

INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR AERONÁUTICO

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

**“DESMONTAJE DEL MOTOR DERECHO DEL AVIÓN FAIRCHILD
FH-227 CON MATRÍCULA HC-BHD PARA SU TRASLADO DEL
ALA DE TRANSPORTE N° 11 HASTA EL CAMPUS DEL
INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR AERONÁUTICO”**

POR:

CARRIÓN BÁEZ ALFONSO XAVIER

**Trabajo de Graduación como requisito previo para la obtención del Título
de:**

**TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA
MENCIÓN MOTORES**

2012

CERTIFICACIÓN

Certifico que el presente Trabajo de Graduación fué realizado en su totalidad por el **Sr. Carrión Báez Alfonso Xavier**, como requerimiento parcial para la obtención del título de **TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA**.

Tlgo. Rodrigo Bautista

Latacunga, Febrero 28 del 2012

DEDICATORIA

El presente trabajo investigativo está dedicado a mi familia, por haber estado a mi lado aconsejándome, e impartiendo valores que han sido de gran ayuda para los momentos más difíciles de mi vida y que me han servido para formarme como ser humano.

Dedico este proyecto adicionalmente a todas aquellas personas que colaboraron desinteresadamente en la elaboración y la ejecución de esta investigación, aportando ideas que sirvieron de mucho para la culminación de este trabajo de grado.

Adicionalmente a los estudiantes de este centro de enseñanza ya que de esta manera podrán aumentar sus conocimientos, para poder obtener beneficios para su vida profesional.

Alfonso Xavier Carrión Báez

AGRADECIMIENTO

Agradezco al Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico, en especial a los docentes que durante este periodo de formación me colaboraron y me impartieron conocimientos que serán útiles en mi vida profesional.

Adicionalmente agradezco a todas y cada una de las personas que han estado a mi lado y me han colaborado, para que este trabajo investigativo sea realizado exitosamente.

Alfonso Xavier Carrión Báez

ÍNDICE DE CONTENIDOS

PÁGINAS PRELIMINARES	PÁGINA
Portada	I
Certificación.....	II
Dedicatoria.....	III
Agradecimiento.....	IV
Índice de contenidos.....	V
Índice de tablas.....	IX
Índice de figuras.....	X
Índice de anexos.....	XII
Resumen.....	XIII
Summary.....	XIV

CAPÍTULO I

EL TEMA

1.1	Antecedentes.....	1
1.2	Justificación e Importancia.....	2
1.3	Objetivos.....	2
1.3.1	Objetivo general.....	2
1.3.2	Objetivos específicos.....	3
1.4	Alcance.....	3

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1	Avión Fairchild Hiller 227 (FH 227).....	4
2.1.1	Características generales.....	5
2.1.2	Especificaciones técnicas del Fairchild FH-227.....	5
2.1.3	Descripción de la aeronave.....	6
2.2	Tipos de motores de aviación.....	8

2.2.1 Motores de explosión.....	8
2.2.1.1 Motor en línea.....	8
2.2.1.2 Motor rotativo.....	9
2.2.1.3 Motor radial.....	10
2.2.2 Motores a reacción.....	11
2.2.2.1 Turborreactores.....	11
2.2.2.2 Turbofan.....	12
2.2.2.3 Turboshaft.....	13
2.2.2.4 Turbohélice.....	14
2.3 Motor del avión Fairchild FH-227 (MK. 532).....	15
2.3.1 Características generales.....	15
2.3.1.1 Cámara de combustion tipoanular.....	15
2.3.1.2 Compresor centrífugo.....	16
2.3.2 Performance.....	17
2.3.3 Descripción.....	17
2.4 Funcionamiento del motor.....	21
2.4.1 Sistema de ignición y arranque.....	21
2.4.2 Sistema de agua/methanol.....	22
2.4.3 Caja de engranajes de accesorios.....	24
2.4.4 Sistema de combustible.....	25
2.4.5 Control de combustible.....	27
2.4.5.1 Descripción.....	27
2.4.5.2 Componentes.....	27
2.4.5.2.1 Palancas de control.....	27
2.4.5.2.2 Sistema de cables.....	28
2.4.5.2.3 Sistema de varillas de doble efecto.....	28
2.4.6 Sistema de lubricación.....	29
2.4.6.1 Función del sistema.....	30
2.4.7 Controles del motor.....	30
2.4.8 Indicación del motor.....	33
2.4.8.1 Sistema indicador de presión de torque.....	33
2.4.8.1.1 Transmisor.....	33
2.4.8.1.2 Indicador de presión de torque.....	33

2.4.8.2 Sistema tacómetro.....	33
2.4.8.2.1 Generador.....	33
2.4.8.2.2 Indicador tacómetro.....	34
2.4.8.3 Indicador de temperatura del motor.....	34
2.4.8.3.1 Termopares.....	34
2.4.8.3.2 Indicador de temperatura.....	35
2.4.8.3.3 Conjunto de termopares.....	35
2.4.8.4 Indicador de aceite.....	35
2.4.8.4.1 Transmisor de presión.....	36
2.4.8.4.2 Indicador de presión.....	36
2.4.8.4.3 Interruptor de advertencia de baja presión y luz de advertencia.....	36
2.4.8.5 Indicador de temperatura de aceite.....	36
2.4.8.5.1 Bulbo de temperatura.....	37

CAPÍTULO III

DESMONTAJE DEL MOTOR

3.1 Preliminares.....	38
3.2 Herramientas empleadas.....	38
3.3 Equipos de protección personal necesario.....	39
3.4 Medidas de seguridad.....	39
3.5 Procedimiento de desmontaje del motor.....	40
3.6 Estudio económico.....	56
3.6.1 Presupuesto.....	56
3.6.1.1 Costos primarios.....	57
3.6.1.2 Costos secundarios.....	58
3.6.1.3 Costo total del proyecto.....	59

CAPÍTULO IV
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1	Conclusiones.....	60
4.2	Recomendaciones.....	61
	GLOSARIO.....	62
	BIBLIOGRAFÍA.....	63
	ANEXOS.....	65

ÍNDICE DE TABLAS

CAPÍTULO III	PÁGINA
3.1: Herramientas y equipos.....	57
3.2: Mano de obra.....	57
3.3: Costos varios.....	58
3.4: Total costos primarios.....	58
3.5: Total costos secundarios.....	58
3.6: Costo total del proyecto.....	59

ÍNDICE DE FIGURAS

CAPÍTULO II	PÁGINA
2.1 Avión Fairchild FH-227	4
2.2 Avión Fairchild en vuelo.....	5
2.3 Avión Fairchild armado.....	6
2.4 Conjunto del motor y tren de aterrizaje.....	7
2.5 Puerta trasera del avión.....	7
2.6 Motor en línea de seis cilindros.....	9
2.7 Motor rotativo.....	10
2.8 Motor radial.....	11
2.9 Motor a reacción.....	11
2.10 Motor turborreactor.....	12
2.11 Motor turbofan.....	13
2.12 Motor turboeje.....	13
2.13 Motor turbohélice.....	14
2.14 Componentes del compresor centrífugo.....	16
2.15 Motor parte delantera.....	17
2.16 Motor del avión vista lateral.....	18
2.17 Tubos y mangueras del motor.....	18
2.18 Motor del avión parte posterior.....	19
2.19 Motor del avión.....	20
2.20 Sistema de ignición y arranque.....	22
2.21 Reservorio de agua/metanol.....	23
2.22 Sistema de agua/metanol.....	24
2.23 Instalación de los accesorios de la caja de engranajes.....	25
2.24 Sistema de combustible.....	27
2.25 Control de combustible.....	29
2.26 Palancas de control del motor.....	33

CAPÍTULO III**PÁGINA**

3.1 Hélice en paso fino de tierra.....	40
3.2 Spinner.....	41
3.3 Hélice embanderada.....	42
3.4 Hélice removida.....	43
3.5 Cowl.....	44
3.6 Plugs eléctricos.....	45
3.7 Punto de drenaje, y drenaje del motor.....	45
3.8 Punto de drenaje en el ala y recipiente.....	46
3.9 Línea de baja presión de combustible.....	47
3.10 Líneas de entrada y drenaje de agua/metanol.....	47
3.11 Líneas de suministro de agente extintor y detectores de fuego.....	48
3.12 Líneas de entrada y drenaje de combustible del motor.....	49
3.13 Cables de ignición de alta tensión.....	50
3.14 Varillas y caja de control.....	51
3.15 Eje impulsor desmontado.....	51
3.16 Eje impulsor.....	52
3.17 Motor izado.....	53
3.18 Motor en eslingas.....	54
3.19 Puntos de sujeción del motor.....	55
3.20 Motor asentado en neumáticos.....	56

ÍNDICE DE ANEXOS

	PÁGINA
Anexo A	
Anteproyecto.....	66
Anexo B	
Herramienta especial de la hélice.....	93
Anexo C	
Tecele.....	95
Anexo D	
Manual de mantenimiento.....	97
Anexo E	
Desmontaje del motor.....	102
HOJA DE VIDA.....	107
LEGALIZACIÓN DE FIRMAS.....	109
CESIÓN DE DERECHOS.....	110

RESUMEN

El presente proyecto de graduación contiene de forma detallada los aspectos necesarios para el desmontaje de un motor en este caso del motor derecho del avión Fairchild FH-227 para su posterior traslado.

Inicialmente se detalla el tema y se fundamenta en la necesidad de desmontar este motor para el traslado del avión en su totalidad, también se determina los objetivos a realizarse para de esta manera obtener los resultados deseados.

El desarrollo de este trabajo investigativo contiene información técnica recopilada del desmontaje del motor, lo cual ayudó a tener una idea clara a desarrollar y de esta manera cumplir lo anhelado.

En el desarrollo del tema se detalla minuciosamente todos y cada uno de los pasos realizados para desmontar este motor, que siguiendo medidas de seguridad se previnieron accidentes.

SUMARY

The present graduation project contains detailed the aspects necessary for the dismantling of an engine in this case the right engine of the Fairchild FH-227 aircraft for its subsequent transfer.

Initially outlining the issue and is based on the need to disassemble the engine for the transfer of the aircraft as a whole, is also determined the objectives to be held to in this way obtain the desired results.

The development of this investigative work contains technical information collected in the disassembly of the engine, which helped to have a clear idea to develop and thus fulfill the desired.

The development of the theme details carefully each and every one of the steps undertaken to dismantle this engine, which, following security measures and other rules were not accidents.

CAPÍTULO I

EL TEMA

1.1 Antecedentes

El avance tecnológico de la ciencia hoy en día, exige de los Centros de Formación Académica, un ingente esfuerzo que permita que sus estudiantes reciban los conocimientos al más alto nivel, lo cual les permitirá desarrollarse con éxito en él, cada vez más competitivo ámbito profesional, constituyéndose de ésta manera en un aporte al progreso y desarrollo del sector empresarial, la colectividad y la Nación.

El INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR AERONÁUTICO ha dado muestras fehacientes de hallarse en ésta dinámica educativa y se estima sería de gran utilidad el que cuente en sus instalaciones, con un avión escuela que potencie la preparación técnico - profesional de sus estudiantes, de modo que estudiantes y maestros puedan visualizar a la aeronave y comprender de mejor manera los diversos sistemas e instrumentos de que está compuesta en un ámbito real y práctico, que es con lo que se van a encontrar los futuros profesionales.

El contar con un avión escuela sin duda alguna, servirá para el perfeccionamiento de las destrezas previamente aprendidas en las aulas y elevará el nivel de formación académica, lo cual redundará en un mejor desempeño de sus profesionales, incrementando de ésta manera el prestigio de la Institución.

Como parte de éste ambicioso proyecto y en una primera etapa, se cuenta con un estudio previo de factibilidad técnica y legal para contar con una parte de lo que

será en un futuro un avión escuela en las instalaciones de la Institución. El presente proyecto es el “Desmontaje del motor derecho del avión Fairchild FH-227 para su traslado del Ala de Transporte N°11 ubicado en la ciudad de Quito, al campus del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico ubicado en la ciudad de Latacunga”. El anteproyecto indicado, se encuentra en el Anexo A y contiene la investigación mediante la cual se determinó la factibilidad de su ejecución.

1.2 Justificación e Importancia

El trabajo teórico-práctico denominado “Desmontaje del motor derecho del avión Fairchild FH-227 con matrícula HC-BHD para su traslado del Ala de Transporte N°11 hasta el campus del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico” aportará a este centro de enseñanza con procedimientos, material, instalaciones y equipos que pueden elevar el interés y mejorar el aspecto teórico-práctico del conocimiento de los estudiantes.

El presente estudio contribuirá a la comprensión de los educandos, en cuanto al proceso de desmontaje del motor de un avión, el cual será una guía de referencia considerando que las diversas aeronaves existentes en el medio, poseen características semejantes.

El procedimiento ilustrará tanto a maestros como alumnos los pasos a seguir para el desmontaje del motor de la aeronave, lo cual abonará en el entendimiento a través de la visualización de todos y cada uno de los subsistemas que lo conforman.

1.3 Objetivos

1.3.1 Objetivo general

Desmontar el motor derecho del avión Fairchild FH-227 con matrícula HC-BHD para su traslado desde el Ala de Transporte N°11 ubicado en la ciudad de Quito al campus del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico ubicado en la ciudad de Latacunga.

1.3.2 Objetivos específicos

- Recolectar información técnica sobre los sistemas de anclaje del motor derecho del avión para el presente estudio.
- Conocer los procesos técnicos apropiados para el desmontaje seguro del motor de la aeronave.
- Establecer el procedimiento apropiado de desmontaje que permita cumplir con los plazos de tiempo previstos.
- Determinar las herramientas adecuadas para el desarrollo del desmontaje del motor derecho del avión Fairchild.
- Considerar las diversas medidas de seguridad para evitar accidentes o incidentes que afecten la integridad de las personas, o también daños de los componentes.

1.4 Alcance

El proyecto abarca el estudio del estado de situación actual del motor motivo del presente trabajo; la selección de las máquinas, equipos e instalaciones necesarias para la ejecución del proyecto; la definición de las necesidades de asesoría especializada en los ámbitos que estimen oportunos tales como prevención de riesgos laborales; la elaboración del procedimiento de desmontaje y finalmente el desmontaje del motor de la aeronave.

El trabajo de graduación ayudará en el aumento de las cualidades académicas y prácticas de la comunidad aeronáutica lo que ayudará a su perfeccionamiento laboral, lo que contribuirá a obtener nuevas generaciones con mayor conocimiento en el campo de la aviación.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 Avión Fairchild Hiller 227 (FH 227)

El avión Fairchild Hiller de matrícula HC-BHD, prestó servicios a la compañía CEPE que posteriormente pasó a llamarse PETROECUADOR. La aeronave se la utilizó para el transporte de trabajadores y para colaborar con la comunidad en general.



Figura 2.1: Avión Fairchild FH-227

Fuente: <http://www.planepictures.net>

Realizado por: Alfonso Carrión

El avión sobrevoló durante algún tiempo el espacio aéreo, cubriendo varias rutas en las que la tripulación disfrutaba de los paisajes y atractivos desde el cielo del Ecuador; luego de un tiempo fue dado de baja por nuevas adquisiciones para

posteriormente ser donado a la Fuerza Aérea Ecuatoriana y finalmente al Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico.



