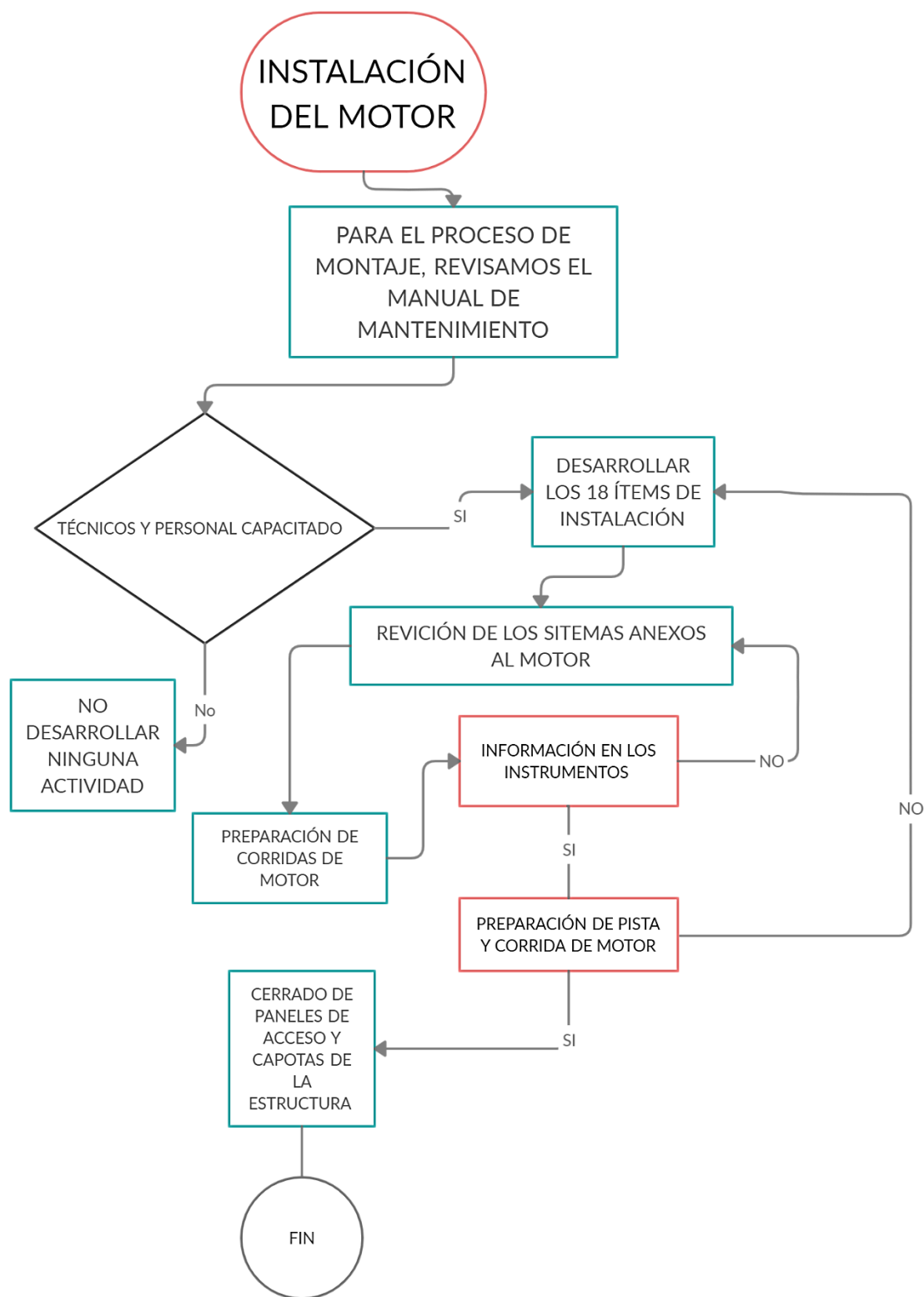
16. Instale los conductos de escape de un lado a la vez
17. Agregue 8 cuartos de galón de aceite recomendado. Vuelva a comprobar el nivel de aceite y agregue el aceite necesario para llenar hasta el nivel requerido. De acuerdo al medidor que posee la misma aeronave o dependiendo de lo que exprese el manual de la compañía con la cual se está trabajando. Ya que varía dependiendo al trabajo diario de la aeronave y las normas de la empresa
18. Conecte las líneas de combustible y agregue combustible. Purgar la unidad de control de combustible (FCU) por "Desaireación. La eliminación de aire del combustible es muy importante ya que puede generar obstrucciones y paradas de puesta en marcha de la aeronave, así como arranques fríos por falta de combustible.