Figura 2.2: Avión Fairchild en vuelo

Fuente: <http://www.planepictures.net>

Realizado por: Alfonso Carrión

2.1.1 Características generales

- “* Tripulación: Dos personas (piloto y copiloto)
- * Capacidad: 52 asientos o un máximo de 56
- * Longitud: 25.50 m
- * Wingspan: 29.00 m
- * Altura: 27 pies 7 pulgadas (8.41 m)
- * Peso vacío: 22.923 libras (10.398 kilogramos)
- * Peso de despegue máximo: 45.500 libras (20.600 kilogramos)
- * Planta de poder: 2× Rolls Royce Mk 5327 Turbopropulsores.”¹

2.1.2 “Especificaciones técnicas del Fairchild FH-227

- **Tipo**..... Avión comercial y de transporte
- **Fabricante**..... Fairchild Hiller

¹www.aviastar.org disponible en: http://air/usa/fair_fh-227.php. oct.2011

- **Primer vuelo**..... 27 de enero de 1996
- **Introducido**..... 1 de julio de 1966
- **Usuarios principales**..... Aces Colombia, Marina Peruana
- **Producción**..... 78
- **Nº construidos**..... 78 modelos FH-227.”²

2.1.3 Descripción de la aeronave

“El FH- 227 es un monoplano de ala alta y un fuselaje semi monocasco”.



Figura 2.3: Avión Fairchild armado

Fuente: investigación de campo

Realizado por: Alfonso Carrión

La potencia de la aeronave es proporcionada por dos motores turbo-propulsores; adicionalmente se integran las unidades de freno de hélice neumáticamente operadas en la instalación de la planta de poder.

Posee un tren de aterrizaje del tipo triciclo operado neumáticamente, en los que están incorporados los neumáticos y los frenos de estos, que están instalados en la aeronave. Un dispositivo antideslizante es incluido en el sistema del freno.

Las protecciones de hielo incluyen detecciones de fallas, en el borde de ataque existe propulsores aéreos, tubos pitot y tomas estáticas.

²www.wikipedia.org disponible en: http://wiki/Fairchild_Hiller_FH-227. oct.2011



Figura 2.4: Conjunto del motor y tren de aterrizaje

Fuente: investigación de campo

Realizado por: Alfonso Carrión

La cabina del avión se presuriza y existe la presencia de aire acondicionado para la comodidad de la tripulación. El aire se logra en el ciclo aéreo y los sistemas de ciclo de vapor. La puerta del pasajero trasera es operada neumáticamente y manualmente, las puertas de carga son operadas desde la cabina.”³



Figura 2.5: Puerta trasera del avión

Fuente: investigación de campo

Realizado por: Alfonso Carrión

³Manual de mantenimiento del avión Fairchild. Pág.1 Introducción.

2.2 Tipos de motores de aviación

2.2.1 Motores de explosión

“La aviación como la conocemos comenzó gracias a la propulsión de aeronaves mediante motores de cilindros y pistones, también llamados motores alternativos. A pesar de que existían otros métodos y formas de propulsión, los motores permitieron una propulsión de trabajo constante, operados principalmente por gasolina. Debido a la rudimentaria tecnología de finales del Siglo XIX, puede atribuirse en parte al desarrollo de los motores el que a comienzos del Siglo XX el vuelo propulsado fuera posible.

2.2.1.1 Motor en línea

Este tipo de motor tiene los cilindros alineados en una sola fila. Normalmente tienen un número par de cilindros, pero existen casos de motores de tres o cinco cilindros. La principal ventaja de un motor en línea es que permite que el avión pueda ser diseñado con un área frontal reducida que ofrece menor resistencia aerodinámica. Una de las desventajas de un motor en línea es que ofrece una escasa relación potencia a peso, debido a que el cárter y el cigüeñal son largos y por tanto más pesados.

Éstos pueden ser refrigerados por aire o por líquido, pero lo más común es que sean refrigerados por líquido porque resulta difícil obtener un flujo de aire suficiente para refrigerar directamente los cilindros de la parte trasera.”⁴

⁴[www.wikipedia.org](http://www.wikipedia.org/wiki/Motor_aeron%C3%A1utico) disponible en: http://wiki/Motor_aeron%C3%A1utico.

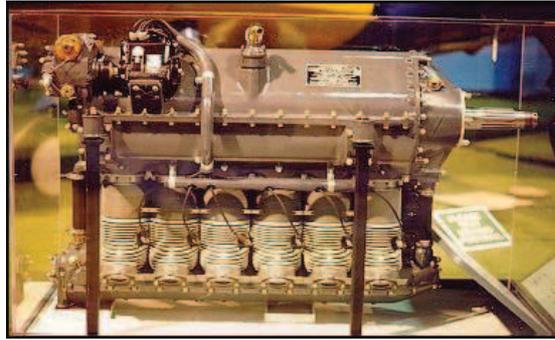


Figura 2.6: Motor en línea de seis cilindros.

Fuente: http://es.wikipedia.org/wiki/Motor_aeron%C3%A1utico

Realizado por: Alfonso Carrión

2.2.1.2 Motor rotativo

“Los diseñadores de aviones necesitaban un motor que fuera ligero, potente, barato, y fácil de producir en grandes cantidades. El motor rotativo cumplió esos objetivos. Tienen todos los cilindros distribuidos circularmente en torno al cárter como el posterior motor radial, pero con la diferencia de que el cigüeñal está atornillado a la estructura del avión, y la hélice está atornillada a la carcasa del motor.

De este modo el motor entero gira junto a la hélice, proporcionando un montón de flujo de aire para la refrigeración, independientemente de la velocidad de avance de la aeronave. Algunos de estos motores eran de dos tiempos, con una gran relación potencia a peso.

Eran motores muy poco fiables, debido a que funcionaban a máxima potencia todo el tiempo sin que pudiera controlarse el paso de gasolina (sólo se podían encender o apagar), sus componentes internos no estaban hechos para resistir varias horas de uso, tendían a sobrecalentarse por encima de 350 °C, temperatura a la cual varios componentes comienzan a fundirse y perforarse permitiendo fugas de aceite que se inflamaba inmediatamente, provocando el incendio del motor y de la aeronave.”⁵

⁵www.wikipedia.org disponible en: http://wiki/Motor_aeron%C3%A1utico.

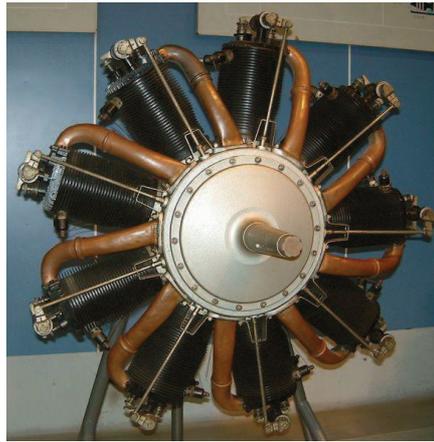


Figura 2.7: Motor rotativo.

Fuente: http://es.wikipedia.org/wiki/Motor_aeron%C3%A1utico

Realizado por: Alfonso Carrión

2.2.1.3 Motor radial

“Este tipo de motor tiene una o más filas de cilindros distribuidos circularmente en torno al cárter. Cada fila tiene un número impar de cilindros para que el motor tenga un buen funcionamiento. Es de cuatro tiempos y son refrigerados por aire, los motores radiales sólo tienen una muñequilla en el cigüeñal por cada fila de cilindros y por tanto un cárter relativamente pequeño, ofreciendo una buena relación potencia a peso.

Debido a que la disposición de los cilindros expone muy bien las superficies de irradiación de calor del motor al aire y tiende a cancelar las fuerzas recíprocas, los motores radiales suelen enfriarse de forma uniforme y para funcionar correctamente.”⁶

⁶www.wikipedia.org disponible en http://es.wikipedia.org/wiki/Motor_aeron%C3%A1utico

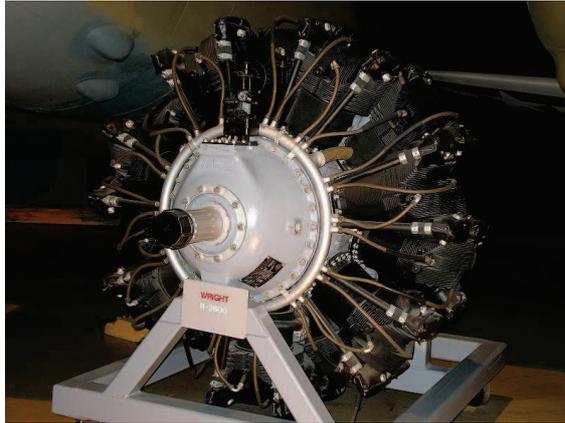


Figura 2.8: Motor radial.

Fuente: http://es.wikipedia.org/wiki/Motor_aeron%C3%A1utico

Realizado por: Alfonso Carrión

2.2.2 Motores a reacción

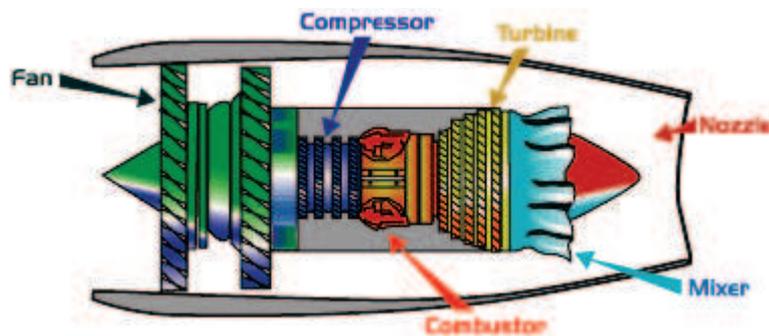


Figura 2.9: Motor a reacción

Fuente: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/UEET/StudentSite/engines.html>

Realizado por: Alfonso Carrión

2.2.2.1 Turborreactores

“La idea básica del turborreactor es simple. El aire es tomado desde una abertura en la parte delantera del motor este es comprimido de 3 a 12 veces su presión original en el compresor. El combustible se añade a la atmósfera y se queman en una cámara de combustión para aumentar la temperatura de la mezcla de fluidos

a unos 1.100 ° F a 1300 ° F. El aire caliente resultante se pasa por una turbina que acciona el compresor. Si la turbina y el compresor son eficientes, la presión en la descarga de la turbina van a ser casi dos veces la presión atmosférica, y este exceso de presión se envía a la boquilla para producir una corriente de alta velocidad del gas que produce un empuje.

El turbo reactor es un motor de reacción. En un motor de reacción, los gases de expansión dan empuje con fuerza contra la parte delantera del motor. El turbo reactor aspira el aire y lo comprime o aprieta. Los gases fluyen a través de la turbina y la hacen girar. Estos gases rebotan y salen disparados por la parte posterior; los gases de escape empujan el avión hacia adelante.”⁷

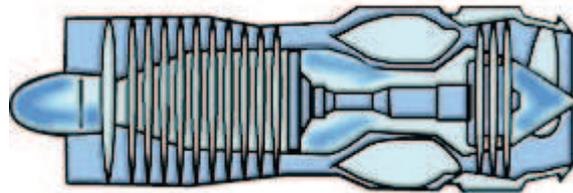


Figura 2.10: Motor turbo reactor

Fuente: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/UEET/StudentSite/engines.html>

Realizado por: Alfonso Carrión

2.2.2.2 Turbofan

“Un motor turbofan tiene un gran ventilador en la parte delantera, que aspira el aire. La mayoría de los flujos de aire pasan alrededor del exterior del motor, por lo que es más tranquilo y da más empuje a bajas velocidades. La mayoría de los aviones de hoy en día son impulsados por turbofans. En un turbo reactor todo el aire que entra en la ingesta pasa a través del generador de gas, que está compuesto por el compresor, cámara de combustión, y la turbina. En un motor turbofan, sólo una parte del aire entra en la cámara de combustión. El resto pasa a través de un ventilador o compresor de baja presión, y se expulsa directamente como una mezcla con el gas de escape del generador para producir un escape. El

⁷ www.grc.nasa.gov disponible en <http://WWW/K-12/UEET/StudentSite/engines.html>

objetivo de este tipo de sistema de derivación aumenta el empuje, sin aumentar el consumo de combustible. Esto se logra mediante el aumento total de la masa de aire y la reducción de la velocidad dentro de la oferta total de energía misma.

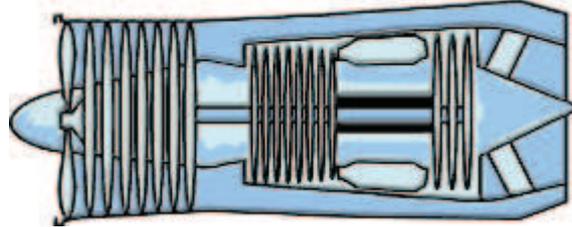


Figura 2.11 Motor turbofan

Fuente: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/UEET/StudentSite/engines.html>

Realizado por: Alfonso Carrión

2.2.2.3 Turboeje

Esta es otra forma de motor a turbina que opera tanto como un sistema de turbohélice. No conduce una hélice. En su lugar, proporciona la energía para un rotor de helicóptero. El motor turboeje está diseñado para que la velocidad del rotor de helicóptero sea independiente de la velocidad de rotación del generador de gas. Esto permite que la velocidad del rotor se mantenga constante, incluso cuando la velocidad del generador sea muy variada para modular la cantidad de energía producida.”⁸

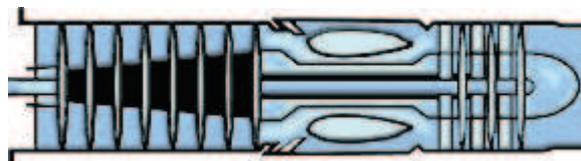


Figura 2.12: Motor turboeje

Fuente: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/UEET/StudentSite/engines.html>

Realizado por: Alfonso Carrión

⁸[www.grc.nasa.gov](http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/UEET/StudentSite/engines.html) disponible en: <http://.WWW/K-12/UEET/StudentSite/engines.html>

2.2.2.4. Turbohélice

“Un motor turbohélice es un motor a reacción unida a una hélice. La turbina en la parte trasera se activa por los gases calientes, y esto se vuelve un eje que mueve la hélice. Algunos aviones pequeños y los aviones de transporte son accionados por turbohélices.

Al igual que el turborreactor, el motor de turbohélice se compone de un compresor, cámara de combustión y turbina, el aire y la presión del gas se utiliza para mover la turbina, lo cual crea el poder para accionar el compresor.

Comparado con un motor turborreactor, el turbohélice tiene mejor eficiencia en la propulsión a velocidades de vuelo por debajo de 500 millas por hora. Los motores modernos turbohélices están equipados con propulsores que tienen un diámetro más pequeño, pero un mayor número de palas para la operación eficiente a velocidades de vuelo mucho más altas.

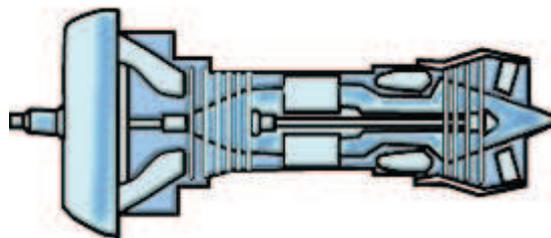


Figura 2.13: Motor turbohélice

Fuente: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/UEET/StudentSite/engines.html>

Realizado por: Alfonso Carrión

Estos motores no basan su ciclo operativo en la producción del empuje directamente del chorro de gases que circula a través de la turbina, sino que la potencia que producen se emplea en su totalidad para mover la hélice, y es esta la que genera la tracción para propulsar la aeronave. Debido a que el óptimo funcionamiento de las turbinas de gas se produce a altas velocidades de giro superiores a 10.000 RPM, los turbohélices disponen de una caja de engranajes para reducir la velocidad del eje y que las puntas de la hélice no

alcancen velocidades supersónicas. A menudo la turbina que mueve la hélice está separada del resto de componentes rotativos para que sean libres de girar a su velocidad óptima (se conocen como motores de turbina libre). Los turbohélices son muy eficientes cuando operan dentro del rango de velocidades de crucero para las que fueron diseñados, que en general va desde los 320 a los 640 km/h. Al igual que en la mayoría de motores recíprocos, los motores cuentan con controles que mantienen fija la velocidad de la hélice y regulan el paso de sus palas (hélice de velocidad constante y paso variable). La potencia de los motores turbohélice, al igual que los turbo eje, se mide por su potencia en el eje.”⁹

2.3 Motor del avión FH-227 (MK. 532)

2.3.1 Características generales

- * Tipo: turbohélice
- * Compresor: centrífugo de dos etapas
- * Combustión: 7 cámaras
- * Turbina: 3 etapas
- * Combustible: kerosene

2.3.1.1 Cámara de combustión tipo anular

“El motor del avión Fairchild FH-227 posee 7 cámaras de combustión estas son de tipo anular, esta cámara consta de anillos circulares interiores y exteriores alrededor del eje compresor-turbina. Es, por tanto, una especie de anillo que rodea al motor.

La combustión se realiza en la parte delantera. Suele llevar un colector de tipo circular que rodea toda la cámara con unos 30 orificios de salida, inyectores y dos bujías.

⁹ Libro: Motor de reacción ,2007 Valentín Sainz Díez pág. 34

2.3.1.2 Compresor centrífugo

Son los más sencillos en cuanto a su diseño y forma de trabajo. De ahí que fuesen los primeros utilizados en motores de reacción.

En un motor de compresor centrífugo, la entrada de aire es prácticamente axial, es decir, paralela al eje del motor y debido al rotor dicho aire sale despedido por fuerza centrífuga (de ahí su nombre), hacia la periferia.

Esencialmente sus componentes son: rotor, difusor y colector.

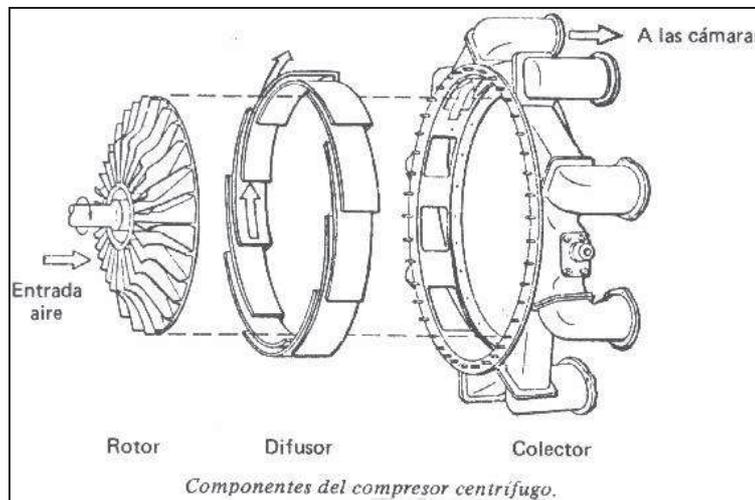


Figura 2.14: Componentes del compresor centrífugo

Fuente: Libro El Motor de reacción

Elaborado por: Alfonso Carrión

Una vez que se ha conseguido el aumento de velocidad del aire por diferencia de radios, se cambia la presión en el difusor y de aquí es recogido por el colector para ser enviado a las cámaras de combustión.”¹⁰

¹⁰ Libro: Motor de reacción ,2007 Valentín Sainz Díez págs. 66, 48

2.3.2 Performance

* “Potencia: 1800 hp

* Compresión: 5,4:1

* Consumo de aire: 9,7 kg/s”¹¹

2.3.3 Descripción

“El sistema propulsor está compuesto por dos motores turbohélice Rolls-Royce Dart, los montantes del motor son tubulares de acero, tiene cuatro palas Rotol, el motor posee cuatro cubiertas de fácil remoción, y diferentes equipos necesarios para la operación del motor.



Figura 2.15: Motor parte delantera

Fuente: investigación de campo

Realizado por: Alfonso Carrión

Los accesorios accionados por el motor son montados después de la pared de fuego en el compartimiento de los accesorios de la caja de engranajes.

¹¹www.aerodacious.com



Figura 2.16: Motor del avión vista lateral

Fuente: investigación de campo

Realizado por: Alfonso Carrión

El componente del sistema de drenaje del motor y sus accesorios es provisto para asegurar un adecuado drenaje del motor. Los tubos y mangueras de drenaje están conectados al drenaje principal y a la caja de drenaje fija en la parte inferior de la cubierta del motor.



Figura 2.17: Tubos y mangueras del motor

Fuente: investigación de campo

Realizado por: Alfonso Carrión

El sistema propulsor es intercambiable después de la unidad de escape de motor se vuelve a colocar para que encaje en el conjunto del tubo de escape.



Figura 2.18: Motor del avión parte posterior

Fuente: investigación de campo

Realizado por: Alfonso Carrión

El motor turbohélice Rolls-Royce Dart utiliza la producción de gases calientes en las cámaras de combustión para dirigirlos a la turbina. El poder desde las tres etapas de la turbina de flujo axial es transmitido a lo largo del eje impulsor del motor a la segunda etapa del compresor centrífugo y a la caja reductora de la hélice. Las dos etapas de la caja reductora reduce la alta velocidad rotacional del eje impulsor del motor para producir rpm más eficientes para el eje de la hélice. La relación de reducción de los engranajes es de 1 a 0.093.



Figura 2.19: Motor del avión

Fuente: investigación de campo

Realizado por: Alfonso Carrión

Las palancas de control del motor son diseñados para proveer una máxima facilidad de control sin dispositivos automáticos, estas están localizadas en el pedestal del compartimiento de la tripulación. El sistema de control del motor es operado manualmente, y mecánicamente.

El control de potencia está vinculado a la unidad controladora de la hélice, a la válvula reguladora en la unidad de control de flujo de combustible del motor, y a la unidad de control de agua/metanol. El compensador de control de combustible es también conectado a la varilla de control de la válvula reguladora del motor para proveer una fina regulación de ajuste para adaptarse a las condiciones de temperatura ambiente sin afectar el ángulo de las palas de la hélice.

La instalación del control de potencia, produce una adecuada relación de aire/combustible y los parámetros correctos para el paso de la hélice en relación a las rpm del motor.”¹²

¹²Manual de mantenimiento del avión Fairchild Hiller FH-227. Parte 71-00, pág.1

2.4 Funcionamiento del motor

2.4.1 Sistema de ignición y de arranque

“El encendido y el sistema de arranque del motor está diseñado para realizar cuatro funciones principales en la operación del motor, el arranque del motor normal, volver a encender en vuelo, la prueba de ignición y escape del motor.

Para empezar el arranque normal del motor, el motor de arranque gira el eje de transmisión del motor a través de un embrague y un tren de engranajes internos, que hace que el aire ingrese en los compresores y a las cámaras de combustión. El combustible de los quemadores se mezcla con el aire y la mezcla es encendida por las bujías de encendido. Los tubos de interconexión entre las cámaras de combustión asegura el encendido del motor por completo. Cuando el motor está en marcha por sus propios medios, el motor de arranque se desconecta y el circuito eléctrico se desactiva de forma automática.

Bajo ciertas condiciones, puede ser necesario volver a encender un motor durante el vuelo. Para encender nuevamente al motor se lo realiza sin el uso del motor de arranque, ya que la acción del viento, mueve a la hélice, lo que impulsa al motor para dar la velocidad inicial.”¹³

¹³Manual de mantenimiento del avión Fairchild Hiller FH-227. Parte 80-00, págs.1-2

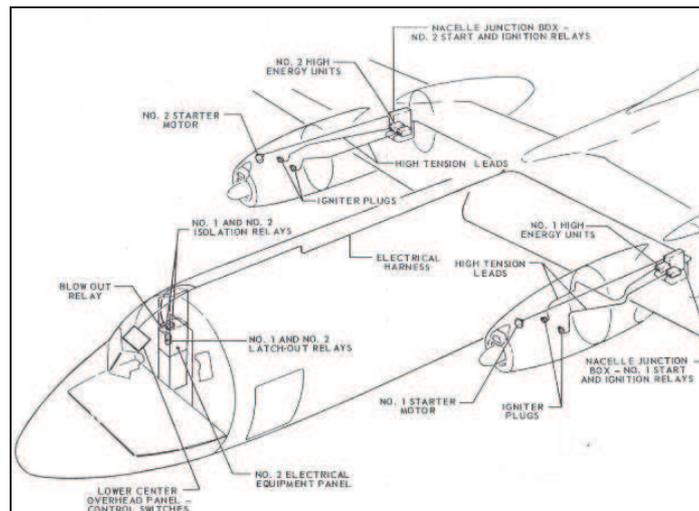


Figura 2.20: Sistema de ignición y arranque

Fuente: Manual de mantenimiento ATA 80

Elaborado por: Alfonso Carrión

2.4.2 Sistema de agua/metanol

“Con el fin de restablecer la máxima potencia del motor cuando la temperatura ambiente es alta sin exceder la temperatura permisible de las turbinas de gas, es necesario una regulación del combustible, un sistema separado pero interconectado de agua / metanol existe para cada motor. Cada sistema incorpora un tanque de suministro de tipo vejiga, una válvula de control de nivel, una bomba de 28 voltios de accionamiento eléctrico, una válvula de retención de alivio térmico, una válvula de cierre con una función de las disposiciones de alivio térmico, un filtro, un interruptor de presión, una luz indicadora de presión en el compartimiento de vuelo, una línea de alimentación de calor, y la unidad de control montada en el motor.

Cada sistema proporciona una indicación de cantidad en la góndola, el llenado se lo realiza por gravedad a través de la boca de llenado que conectada a la parte superior del tanque y una tapa de llenado en la sección central del ala en la parte superior.

La indicación de presión del sistema es proporcionado por una luz verde en el compartimiento de vuelo. La luz está conectada a un interruptor de presión que está conectado hidráulicamente a la tubería de presión y se ilumina cuando la presión del sistema es normal.

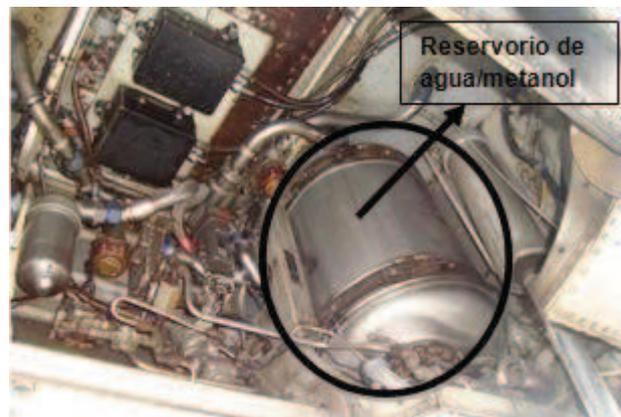


Figura 2.21: Reservorio de agua/metanol

Fuente: investigación de campo

Realizado por: Alfonso Carrión

La medición de agua / metanol en el motor es controlado por la unidad de control de agua / metanol montada en el motor. Los medidores de la unidad de control del fluido en el motor garantizan su uso solo cuando el ajuste de las rpm avanza a 14500, la presión del aceite y la presión del aire ambiente son las indicadas para usar este sistema en el motor.

El acceso a los componentes del sistema se obtiene a través de la rueda del tren de aterrizaje principal y también a través del panel de acceso central del ala entre las estaciones 80 y 100, con la excepción de la unidad de control, que es accesible a través de la cubierta del motor.

La necesidad de agua/metanol se determina por la temperatura ambiente. Si la temperatura es superior a la de la Atmósfera Estándar Internacional (ISA), 15 ° C (59 ° F), es necesario disminuir el flujo de combustible a los motores, para evitar que la temperatura del gas de la turbina exceda los límites máximos. Con el fin de restaurar la energía a las calificaciones ISA, la inyección de agua/metanol se

utiliza de manera efectiva a una altitud de 10.000 pies. El uso del agua/metanol restaura la potencia del motor al valor que habría sido en condiciones ISA en la altitud de operación en particular.”¹⁴

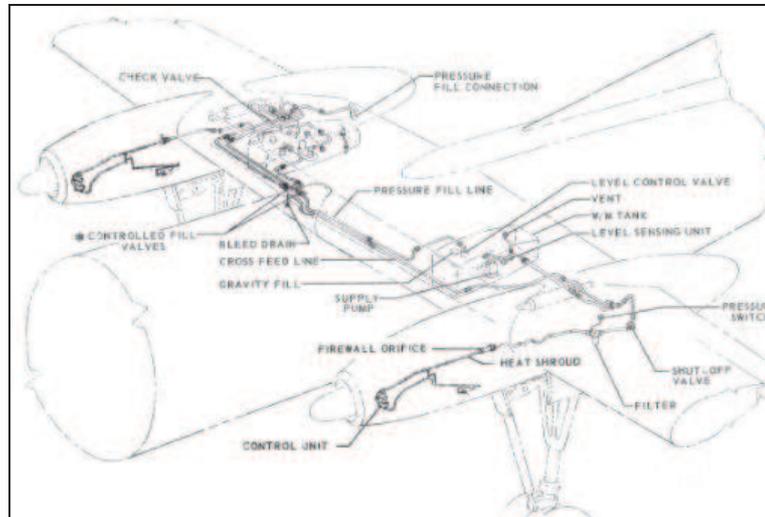


Figura 2.22: Sistema de agua/metanol

Fuente: Manual de mantenimiento ATA 82

Elaborado por: Alfonso Carrión

2.4.3 Caja de engranajes de accesorios

“El conjunto de la caja de engranajes de accesorios está montado en cada nacela entre la pared de fuego de la nacela y el larguero de la parte delantera del ala central.