Figura 25

Eliminación de aceite preservante



3.5 Flujoograma de instalación



3.5 Preparación para pruebas de funcionamiento

Comprobar visualmente el estado general de la aeronave. Verifique que todos los sujetadores en los paneles de la superficie estén sujetos. Retire las cubiertas de entrada y escape, si están instaladas. Si se planea un vuelo nocturno, verifique el funcionamiento de todas las luces y tenga una linterna disponible. La presencia de FOD en la plataforma es muy perjudicial para el motor, al ser un motor turbina la absorción de aire es muy alta.

Una vez realizada una inspección visual completa, se puede utilizar la siguiente lista de verificación para la verificación externa previa al arranque. La aeronave debe dirigirse contra el viento y debe tener los calzos de las ruedas en su lugar.

Figura 26

Prevuelo



1. Debe existir un extintor de incendios disponible en caso de incendio de un motor.
2. Verifique el nivel de aceite del motor. Asegúrese de que el sistema de aceite haya sido reparado con el grado correcto de aceite.
3. Verifique que se haya quitado el bloqueo de control interno y que los controles que funcionen libremente.

4. Ponga el freno de mano.
5. Verifique la cantidad de combustible en ambos tanques.
6. Hélice - Área despejada

3.6 Pruebas de funcionamiento

El motor se pone en marcha mediante un generador / arrancador eléctrico. El combustible en la cámara de combustión se enciende mediante enchufes de bajo voltaje.

El sistema de aceite es un sistema circulatorio alimentado a presión con un tanque de aceite integral incorporado en la caja de cambios de accesorios. El sistema de aceite proporciona lubricación para todas las áreas del motor; además, aceite a presión para el medidor de par y el regulador de velocidad de la hélice.

Para generar pruebas de funcionamiento debemos contar con personal calificado y capacitado en la aeronave para su puesta en marcha. El personal adecuado evitara posibles fallos de puesta en marcha del motor. Utilice el siguiente procedimiento para arrancar el motor GE-H80-100.

1. Interruptor de batería – ENCENDIDO: El interruptor de habilitación de arranque automático se encuentra en el panel de instrumentos inferior izquierdo y activa la limitación de duración del arranque y el ITT durante el procedimiento de arranque.
2. Asegúrese de que el panel de visualización del motor se encuentre adecuado y funcional para las luces de advertencia maestra y de precaución maestra. Las luces son de mucha importancia porque generan un aviso en cabina de un sistema en mal funcionamiento.

3. Palanca de potencia: Forward Idle Stop/Beta Stop
4. Palanca de la hélice: en cualquier lugar del rango operativo, pero normalmente en feather.

Figura 27

Panel de instrumentos



5. Palanca de condición de combustible - Cut OFF

6. Válvula de cierre de combustible – ON

El sistema de combustible del motor es un sistema de baja presión con una bomba de combustible eléctrica y una unidad de control de combustible. En caso de falla de la unidad de control de combustible, es posible utilizar un circuito de emergencia del control del motor.

7. Interruptor de la bomba de emergencia de combustible - ENCENDIDO

8. Indicador de presión de combustible: verifique en el rango de funcionamiento verde, bomba: APAGADA

Figura 28

Palanca de combustible



9. Interruptor principal de la bomba de combustible - ENCENDIDO, verifique en el rango de funcionamiento verde

10. Interruptor de habilitación de inicio automático - ENCENDIDO

11. Palanca de estado del combustible: ralenti
12. Interruptor de inicio: avance a la posición de inicio y manténgalo presionado durante tres segundos y luego suelte
13. Observe que el motor acelera normalmente a las RPM en ralenti y que no se excede el límite de arranque de temperatura entre turbinas máximo permitido.