El conjunto de la caja de engranajes ofrece superficies de montaje para los accesorios del avión y está impulsado por un eje de transmisión acoplado entre una brida de salida de potencia en el motor y la entrada de la cubierta del eje impulsor en el conjunto de la caja de engranajes, mientras que un sistema de desagüe por gravedad se presenta en el compartimiento de la caja de engranajes con el propósito de dirigir hacia afuera, cualquier fuga de aceite desde los sellos del impulsor de accesorios en la cubierta de la torre y el freno de hélice. La caja

¹⁴Manual de mantenimiento del avión Fairchild. Parte 82-00. Pág.1

de engranajes está equipada con un detector de chips magnéticos para la inspección de partículas metálicas del sistema de aceite.

Una baja presión de aceite de la caja es indicada mediante una luz de advertencia en el compartimiento de vuelo, actuado por un interruptor de presión en el compartimiento de la caja de engranajes de montaje y / o el cambio de aceite del motor a baja presión.”¹⁵

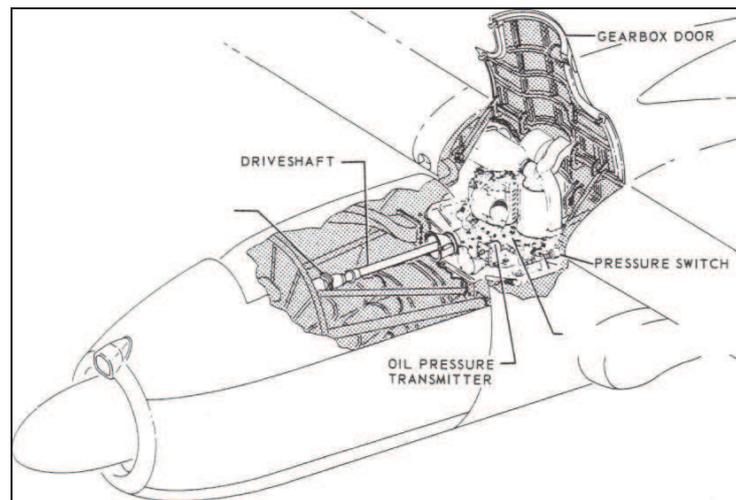


Figura 2.23: Instalación de los accesorios de la caja de engranajes

Fuente: Manual de mantenimiento ATA 83

Elaborado por: Alfonso Carrión

2.4.4 Sistema de combustible

“Cada motor es alimentado por un sistema de combustible independiente, con disposiciones para el suministro de cualquiera de los motores desde el lado opuesto por medio de un sistema de alimentación cruzada. El sistema de alimentación cruzada se controla mecánicamente a través de un sistema de cables, y poleas, terminando con un control tipo perilla montada horizontalmente en la parte de atrás del compartimiento de la tripulación.

¹⁵Manual de mantenimiento del avión Fairchild. Parte 83-00. Pág.1

Un tanque integral se encuentra en cada ala, se realiza la alimentación por gravedad a un depósito colector situado en cada góndola. Dos bombas de refuerzo se encuentran dentro de cada tanque colector. Una válvula de corte operada eléctricamente y se encuentra en la línea principal de combustible, entre el tanque de ala y el depósito colector. La energía requerida para la operación es de 28 voltios DC desde la barra eléctrica de emergencia en vuelo.

Entre el tanque colector y la conexión de entrada al motor, se instala en cada góndola un interruptor de presión de combustible, una válvula de alimentación cruzada, una válvula de corte de emergencia, un medidor de caudal de combustible, un calentador de combustible, las válvulas necesarias de verificación, y disposiciones para el alivio de la expansión térmica.

Entre la pared de fuego y la conexión de entrada al motor, existe una protección para las líneas de combustible cuando pasan a través de las turbinas y las cámaras de combustión. Adicionalmente a la línea principal de alimentación de combustible, un interruptor de baja presión de combustible se dirige desde el motor a otro interruptor de presión diferencial en la góndola que opera una luz de advertencia en el compartimiento de la tripulación. Un transmisor de presión de combustible también se instala en la línea de baja presión. La válvula de corte de combustible de emergencia es mecánicamente controlada a través de un sistema de cables y poleas, terminando con una manija en forma de "T" ubicada en el compartimiento de la tripulación, en el panel de emergencia en vuelo justo por encima del panel de instrumentos del motor.¹⁶

¹⁶Manual de mantenimiento del avión Fairchild. Parte 28-00. Pág.1

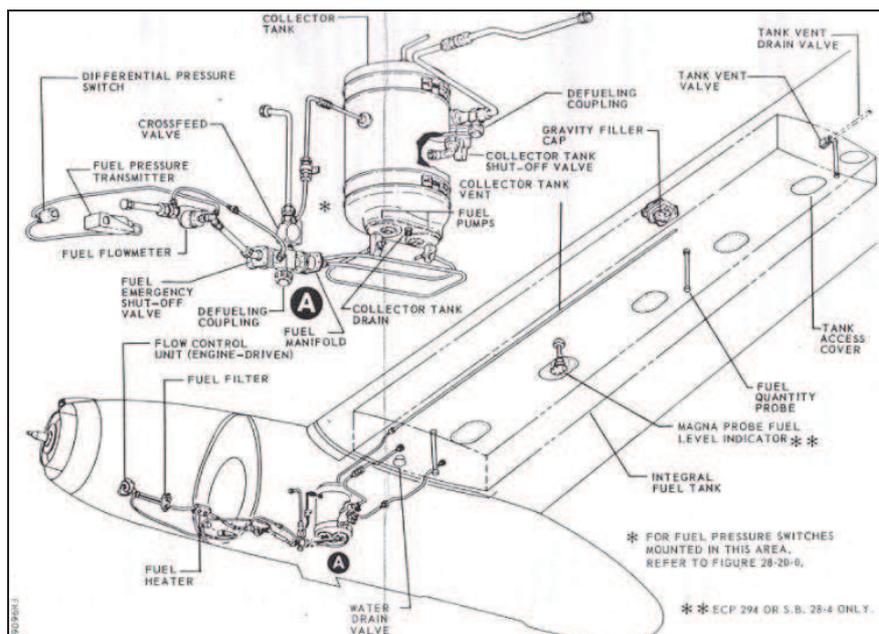


Figura 2.24: Sistema de combustible

Fuente: Manual de mantenimiento

Realizado por: Alfonso Carrión

2.4.5 Control de combustible

2.4.5.1 Descripción

“El sistema de control de combustible es mecánicamente operado por las palancas de control ubicadas en el compartimiento de la tripulación. Un sistema de cable se utiliza entre el pedestal y la pared de fuego. El control de movimiento es transmitido a la caja de control del motor mediante un sistema de varillas de doble efecto y por el conjunto de la palanca. Desde la caja de control del motor para las respectivas unidades de control del motor, se lo realiza por medio de un sistema de varillas de doble efecto, tubos de torsión y por un conjunto de palancas que son sujetos a la estructura del motor.

2.4.5.2 Componentes

2.4.5.2.1 Palancas de control.

Existen dos palancas de control de combustible una para cada motor, están instalados en el eje transversal del compartimiento de la tripulación. Estas

palancas están conectadas a las varillas de doble efecto y a las palancas acodadas que accionan las poleas ubicadas en la parte baja del pedestal.

El acceso a los mecanismos de control de la palanca es a través de paneles desmontables incorporados en el pedestal.

2.4.5.2.2 Sistema de cables

Desde las poleas en la parte inferior del compartimiento del pedestal de la tripulación, los cables para el control de combustible se encaminan debajo del piso del compartimiento de la tripulación, hasta la parte trasera del compartimiento de la tripulación de atrás del mamparo, los cables para los motores izquierdo y derecho empiezan de los respectivos lugares de entrada a los compartimientos de la tripulación.

Desde los mamparos, los cables pasan a lo largo de cada lado de la parte superior del fuselaje y entra en la zona no presurizada, entre los revestimientos interior y exterior de la aeronave, a través de la guía de entrada de presión que conduce a la estación 198 del fuselaje y desde allí a la cara delantera del larguero central del ala.

El ajuste del cable se realiza mediante tensores que se encuentran entre las estaciones 167 y 198 del fuselaje, accesibles desde abajo mediante la apertura de los carenajes.

2.4.5.2.3 Sistema de varillas de doble efecto

La caja de control del motor sobresale por delante de la pared de fuego, el conjunto de la palanca es accionado por un sistema de cables y una polea situada en su interior y que están unidos al eje de torque que pasan a través de la caja, en el área delantera de la pared de fuego, donde está instalado el conjunto de la palanca mediante el sistema de accionamiento de varillas de doble efecto. El control de combustible por medio de las varillas de doble efecto se encaminan hacia delante desde la caja de control de la pared de fuego en el lado izquierdo de

cada motor al conjunto de palanca que están montados en los soportes unidos al motor, desde la cual se adiciona varillas de doble efecto que son encaminadas a la captación del movimiento de las palancas de la caja de control del motor.¹⁷

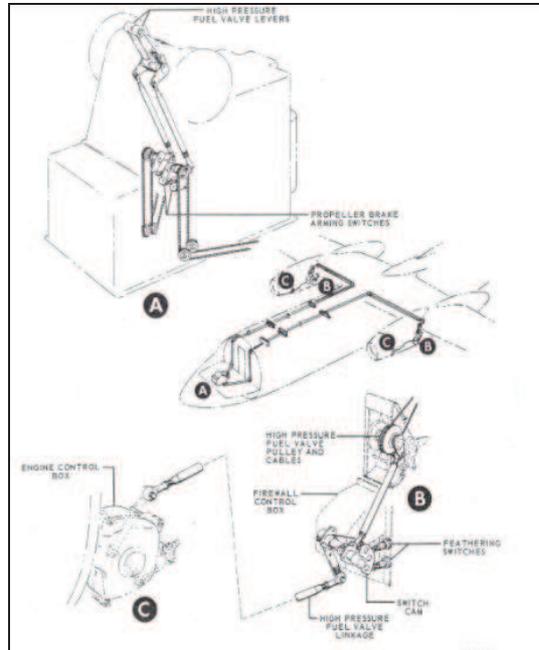


Figura 2.25: Control de combustible

Fuente: Manual de mantenimiento

Realizado por: Alfonso Carrión

2.4.6 Sistema de lubricación

“El sistema de lubricación proporciona lubricación a la caja de reducción de los engranajes de los accesorios, y a los cojinetes. El sistema de lubricación consiste de una bomba de aceite, filtro de aceite, válvula de alivio de presión, una válvula de alivio de derivación del filtro, un interruptor de presión de aceite, placas de separación de aceite, conductos de aceite y el cárter de aceite (sumidero). El motor puede funcionar satisfactoriamente en cualquiera de los aceites aprobados, sin embargo, un tipo de aceite no debe ser mezclado con cualquier otro tipo de aceite.

¹⁷Manual de mantenimiento del avión Fairchild. Parte 76-11-0. Págs.1,3

2.4.6.1 Función del sistema.

La bomba extrae el aceite del sumidero; el aceite es forzado a través de conductos hasta el filtro, el aceite entra en la carcasa del filtro, pasa por el elemento y sale a través de un pasaje en el filtro.

En el filtro sale de su asiento una válvula de alivio de presión de 15 a 25 psig que permite que el aceite fluya desde el exterior del elemento, a través de un pasaje en la tapa del elemento, para el paso de salida del filtro, de manera que si el elemento del filtro se obstruye, el aceite pasará por alto el elemento y continuará directamente.

La mezcla aire-aceite para la lubricación de rodamientos del eje del rotor se suministra a través de un chorro de aceite. Este chorro de aceite es en forma de aerosol que dirige al extremo de trasero del eje del engranaje cónico Zerol.

Fluye hacia adelante por el exterior del eje del rotor, a través de los rodamientos del eje del rotor y se impulsa hacia adelante de la tuerca del deflector de aceite en el cárter de aceite.

La válvula de alivio del sistema regula la presión del sistema aceite de 15 a 40 psig pasando por alto una parte de la salida de la bomba directamente a la caja de la unidad de reducción. El aceite vuelve al cárter por gravedad.”¹⁸

2.4.7 Controles del motor

“Las palancas para los controles de combustible están montadas en el centro del pedestal en el compartimiento de la tripulación y el recorrido incorpora una entrada entre CLOSE y FEATHER y en las posiciones OPEN y EMER OUT. Las palancas están articuladas para permitir el movimiento, y para proceder desde CLOSE a FEATHER o desde OPEN a EMER OUT, es necesario tirar de las palancas en el tablero.

¹⁸Manual de mantenimiento del avión Fairchild. Parte 79-00-0. Págs.1,2

Cada sistema de control de potencia está conectado mecánicamente a la unidad de control de flujo de combustible, a la unidad controladora de la hélice, y a la unidad de control de agua/ metanol. Además de las diversas funciones mecánicas anteriormente nombradas, las palancas de potencia accionan interruptores que operan parte de otros sistemas de la aeronave. Los interruptores están en condiciones de operar a diferentes niveles de potencia de la palanca.

El movimiento de las palancas de potencia posiciona la unidad de control de flujo de combustible, la palanca del acelerador y la palanca del gobernador de la hélice en una proporción adecuada en cuanto a flujo de combustible y el ángulo de la pala. En principio, el movimiento hacia delante de las palancas de potencia aumenta el flujo de combustible y cambia el ángulo de la pala.

El control de agua/metanol se ve afectado por el sistema de control de potencia cuando la palanca avanza hasta conseguir las 14.500 rpm. Este admite presión de aceite para el servo en la unidad de control, permitiendo así que el agua /metanol pueda ser dosificada en el motor de acuerdo con la presión del aceite y la presión de aire del ambiente.

Con las palancas de control de combustible en la posición completa hacia adelante, las válvulas de presión de combustible están abiertas, permitiendo así que el combustible pase a la sección de combustión. Al mismo tiempo una leva es girada en cada góndola para armar el circuito automático de embanderamiento por medio de un interruptor accionado por una leva montada adyacente a cada caja de control de la pared de fuego.

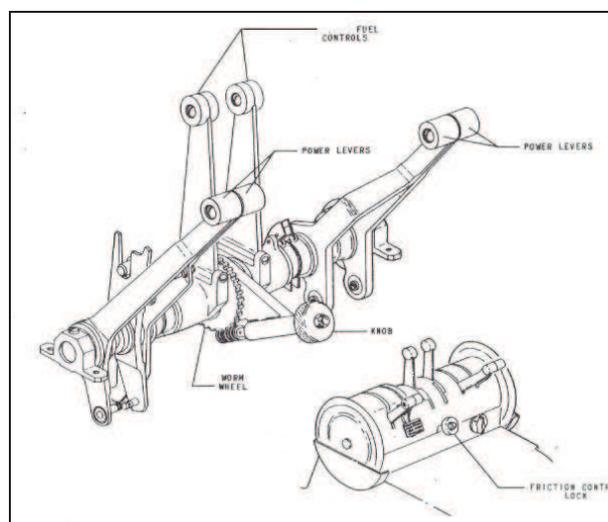
El movimiento de las palancas a la posición CLOSED cierra las válvulas de presión de combustible y al abrir el interruptor gira la leva en cada góndola para desarmar automáticamente el embanderamiento. Adicionalmente a la función hacia adelante, las palancas están unidas mecánicamente a un interruptor en el pedestal que arma el circuito de frenos de la hélice.

Cuando las palancas se mueven hacia atrás a FEATHER, la conexión mecánica posiciona a la unidad controladora del gobernador una válvula piloto que permite

que la hélice vaya a bandera. La conexión también gira la leva que se encuentra junto a la caja de control en la pared de fuego para cerrar un segundo interruptor que energiza la respectiva aislación del relé.

Cuando las palancas se trasladan a la posición EMER OUT, la válvula de combustible de alta presión posiciona a la varilla de la unidad de control del gobernador en una posición que permite el retiro de bloqueo de crucero. Este movimiento hacia adelante no perturba la configuración de apertura de la unidad de control de combustible pero reposiciona la palanca de embanderamiento en el controlador del gobernador. Esta posición se utiliza cuando hay una falla eléctrica o si es necesario para que el ángulo de las palas disminuya por debajo de las de crucero.

Además, las palancas de control de potencia del piloto accionan un interruptor en la parte final de atrás cuando se levanta y se coloca en la posición ralentí. Esta acción completa el circuito de paso fino de tierra, permitiendo así que las palas entren en el ángulo de paso fino de tierra.”¹⁹



2.25: Palancas de control del motor

Fuente: Manual de mantenimiento

Elaborado por: Alfonso Carrión

¹⁹Manual de mantenimiento del avión Fairchild. Parte 76-00. Págs.1,2

2.4.8 Indicación del motor

“El sistema de indicación de presión de torque para cada motor consiste de un indicador y de un transmisor.

El sistema de indicación tacómetro para cada motor es un circuito eléctrico cerrado que consta de un indicador y un generador tacómetro. El transmisor tacómetro es básicamente un pequeño alternador de tres fases (AC generador) en la cual el voltaje y la frecuencia de salida, se utiliza en función de las rpm del motor, para conducir al indicador. La corriente generada por el generador tacómetro se transmite a través del circuito al indicador en el panel de instrumentos del motor.

2.4.8.1 Sistema indicador de presión de torque

2.4.8.1.1 Transmisor

Un transmisor de presión de torque está situado en el lado izquierdo de cada motor, que funciona para transformar el movimiento mecánico, producido por la presión del aceite del motor de torsión, en señales eléctricas las cuales son dirigidas hacia el indicador.

2.4.8.1.2 Indicador de presión de torque

Dos indicadores de presión de torque de los dos motores están montados en el panel de instrumentos del motor en el compartimiento de vuelo. Estos instrumentos indican la presión del torque del motor en psi en respuesta a las señales eléctricas desde los transmisores montados en el motor.

2.4.8.2 Sistema tacómetro

2.4.8.2.1 Generador tacómetro

Un generador tacómetro está montado en el parte de adelante en el lado derecho del conjunto engranajes impulsores de accesorios de cada motor. La corriente es generada por el generador tacómetro y se transmite a través del circuito del

tacómetro a un motor sincrónico en el indicador en el panel de instrumentos. El acceso para las prácticas de mantenimiento es a través de la tapa del conjunto de engranajes impulsores de accesorios.

2.4.8.2.2 Indicador tacómetro

Hay dos indicadores tacómetro, uno para cada motor, están localizados en el panel de instrumentos del motor. La corriente producida por el generador tacómetro es recogido por el motor sincrónico dentro del indicador y gira la aguja del indicador según las rpm del motor.”²⁰

2.4.8.3 Indicador de temperatura del motor

“El sistema de indicación de temperatura consiste en un indicador, de 12 termopares conectados en paralelo para cada motor, junto con los conductos necesarios y arneses. Los termopares son instalados en la parte delantera intermedia de los álabes guía de escape y su función es de producir una fuerza electromotriz proporcional a la temperatura a la que están sometidos. La señal de detección es transmitida al indicador donde se transforma en un valor de temperatura en relación con la intensidad de la señal, e igual a la temperatura real en el termopar. El sistema es independiente del sistema eléctrico del avión. Una resistencia está insertada en el polo negativo del circuito del avión para dar una resistencia total del sistema. A Continuación los componentes:

2.4.8.3.1 Termopares

Tiene doce termopares que están instalados en la caja de boquillas y esparcidas alrededor de una circunferencia con sus uniones termo-calientes que se proyectan dentro del flujo de gas. Cada termopar consta de un par de alambres de distintos metales unidos en sus puntas para formar un circuito cerrado y encerrado en un tubo que incorpora orificios de muestreo de gas. El circuito cerrado termina en el indicador de temperatura en el compartimiento de vuelo.

²⁰Manual de mantenimiento del avión Fairchild. Parte 77-10. Págs.1,2

Los termopares están conectados en paralelo de manera que la indicación de temperatura en el compartimiento de vuelo, representa la temperatura media que se muestrea a los 12 termopares localizados. El acceso a los termopares para las prácticas de mantenimiento es través de los carenajes.

2.4.8.3.2 Indicador de temperatura

Hay dos indicadores de temperatura, una para cada motor, están situados en el panel de instrumentos del motor. Cada indicador es, en efecto, un mini voltímetro calibrado en grados centígrados. Los cambios en el instrumento por la temperatura del medio ambiente son compensados por medio de una tira bimetálica en el resorte del indicador del cojinete. Si está desconectado, el instrumento podría indicar la temperatura del compartimiento de la tripulación, la tira bimetálica conduce al indicador esta posición.

2.4.8.3.3 Conjunto de termopares

Cada uno de los termopares están interconectados a un conjunto termopar y está conectado al indicador de TGT (Temperatura Gas Turbine). El acceso para el mantenimiento es a través de los paneles de carenado.”²¹

2.4.8.4 Indicador de aceite

“La indicación de presión de aceite y el sistema de advertencia de baja presión para cada motor consta de un indicador de presión de aceite, un transmisor y una luz de aviso de baja presión.

El sistema de indicación de temperatura de aceite para cada motor consta de un indicador de temperatura en el compartimiento de la tripulación y un indicador de temperatura en la línea de aceite entre el tanque de aceite y la entrada a la bomba de aceite de cada motor. A continuación los componentes:

²¹Manual de mantenimiento del avión Fairchild Hiller FH-227. Parte 77-20-0, pág.1

2.4.8.4.1 Transmisor de presión

El aceite a presión se dirige desde un conducto de presión de aceite en el motor al transmisor de presión de aceite situada en el lado derecho del motor. El transmisor convierte la presión del aceite en energía eléctrica, que luego se transmite al indicador. El acceso para las prácticas de mantenimiento es a través de la cubierta de los paneles.

2.4.8.4.2 Indicador de presión

Un indicador doble de presión de aceite está montado en el panel de instrumentos del motor. Las señales eléctricas producidas por la acción del transmisor son registradas en el indicador, la presión de aceite indicada es en psi.

2.4.8.4.3 Interruptor de advertencia de baja presión y luz de advertencia

El interruptor de advertencia de baja presión está montado en el mismo soporte del conjunto transmisor de presión de aceite. El interruptor se utiliza para iluminar una luz de advertencia en el compartimento de la tripulación durante el arranque del motor u otra operación, cuando la presión del sistema cae por debajo de cinco a seis psi, la luz de advertencia en el compartimento de la tripulación se ilumina también si hay una baja presión de aceite en la caja de engranajes de accesorios.

2.4.8.5 Indicador de temperatura de aceite

Un indicador doble de temperatura de aceite está montado en el panel de instrumentos del motor. La temperatura medida por el bulbo instalado en cada línea de aceite del motor se transmite eléctricamente al indicador en el panel de instrumentos del motor a través del circuito de temperatura del aceite. Posee los siguientes componentes:

2.4.8.5.1 Bulbo de temperatura

Hay un bulbo de temperatura para cada motor, este es montado adyacente a la parte izquierda del motor con el fin de obtener una muestra de la temperatura de aceite. Está equipado con un adaptador de enchufe de dos pines para la conexión eléctrica. El acceso para las prácticas de mantenimiento es a través de la apertura de la cubierta inferior del cowling.”²²

²²Manual de mantenimiento del avión Fairchild Hiller FH-227. Parte 79-30-0, pág.1

CAPÍTULO III

DESMONTAJE DEL MOTOR DERECHO

3.1 Preliminares

Se procedió a desmontar el motor atendiendo lo indicado en el Manual del Avión, con la asesoría directa de los profesionales y el tutor del proyecto.

3.2 Herramientas empleadas

Las herramientas necesarias para esta tarea fueron las siguientes:

- Juego de llaves mixtas y copas, con racha
- Escaleras.
- Destornilladores planos y de estrella
- Tecele rodante con una capacidad de 4.5 toneladas.(ver anexo C)
- Eslingas.
- Recipientes con tapa para almacenamiento de los líquidos a ser drenados.
- Herramienta especial para retirar la hélice, llave de cubo y mango, y extractor de spinner. (Ver anexo B)

- Cinta adhesiva para la identificación de elementos y partes.
- Marcador de tinta indeleble.

3.3 Equipos de protección personal necesarios

- Ropa de trabajo
- Gafas de seguridad
- Guantes de seguridad mecánica.
- Guantes de goma o neopreno o resistentes a químicos.
- Protectores auditivos.

3.4 Medidas de seguridad

- Usar mascarillas para no inhalar los gases provenientes del tanque de combustible y demás cañerías del sistema.
- Usar guantes para que no entre en contacto la piel con el combustible, y evitar que no se resbale las partes del motor.
- Usar el overol de trabajo para protección personal.
- Tener en cuenta la protección auditiva, debido a que se trabajó en el aeropuerto donde existe ruidos provenientes de aeronaves que se encuentran en operación.
- Tener en cuenta el uso de gafas protectoras para que los líquidos a ser drenados no ingresen a los ojos y causen lesiones.
- Tener a la mano los respectivos manuales a utilizar para seguir los procedimientos de trabajo.

3.5 Procedimiento de desmontaje del motor

Para el desmontaje del motor derecho del avión Fairchild FH-227, en primera instancia se empleó las órdenes técnicas del respectivo manual, la ropa de trabajo y los equipos de protección personal necesarios, conforme a los requerimientos.

De igual manera se empleó los recipientes y el cuidado necesario para evitar derrames, de combustibles o químicos al ambiente.

Atendidos los requerimientos de prevención de riesgos laborales y el cuidado del medio ambiente, se siguió la siguiente secuencia de pasos:

- 1) Mover la hélice a aproximadamente 40 grados del paso fino de bandera con la bomba de embanderamiento.

Se movió la hélice a 40 grados de bandera, gracias a la utilización de la bomba de embanderamiento, los procedimientos que se realizaron fueron mediante la ayuda de técnicos especializados en esta rama de la aviación.



Figura 3.1: Hélice en paso fino de tierra.

Elaborado por: Alfonso Carrión

2) Remover el cono de la hélice de acuerdo con las instrucciones del capítulo 61.

El spinner fue removido siguiendo los procedimientos correspondientes, de acuerdo a los manuales que fueron revisados minuciosamente para no tener inconvenientes al momento del desmontaje de este componente, se retiró el spinner con la ayuda de las manos luego de ser desacoplado de la hélice para ser ubicado en un lugar adecuado para que no sufra daños.

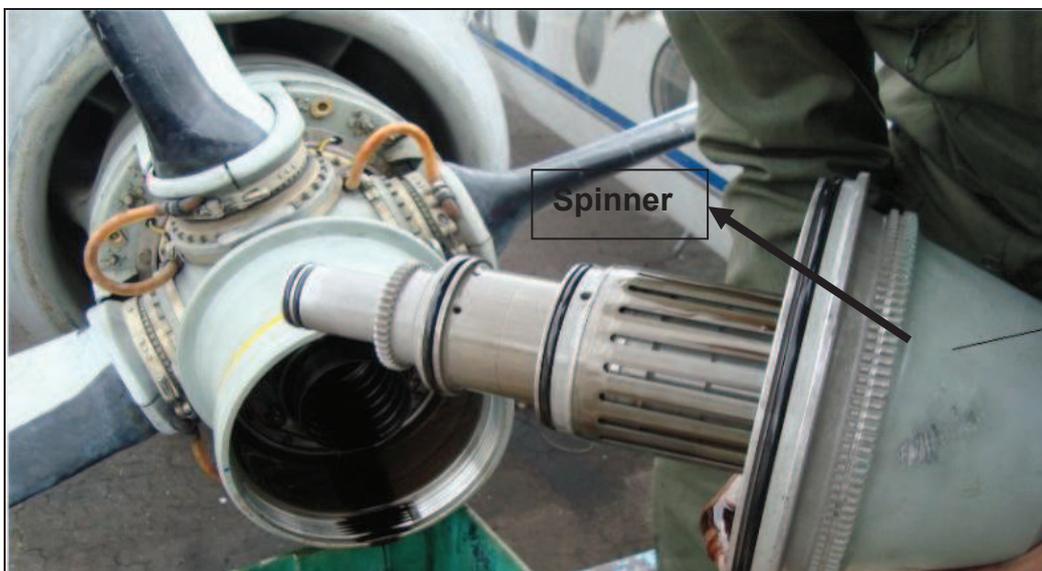


Figura 3.2: Spinner.

Elaborado por: Alfonso Carrión

3) Cerrar la válvula shut-off de emergencia.

Se verificó que todas las válvulas estén cerradas para no tener problemas con los demás componentes y no existan derrames que puedan incurrir en problemas para el personal que se encontraba laborando.

4) Poner manualmente la hélice en bandera.

Este procedimiento se lo realizó mediante unas maderas que ayudaron a posicionar la hélice en bandera, las maderas ayudaron a mover la hélice de paso fino de tierra a la posición de bandera.



Figura 3.3: Hélice embanderada.

Elaborado por: Alfonso Carrión

5) Posicione el switch de la batería en off; halar los circuit breakers de la ignición y del control de arranque en el panel de equipo eléctrico, desconecte los dos circuit breakers en la caja de conexiones de la nacela.

Se realizó el procedimiento de halar los circuit breakers y adicionalmente la batería de la aeronave fue desconectada para no tener problemas con la electricidad para evitar complicaciones con la fuente eléctrica durante el desmontaje de los diversos componentes.

- 6) Desconectar los cables de baja tensión de la unidad eléctrica de ignición desconectando los plugs localizados en el compartimiento de accesorios de la caja de engranajes.

Se procedió a desconectar los cables de baja tensión, los que fueron removidos cuidadosamente para evitar que estos componentes sufran daños que afecten a su posterior montaje y para que no intervengan en la remoción del conjunto motor.

- 7) Si la hélice se va a remover, siga las instrucciones de remoción en el capítulo 61.

La hélice fue removida gracias a las herramientas especiales diseñadas para este propósito, el conjunto de la hélice fue removido de acuerdo con las instrucciones del manual y adicionalmente se utilizó el tecele para la remoción con la ayuda del personal para evitar que se golpee el conjunto, para luego ser ubicada la hélice en un lugar seguro.



Figura 3.4: Hélice removida.
Elaborado por: Alfonso Carrión

8) Remueva las cubiertas del motor.

Las cubiertas del motor fueron removidas manualmente, con la ayuda de llaves mixtas, al removerlas se pudo observar de mejor manera el motor y los diversos componentes que iban a ser desconectados.