Figura 29

Corrida de motores



Cuando el motor alcanza las rpm en idle:

14. Interruptor de arranque automático - APAGADO
15. Presión de aceite: verifique dentro del rango de funcionamiento verde
16. Temperatura del aceite: verifique dentro del rango de funcionamiento verde, antes de acelerar el motor
17. Interruptor del generador – ENCENDIDO

Figura 30

En marcha del motor



3.7 Presupuesto del proyecto

El presupuesto del proyecto mostrará los valores y gastos que se generaron en el progreso de la creación del trabajo de titulación, lo cual se dio con los valores estimados al inicio del proyecto.

3.7.1 Precio y componentes del proyecto

La instalación del proyecto en la aeronave, los componentes. Se detalla a continuación

Tabla 3*Datos de costos primarios del proyecto*

Componentes	Cantidad	Valor	Total
GRASA SHELL 22	5	\$25	\$125
TECLE 2.5 TONELADAS	1	\$800	\$800
TOTAL			\$925

Nota. La tabla representa los gastos generados**Tabla 4***Datos de costos secundarios del proyecto*

Descripción	Valor Total
Trámites de titulación	\$20
Impresiones	\$50
Transporte	\$200
Total	\$270

Nota. La tabla representa los gastos generados**Tabla 5***Tabla de valor total*

Gastos primarios	Gastos secundarios	Total
\$925	\$270	\$1195

CAPÍTULO IV

4. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 CONCLUSIONES

- El funcionamiento básico del motor GE H80-100 es el generar un empuje para elevar a la aeronave en vuelo para cumplir con las tareas asignadas de la empresa
- La herramienta y equipos usados deben estar en óptimas condiciones al momento de montar el motor las herramientas usadas son: llaves fijas, tanto en métrico como pulgada, destornilladores de diferentes puntas, carracas de diferentes tamaños, con diferentes vasos en métrico y pulgadas, así como alargadores, alicates de corte, de punta fina, mordazas, reglas, galgas de medición de espesores
- La instalación del motor GE H80-100 y de los sistemas, debe desarrollarse con un personal calificado por la empresa y cumplir con las normas que dicta en manual de mantenimiento

4.2 RECOMENDACIONES

- Se debe contar con una información efectiva, los manuales de mantenimiento deben estar actualizados, así como los documentos de los componentes.
- El correcto funcionamiento y la documentación de los componentes y herramientas a usar deben estar calibradas y actualizadas
- Para las pruebas de operación deben estar presentes personal adecuado y capacitado en el ámbito de corrida de motores para evitar percances

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

(s.f.).

AIR TEC GLOBAL. (15 de FEBRERO de 2018). *AIR TEC GLOBAL*. Recuperado el 2 de Julio del 2020 Obtenido de <https://www.air-tecm.com/air-tecs-turbo-prop-engines/>

AIRCRAFT, T. (2017). *AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL*. ALBANY: 300 OLD PRETORIA ROAD.

ANTONIO, F. (2019). *CARACTERITICAS GENERALES DE LOS FLUIDOS*. ESPAÑA: Unidad técnica .

AYRES, Z. D. (5 de ABRIL de 2017). *WIKI STEEPTO*. Recuperado el 5 de Julio del 2020 Obtenido de https://es.qwe.wiki/wiki/Ayres_Thrush

GARCIA, C. (07 de MAYO de 2015). *ingenieria mecanica blog*. Recuperado el 20 de julio del 2020 Obtenido de <https://ingenieriamecanicacol.blogspot.com/2015/05/historia-de-la-automatizacion-neumatica.html>

GENERAL ELECTRIC. (17 de SEPTIEMBRE de 2019). *GE AVIATION*. Recuperado el 29 de Julio del 2020 Obtenido de <https://www.geaviation.com/bga/engines/h-series>

JUAN, A. B. (2018). *Simbología Neumática e Hidráulica*". ESPAÑA: Tecnología, Unidad Didáctica .

Thrush Aircraft Inc . (2016). *AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL*.

ANEXOS