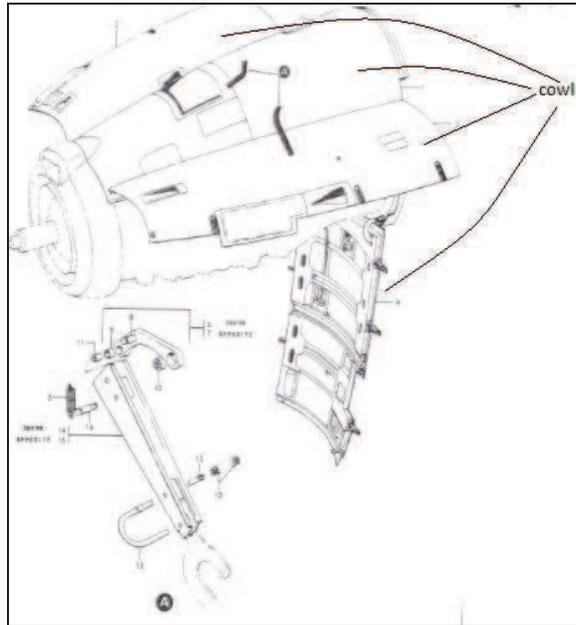


Figura 3.5: Cowl.

Elaborado por: Alfonso Carrión

9) Desconecte los plugs de la pared de fuego; tape los receptáculos de la pared de fuego.

Se desconectaron todos los plugs eléctricos que se encontraban en la pared de fuego, este procedimiento se lo hizo minuciosamente evitando dañar los pines de estos luego de ser desconectados se procedió a identificarlos para saber la ubicación de los mismos y luego fueron tapados con fundas plásticas para evitar que se introduzca líquidos en su interior.

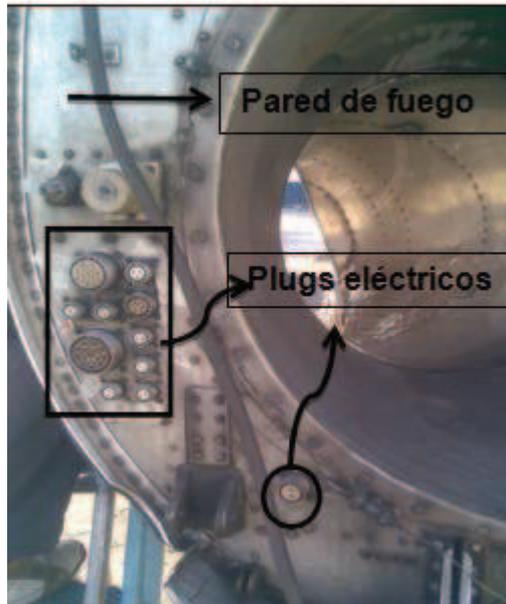


Figura 3.6: Plugs eléctricos.
Elaborado por: Alfonso Carrión

10) Abrir la cubierta de suministro de la línea de combustible y desconecte las líneas de conexión de la pared de fuego; drene el combustible aprisionado dentro de un recipiente cerrado y tape las conexiones.



Figura 3.7: Punto de drenaje, y drenaje del motor.
Elaborado por: Alfonso Carrión

Se drenó el combustible que se encontraban en las alas y adicionalmente se drenó el combustible de todas las líneas de drenaje existentes para que no exista

derramamientos de este, posteriormente se desconectó las cañerías de la pared de fuego, el combustible drenado fue colocado en recipientes con tapa.



Figura 3.8: Punto de drenaje en el ala y recipiente.

Elaborado por: Alfonso Carrión

11) Desconecte la línea de baja presión de combustible de la pared de fuego; drene el combustible atrapado en un recipiente cerrado y con tapa.

Adicionalmente se desconectó la línea de baja presión de combustible, cañería que se encuentra en la pared de fuego y existía remanente de combustible en mínimas cantidades el cual fue puesto en los recipientes con tapa.

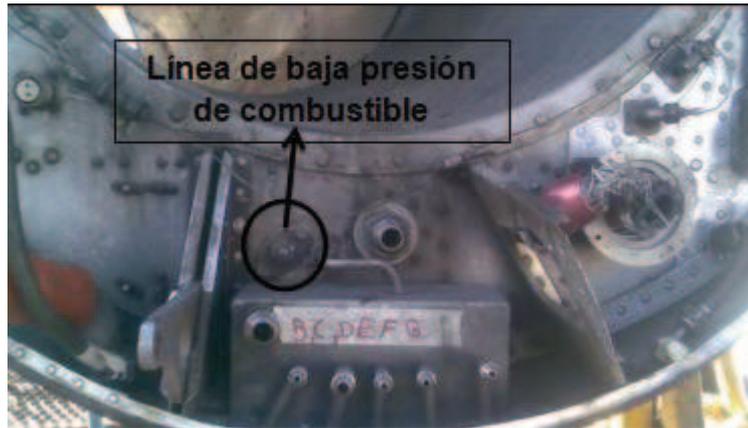


Figura 3.9: Línea de baja presión de combustible.

Elaborado por: Alfonso Carrión

12) Abra la cubierta de la línea de suministro de agua/metanol y desconecte de la pared de fuego del motor, drenar el líquido retenido en un recipiente cerrado.

La línea de agua/metanol fue desconectado de su respectiva posición en la pared de fuego, y el líquido que se encontraba retenido fue puesto en un recipiente con tapa para que no pierda sus propiedades químicas.

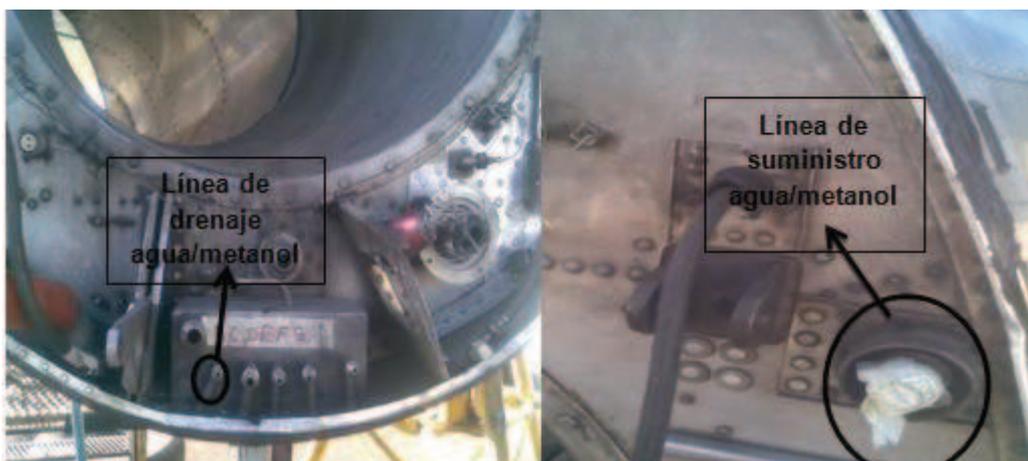


Figura 3.10: Líneas de entrada y drenaje de agua/metanol.

Elaborado por: Alfonso Carrión

13) Desconectar el conjunto de extintor de fuego en la pared de fuego y tapan los conectores.

Se desconectó el conjunto de protección y de detección de fuego del motor ubicado en la pared de fuego del mismo, se tuvo sumo cuidado de no dañar los sensores al momento de desconectarlos.

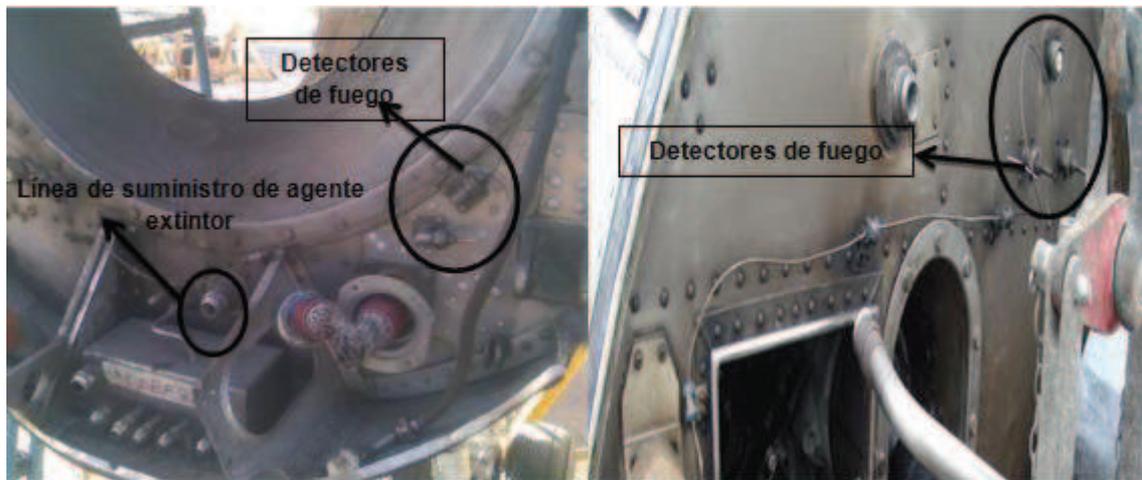


Figura 3.11: Líneas de suministro de agente extintor y detectores de fuego.

Elaborado por: Alfonso Carrión

14) Desconectar los tubos y mangueras de drenaje, del colector de drenaje y tanques en la parte inferior de la cubierta fija, desconectar el calentador de combustible del soporte fijo de la cubierta.

Se desconectaron los diversos tubos y mangueras de drenaje del motor lo cual nos sirvió de mucha ayuda para continuar con el desmontaje del respectivo motor y de este modo se pudo trabajar de mejor manera quedando cada vez el motor libre.

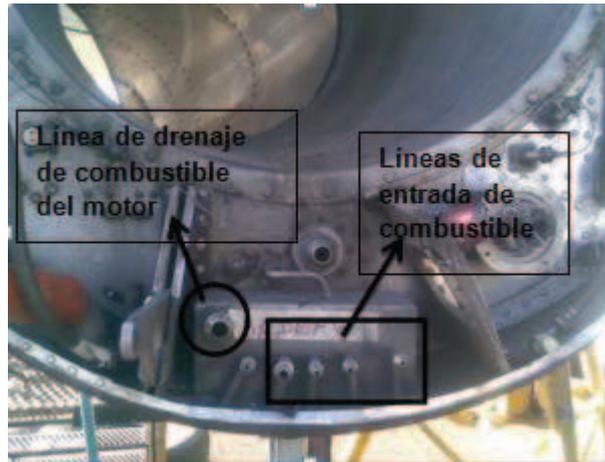


Figura 3.12: Líneas de entrada y drenaje de combustible del motor.

Elaborado por: Alfonso Carrión

- 15) Desconectar los cables de alta tensión de los enchufes de ignición y remueva las abrazaderas de apoyo de los tubos de montaje. Asegúrese de limpiar para evitar daños.

Se desconectaron los cables de alta tensión que se encontraban en la pared de fuego y como se los puede ver en la figura 3.13 y se removieron las diversas abrazaderas que se encontraban lo cual facilitó la maniobrabilidad para las demás desconexiones y de esta manera se facilitó la remoción de estos cables.



Figura 3.13: Cables de ignición de alta tensión

Elaborado por: Alfonso Carrión

16) Desconectar las varillas de control del motor de las palancas de operación en la caja de control de la pared de fuego.

Las varillas de control fueron removidas y se procedió a señalarlas para su posterior montaje y evitar complicaciones con este componente, esto se lo realizó con la ayuda de las llaves empleadas lo que facilitó la remoción.

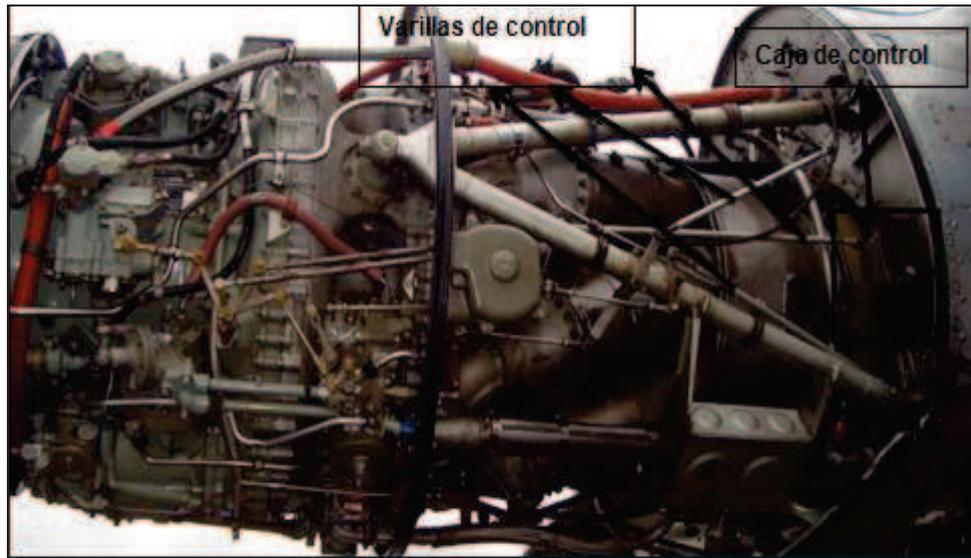


Figura 3.14: Varillas y caja de control.

Elaborado por: Alfonso Carrión

17) Desconectar los pernos del acoplamiento de la brida del eje impulsor de la caja de accesorios, este acoplamiento es justo detrás de la articulación del eje impulsor. Deslice el eje de transmisión hacia atrás para desenganchar centrando las esquinas.

Para desconectar este componente el motor se lo debió poner en eslingas para que nos ayude a desmontar este conjunto, inicialmente se movió el eje para que se centre para su posterior desmontaje.



Figura 3.15: Eje impulsor desmontado

Elaborado por: Alfonso Carrión

18) Levante el extremo delantero del eje impulsor y hale hacia adelante, desenganchando el extremo ranurado de la caja de engranajes.

Se levantó la parte delantera del conjunto y se logró desenganchar la parte que tiene ranuras y de esta forma se desacopló el componente de su lugar.

19) Desconecte la tuerca localizada dentro del alojamiento del acoplamiento del eje impulsor y remueva el separador, dejando la cubierta del acoplamiento retirando la junta universal.

Al realizar los pasos anteriores y desacoplado del eje ranurado se procedió a aflojar la tuerca del eje y de esta manera se desacopló el motor y quedó libre de esta unión que no permitía que el conjunto motor quedara libre e impedía su remoción.

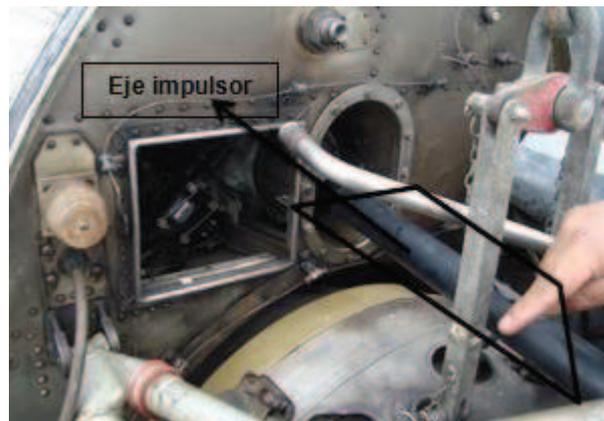


Figura 3.16: Eje impulsor.

Elaborado por: Alfonso Carrión

20) Retire los cuatro pernos de la tapa de la junta universal del motor y quite la tapa; mantener con el motor los pernos.

Se retiraron los pernos de la cubierta del motor con la llave para que este quedara libre totalmente para la posterior remoción del conjunto motor, era necesario remover los pernos para el desmontaje.

21) Retire los cuatro pernos de la brida de la junta de la unión universal y la brida del impulsor del motor; remover el conjunto de la junta universal y conservar todas las partes del eje impulsor.

Se retiraron los pernos a los que estaba sujeta a la guía del eje impulsor y estas partes se las conservó en el mismo lugar luego de remover las juntas, y de este modo evitar que estos se perdieran y evitar confusiones al momento del armado.

22) Fije las eslingas para levantar y elevar de los cuatro puntos de elevación (izamiento) del motor.

Las eslingas se las pusieron en el motor específicamente en dos puntos del motor, se levantó el motor un poco con ayuda del tecele, este tiene una capacidad de 4.5 toneladas, superior a las de 3000 libras que se pedía como requerimiento básico.



Figura 3.17: Motor izado.

Elaborado por: Alfonso Carrión

23) Levante el tecele lo suficiente para llevar el peso de los soportes de montaje del motor y los pernos de la pared de fuego

Con el tecele se elevó el motor para que el peso de este no esté sobre los cuatro pernos a aflojar se iba levantando poco a poco hasta que se ubique en una posición no tan levantada y de esta forma se hizo más fácil la remoción de estos montantes.

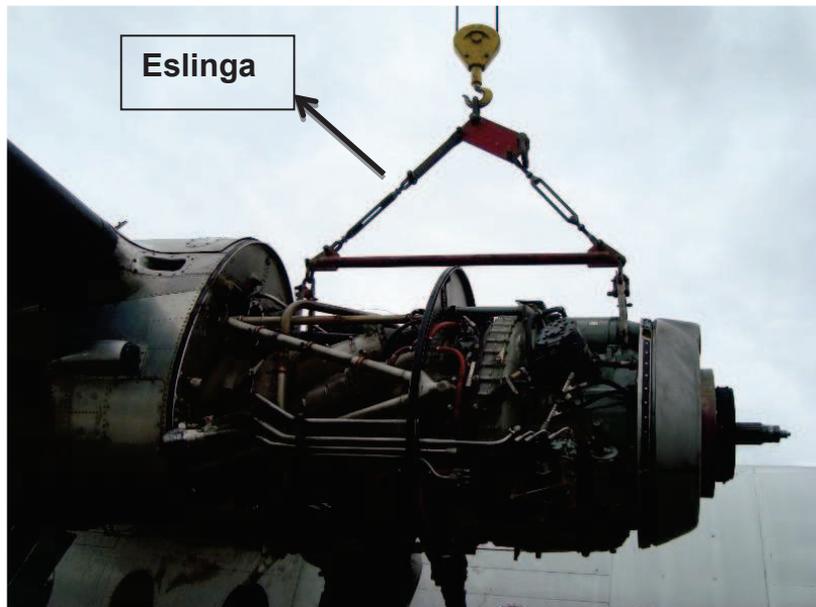


Figura 3.18: Motor en eslingas.

Elaborado por: Alfonso Carrión

24) Primero remover los pernos de la parte baja del motor, entonces remover los superiores y luego mover el grupo motor para que quede libre del avión.

Por facilidad y como sugerencia del manual se procedió a remover en primera instancia los pernos de la parte inferior del motor, y luego se removieron los de la parte superior, con la ayuda del tecele y del personal se movió el motor para que quedara libre.

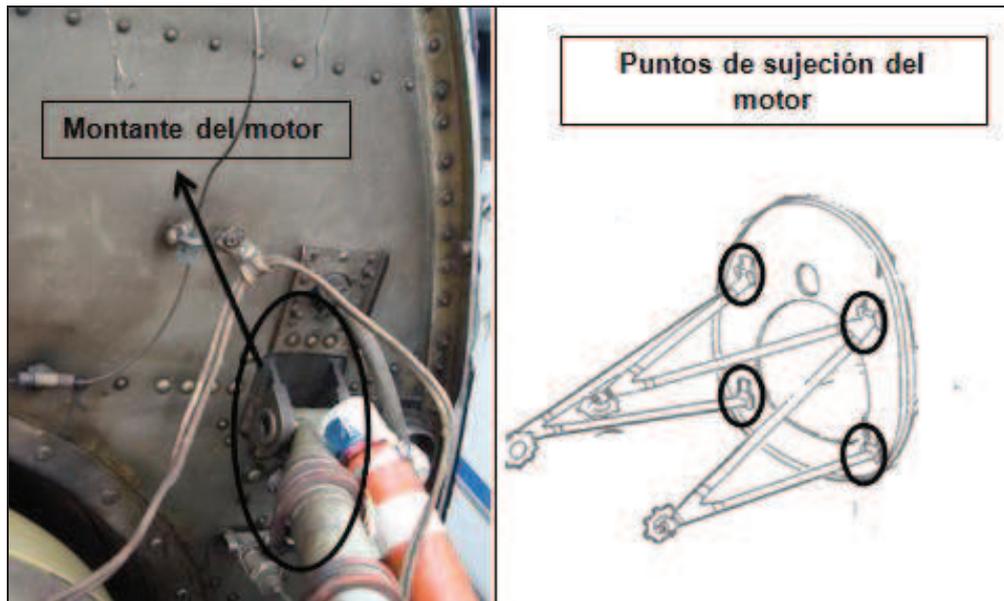


Figura 3.19: Puntos de sujeción del motor.

Elaborado por: Alfonso Carrión

25) Colocar el motor en una plataforma rodante.

Luego que el motor permaneciera libre del avión este fue colocado en un lugar seguro para que no se golpee y adicionalmente fue cubierto para evitar que algún objeto extraño ingrese a este conjunto y pueda provocar algún daño de sus componentes y luego su traslado a la ciudad de Latacunga.



Figura 3.20: Motor asentado en neumáticos.

Elaborado por: Alfonso Carrión

3.6 Estudio económico

El estudio económico que a continuación se detalla es de suma importancia y de igual forma necesario para tener un conocimiento real del costo del desmontaje del motor, todos los valores detallados son en dólares americanos.

3.6.1 Presupuesto

Al inicio se presentó en el desarrollo del anteproyecto un estudio económico para poder elaborar el presente proyecto de grado con un valor estimado de \$ 620.00, a continuación se detalla el costo del desmontaje del motor derecho del avión Fairchild FH-227.

- **Costos primarios:** herramientas y equipo, mano de obra, costos varios.
- **Costos secundarios:** derechos de grado, papelería en general.

3.6.1.1 Costos primarios

Tabla 3.1: Herramientas y equipos

Ítem	Canto.	Horas	Valor unitario por hora	Valor total
Juego de llaves mixtas y de copa	1	40	1	40
Tecla	1	10	8	80
Eslingas	1	10	3	30
			Total	150

Fuente: Investigación directa

Elaborado por: Alfonso Carrión

Tabla3.2: Mano de obra

Mano de obra	Horas	Valor unitario por hora	Valor total
Desmontaje de componentes	26	7.50	195
Desmontaje de montantes	8	7.50	60
Colocación de eslingas y tecla	2	7.50	15
		Total	270

Fuente: Investigación directa

Elaborado por: Alfonso Carrión

Tabla 3.3: Costos varios

Ítem	# de personas	Días	Costo por persona por día	Costo total
Transporte	3	5	3.50	52.50
Hospedaje	3	5	9	135.00
Total				187.50

Fuente: Investigación directa

Elaborado por: Alfonso Carrión

Tabla 3.4: Total costos primarios

Detalle	Valor en USD
Costos herramientas y equipos	150.00
Costos mano de obra	270.00
Costos varios	187.50
Total	607.50

Fuente: Investigación directa

Elaborado por: Alfonso Carrión

3.6.1.2 Costos secundarios

Tabla 3.5: Total costos secundarios

Detalle	Valor en USD
Derechos de grado	296.34
Elaboración de textos	200.00
Total	496.34

Fuente: Investigación directa

Elaborado por: Alfonso Carrión

3.6.1.3 Costo total del proyecto

Tabla 3.6: Costo total del proyecto

Detalle	Valor en USD
Costos primarios	607.50
costos secundarios	496.34
Total	1103.84

Fuente: Investigación directa

Elaborado por: Alfonso Carrión

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones

- Se desmontó el motor derecho del avión Fairchild FH-227, para su traslado desde el Ala de Transporte N°11 al campus del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico.
- Se recolectó información técnica que permitió el desmontaje de manera segura del motor derecho del avión.
- Se tomó en consideración las medidas de seguridad indicadas en el manual y gracias a esto se pudo evitar accidentes y lesiones.
- Se usó las herramientas adecuadas para poder desmontar los diversos componentes, lo que facilitó el desmontaje del respectivo motor.

4.2 Recomendaciones

- ✓ Cuando se desmonte el motor, tomar en cuenta que todos y cada uno de los componentes estén desacoplados o desconectados del motor para que no obstruyan en el momento de retirar el motor.
- ✓ Tomar en cuenta que la información técnica recolectada del motor este completa para de esta manera evitar inconvenientes en el desmontaje.
- ✓ Al momento de realizar cualquier procedimiento el equipo de trabajo debe contar con el equipo de protección adecuado para evitar lesiones y tener mucho cuidado en ciertos componentes al momento de desconectar ya que se pueden romper o dañar.
- ✓ El tecele que se va utilizar para el desmontaje debe tener una capacidad de carga mínima de 3000 libras adicionalmente las herramientas deben estar en perfecto funcionamiento para que no dañen los componentes.

GLOSARIO

Aeroespacial: Es una industria de alta tecnología, sus productos incluyen desde transbordadores o lanzaderas espaciales, satélites, motores para cohetes, helicópteros, aviones privados y jets, aeronaves militares (y las armas con las que están equipadas) y aviones comerciales.

Brida: Pieza metálica que sirve para ensamblar vigas o tubos metálicos fijándola con clavos o tornillos.

Cowl: Cubierta del motor.

Desmontable: Desarmar, separar las piezas de una cosa.

Eslingas: Cuerda fuerte con ganchos que se usa para levantar grandes pesos.

Factibilidad: adj. Que se puede hacer.

Fuselaje semimonocasco: En este caso se agregan además de las cuadernas refuerzos longitudinales (largueros o larguerillos).

Motor: Es aquel que se utiliza para la propulsión de aeronaves mediante la generación de una fuerza de empuje.

Spinner: Es el cono de la hélice.

Tomas estáticas: Como su propio nombre indica, toman la presión del aire libre en que se mueve el avión.

Tubos pitot: Es un instrumento utilizado para calcular la presión total, también llamada presión de estancamiento, presión remanente o presión de remanso (suma de la presión estática y de la presión dinámica).

Wingspan: Envergadura del ala.

BIBLIOGRAFÍA

Libros consultados:

Valentín Sainz Díez. (2007). “El motor de reacción”. Novena Edición. Editorial Área Técnico-Vocacional. España.

Manual de mantenimiento del avión Fairchild.

- Pág.1 Introducción.

- Parte 28-00. Pág.1.

- Parte 71-00 Pág. 1.

- Parte 76-00. Págs.1, 2.

- Parte 76-11-0. Págs.1, 3.

- Parte 77-10. Págs.1, 2

- Parte 77-20-0, pág.1

- Parte 79-00-0. Págs.1, 2

- Parte 79-30-0, pág.1

- Parte 80-00 Págs. 1-2

- Parte 82-00 Pág. 1

- Parte 83-00 Pág. 1

Páginas web consultadas

- <http://www.airliners.net/fairchild/fh-227>
- <http://www.wikipedia.org/wiki/fairchild>
- <http://www.planepictures.net>
- http://www.aviastar.org/air/usa/fair_fh-227.php
- http://www.wikipedia.org/wiki/Fairchild_Hiller_FH-227
- <http://es.wikipedia.org/wiki/Turbo%C3%A9lice>
- http://www.manualvuelo.com/sif/sif37.html#372_

ANEXOS

ANEXO A

ANTEPROYECTO

1. EL PROBLEMA

1.1 Planteamiento del problema

El Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico, es una institución que se encuentra ubicada en el centro del país como es la provincia de Cotopaxi en su capital Latacunga, este establecimiento se dedica a formar profesionales con un perfil técnico y científico basados en conocimientos sólidos e invariables con el fin de lograr desenvolverse en funciones y trabajos en el campo aeronáutico del Ecuador y a nivel internacional.

El Instituto contribuye en el avance académico de sus estudiantes y cada día proporciona un mejoramiento del mismo. Al instituto le donaron una aeronave de Petroecuador el avión FAIRCHILD y el problema es cómo se trasladará el avión del ala No 11 al Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico.

Entre los diversos problemas por lo que no se ha podido contar con una aeronave de estas características en el Instituto es por el elevado costo que constituye este avión, se ha visto oportuno el traslado de éste, para lograr dar salida al problema y a la vez proporcionará el aprendizaje y pondrá en práctica los conocimientos de los futuros tecnólogos.

1.2 Formulación del problema

¿Cómo realizar la planificación y los procesos técnicos para el traslado del avión Fairchild FH-227 del Ala de Transporte No 11 a las instalaciones del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico?

1.3 Justificación e importancia

Teniendo en consideración que el Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico está proyectado a ser el mejor instituto de educación superior a nivel nacional, por lo tanto debe proporcionar instalaciones, facilidades, materiales que ayuden a mejorar la formación de profesionales comprometidos con el desarrollo aeroespacial.

Estas mejoras en el instituto deben tener en cuenta parámetros como las mejoras en calidad, seguridad, condiciones en el trabajo y optimización de recursos, ya que los cambios que se implementan en una institución son el resultado de adecuaciones contemporáneas de sus herramienta de enseñanza.

Los laboratorios y talleres con que cuenta el instituto deben ser utilizados eficientemente, para aprovechar los beneficios que estos nos ofrecen.

1.4 Objetivos.

1.4.1. Objetivo general.

Trasladar el avión Fairchild FH-227 con matrícula HC-BHD mediante la planificación de la logística y los procesos técnicos desde el Ala de Transporte N°11 al Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico para que sea utilizado como avión escuela.

1.4.2. Objetivos específicos.

- Recolectar información que nos ayude a realizar el traslado del avión Fairchild FH-227 con matrícula HC-BHD.
- Identificar qué técnicas son las adecuadas y apropiadas para el desmontaje de los componentes del avión Fairchild.
- Determinar la ruta por donde va a ser traído el avión para poder realizar el traslado del mismo hacia el instituto.
- Analizar en el instituto el sitio donde se va a ubicar la aeronave.

- Planificar el tiempo de duración mediante la elaboración de un cronograma para el traslado del avión

1.5 Alcance

Con el desarrollo de este trabajo, se procura lograr el traslado de la aeronave al instituto, con lo que se quiere lograr un aumento en las cualidades académicas y prácticas de los miembros de la comunidad aeronáutica para perfeccionarse en el campo de la aviación, ya que esto contribuirá como ayuda para una eficiencia en las futuras generaciones que saldrán adelante en nuestro país.

Mediante la ejecución de este proyecto la institución logrará ganar un mayor prestigio tanto a nivel nacional como internacional con un mejor desenvolvimiento de sus profesionales que podrán estar al alcance de los avances tecnológicos.

2. PLAN METODOLÓGICO

2.1 Modalidad básica de la investigación

En el proyecto de investigación a desarrollarse se utilizará las siguientes modalidades:

De campo: Se efectuará esta modalidad debido a que para su estudio estaremos en el lugar donde se encuentra la aeronave.

Documental: en el desarrollo de este proyecto se usarán los manuales de esta aeronave y libros de la DGAC (Dirección General De Aviación Civil).

2.2 Tipos de investigación

No experimental: se emplea este tipo de investigación ya que para el desarrollo de este proyecto se observará y recopilará toda la información de acuerdo al avance del proyecto, dicha información y procedimientos ya están dados en manuales y libros los cuales tenemos que seguir minuciosamente.

2.3 Niveles de investigación

Descriptiva: mediante la investigación descriptiva se va a tener una información más específica, ya que existe conocimiento del problema y no es extraño a nuestra realidad, de las necesidades que el ITSA está presentando en estos momentos.

2.4 Recolección de datos

Este paso nos permitirá conocer y saber en donde se encuentra nuestra información, y por lo tanto vamos a obtener datos seguros del proyecto a estudiar.

2.4.1 Técnicas

- **Bibliográfica:** Se utilizará esta técnica, ya que utilizaremos los manuales del avión, en donde se encuentran los procedimientos e información para el desarrollo del proyecto.
- **De Campo:** mediante la observación se determinará el orden en el que se van a realizar las tareas y procesos para el avance de este proyecto.

2.5 Procesamiento de la información

Para procesar la información obtenida se hará un análisis en forma general de todo lo investigado, realizando una clasificación de la información más clara y concisa, eliminando la información que no sea de mucha importancia para realizar el proyecto.

2.6 Análisis e interpretación de resultados

Los datos conseguidos de la investigación serán mostrados en forma escrita, y la información obtenida servirá para buscar una solución al problema investigado.

2.7 Conclusiones y recomendaciones de la investigación

Después de ejecutar la planificación de toda la investigación se procederá en un futuro a concluir y recomendar.

3. EJECUCIÓN DEL PLAN METODOLÓGICO

3.1 Marco teórico

3.1.1 Antecedentes de la investigación

En el Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico no se han realizado hasta la actualidad proyectos para la adquisición de un avión escuela por esta razón se procederá a la obtención del mismo, debido a que el campo aeronáutico se va modernizando con el pasar de los días y por esto se debe tomar otro tipo de técnicas que ayuden al mejoramiento de la enseñanza impartida en el instituto.

3.1.2 Fundamentación teórica

“El FH 227 es un monoplano de ala alta y un fuselaje semi monocasco.

El poder se proporciona por dos motores turbo-propulsores equipados con velocidad constante. Se integran las unidades de freno de hélice neumáticamente operadas en la instalación de planta de poder.

Un tren de aterrizaje del tipo triciclo operado neumáticamente, mientras incorporando dirigiendo neumáticos y los frenos neumáticos, se instala en el avión. Un dispositivo antideslizante es incluido en el sistema del freno.

Las protecciones de hielo incluyen detecciones de fallas, en el borde de ataque existe propulsores aéreos, tubos pitot y tomas estáticas.

La cabina del avión se presuriza y hay aire acondicionado. Refrescando de aire se logra del ciclo aéreo y sistemas de ciclo de vapor; calentando por un calentador

de la combustión normal y válvula de ahogo.

La puerta del pasajero trasera operada neumáticamente y por mano, operaran en la cabina las puertas de la carga²³.

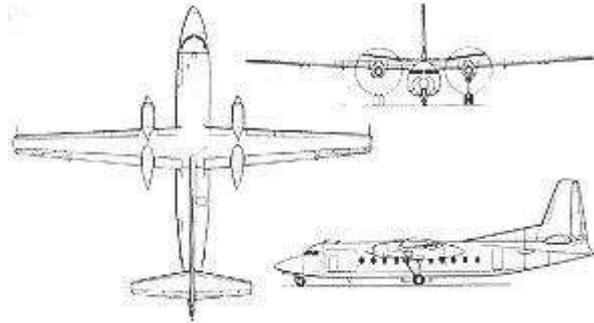


Imagen 1: Avión FAIRCHILD

Fuente: Manual de Mantenimiento del Avión FAIRCHILD

Realizado por: Alfonso Carrión

3.1.2.1 Versiones

“FH-227

Versión inicial motorizada con Dart 7 Mk 532-7 de 2.250 cv. Estos motores tenían una caja de reducción de 0.093:1. Peso máximo en despegue 19.730 kg (43.500 lbs.).

FH-227B

Versión reforzada de mayor peso, pedida por PiedmontAirlines en abril de 1966 y que entrará en servicio en marzo de 1967. Como planta motriz se instalan Dart Mk 532-7L de 2.250 cv y el avión es equipado con hélices de mayor diámetro. El peso máximo en despegue pasa a 20.640 kg (45.500 lbs.).

²³Manual de mantenimiento del avión Fairchild. Pág.1 Introducción.

FH-227C

Básicamente un FH-227 con las hélices del FH-227B. Mismo peso máximo al despegue y motorización.

FH-227D

Versión pasajeros-carga convertible. Equipada con frenos mejorados ABS y sistema de flaps con posiciones intermedias para el despegue. Motores Dart 7 532-7C o Dart 7 Mk 532-7L de 2.300 cv y caja de reducción de 0.093:1. Peso máximo al despegue de 20.640 kg (45.500 lbs.).

FH-227E

FH-227C modificado en FH-227D. Motorización Dart 7 Mk 532-7L de 2.300 cv. Peso máximo al despegue de 19.730 kg (43.500 lbs.).”²⁴

“Especificaciones técnicas del Fairchild FH-227.

Tipo..... Avión comercial y de transporte
Fabricante..... Fairchild Hiller
Primer vuelo..... 27 de enero de 1996
Introducido..... 1 de julio de 1966
Estado..... algunos todavía en servicio
Usuarios principales..... Aces Colombia, Marina Peruana
Producción..... 78
No construidos..... 78 modelos FH-227

Dimensiones.

- **Longitud:** 25,50m
- **Envergadura:** 29m

²⁴<http://es.wikipedia.org/wiki/fairchildfh-227>

- **Altura:** 8,41m.

Pesos

- **Máximos al despegue (MTOW):** 20.641kg (45.500lbs)
- **Máximos al aterrizaje (MLW):** 20.410kg (45.000lbs)
- **Vacío:** 18.600kg (41.000lbs)

Planta motriz: 2 Rolls-Royce Dart 532-7L de 2.300 cv, Reduction Gearing 0.093.1. Estos motores permitirán un máximo de 15.000 rpm, y se recomendaba evitar operaciones entre las 8.500 y las 9.500 rpm.”²⁵

El motor y sus accesorios



Figura 2: Motor del avión Fairchild

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

Realizado por: Alfonso Carrión

“El power plant consiste de un motor turbo-prop Rolls-Royce Dart, los montantes son de acero tubular, Rotor hélice de cuatro palas, cuatro cowlpanels de fácil remoción, y diversos equipos necesarios para la operación del motor.

Los accesorios del motor son accionados y montados después de la pared de fuego en el compartimiento de accesorios de la gearbox.

²⁵<http://www.airliners.net/fairchild>

Un componente del motor es el sistema de drenaje este provee un adecuado drenaje del motor y mantiene libre de humedad al metal caliente. Los tubos de drenaje y mangueras son conectadas al múltiple de drenaje y la caja de drenaje están fijadas sobre el bottomcowl.

La power plant es intercambiable después a la unidad de escape del motor esta es reposicionada para estar apto en el ensamble final del tubo.

El motor turbo-prop Rolls-Royce Dart utiliza gases calientes producidos en la cámara de combustión para impulsar a la turbina. El poder desde las tres etapas de flujo axial de la turbina es transmitidas a lo largo del eje accionado del motor a las dos etapas centrifugas del compresor y a la caja de reducción de las hélices. Las dos etapas de la caja de reducción reducen la alta velocidad rotacional del eje accionado por el motor para producir las rpm más eficientes para el eje de la hélice. El radio de la caja de reducción es 0.093:1.

Los controles del motor son diseñados para proveer una máxima facilidad de control sin mecanismos automáticos. El sistema de control del motor es una operación manual, mecánicamente enlazado, y una instalación interconectada.

El control del poder es enlazado a la unidad de control de la hélice, la válvula de admisión en la unidad de control de flujo de combustible, y la unidad de control de agua/ metanol. El controlador de compensación de combustible es también conectado a la válvula de admisión del motor controlada por una varilla que provee un fino ajuste al regulador para las condiciones de temperatura ambiental sin afectar el ángulo de la pala de la hélice. La instalación del control de poder produce un conveniente radio de aire/ combustible y una correcta configuración de giro de la hélice en relación a las rpm del motor.”²⁶

²⁶ Manual de mantenimiento del avión Fairchild. Parte 71-00 .Pág. 1.

3.2 Modalidad básica de información

3.2.1 De Campo

Para realizar esta investigación nos dirigimos a la ciudad de Quito en donde se encuentra el Ala de Transporte No 11 y se logró constatar que el avión Fairchild FH-227 con matrícula HC-BHD se encuentra en muy buenas condiciones.

3.3 Tipo de investigación

El tipo de investigación es la **no experimental** ya que se limitó a la observación y al seguimiento de la información obtenida, basada en los manuales de mantenimiento de la aeronave, para luego planificar el traslado del avión y dar soluciones prácticas a los problemas que sostiene el traslado del mismo.

Con este tipo de investigación se determinó el problema que tiene la carrera de mecánica como lo es la falta de un avión escuela, motivo por el cual se realiza este proyecto.

3.4 Niveles de investigación

La investigación que se realizó fue de tipo descriptiva en razón que se realizó una visita al Ala de Transporte No 11 y nos permitió tener una idea muy clara del estado en que se encuentra el avión, donde se pudo constatar en forma general el estado de su estructura, alas, pintura, trenes de aterrizaje, fuselaje, etc.

3.6 Recolección de datos

- De campo: se realizó esta técnica mediante una ficha de observación en donde se pudo constatar el estado del avión Fairchild y que el mismo se encuentra en el Ala de Transporte No 11.
- Bibliográfica o documental: nos permitió recolectar la información muy detallada y completa con lo que respecta a la investigación, mediante los

manuales del avión e internet, obtenidos a través del departamento de abastecimientos, sección órdenes técnicas mediante las cuales proporcionaron posibles soluciones al problema de investigación.

3.7 Procesamiento de la información.

Mediante este proceso en el que se hará una deducción de los datos previamente obtenidos en el AMM (Manual de Mantenimiento del Avión) del avión Fairchild FH-227 y además de la observación real del objeto de estudio realizadas con anterioridad, para poder conocer lo que haría falta a la aeronave para su respectivo traslado, esto nos ayudará a representar los datos para la respectiva elaboración de conclusiones y recomendaciones.

3.8 Análisis e interpretación de resultados

El análisis de resultados se consiguió a partir de los datos obtenidos en la investigación de campo y bibliográfica documental, las que ayudaron a establecer la situación actual y se manifiesta a continuación:

Análisis

Siendo necesario el traslado de la aeronave Fairchild FH-227 ubicado en el Ala de Transportes N°11 de la ciudad de Quito hasta el Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico en la ciudad de Latacunga, se logra plantear el análisis: luego de un estudio minucioso a la aeronave Fairchild y luego de diversas observaciones a la antes mencionada se llega a una pregunta ¿Cuáles serán los métodos más adecuados para poder realizar el desmontaje del motor para poder lograr que este componente no sufra ninguna avería en este procedimiento?

Interpretación de resultados

Después de haber llegado al lugar donde está ubicado el avión Fairchild FH-227 y luego de haber hecho un estudio visual de la aeronave anteriormente nombrada, se puede observar que los motores se encuentran en buenas condiciones para

proseguir con las prácticas de acuerdo con las normas técnicas para proceder con el desmontaje del mismo mediante la información del Manual de Mantenimiento del Avión Fairchild FH-227.

3.8 Conclusiones y recomendaciones

3.8.1 Conclusiones

a.- Terminada la respectiva investigación se puede concluir que para el traslado de la aeronave es necesario desmontar cada una de sus componentes.

b.- Se concluye que para el desmontaje del motor es de esencial ayuda los manuales ya que aquí encontramos la información técnica de como desmontar el motor.

c.- Los diversos componentes a ser desmontados deben ser asegurados de tal manera evitar que estos caigan y sufran daños.

3.8.2 Recomendaciones

1.- Se recomienda para mayor facilidad del traslado de la aeronave, desmontar todos los componentes que conforman el avión.

2.- Para lograr el desmontaje del motor derecho del avión Fairchild FH-227 es necesario la ayuda de sus respectivos manuales para poder seguir paso a paso las diversas tareas para su desmontaje.

3.- Se aconseja que los diversos componentes luego de ser desmontados para su posterior traslado deban estar con su respectivo embalaje, identificación y bien asegurados al medio de transporte que los va a trasladar.

4. FACTIBILIDAD

4.1 Técnica

El proceso del traslado de la aeronave FairchildFH-227 es factible técnicamente ya que se cuenta con las herramientas, y equipo necesario para realizar el montaje y desmontaje de las partes como son las alas, motores, estabilizadores, trenes de aterrizaje, fuselaje, etc. Para realizar su traslado se cuenta con soportes en donde serán ubicados todas las partes desmontadas y todo el avión en sí.

4.2 Factibilidad legal

El fundamento legal para realizar la investigación del proyecto se basa en la RDAC 147.17 que dice lo siguiente:

147.17 Requerimientos del equipo de instrucción

- a) Un solicitante de un certificado de escuela de técnicos de Mantenimiento Aeronáutico y sus habilitaciones o de una habilitación adicional, deberá tener los siguientes equipos de instrucción, como sean apropiados para las habilitaciones que solicita:
 - 1. Varias clases de estructuras de aeronaves, sistemas y componentes de aeronaves, motores, sistemas y componentes de motores (incluyendo las hélices) de una cantidad y tipo conveniente para completar los proyectos prácticos requeridos por su plan de estudios aprobado; y
 - 2. Al menos una aeronave de un tipo actualmente certificado por la D.G.A.C. para operación privada o comercial, con

motor, hélices, instrumentos, equipos de navegación y comunicación, luces de aterrizaje, y otros equipos y accesorios en los cuales el Técnico de Mantenimiento podría ser requerido para trabajar y con los cuales el técnico debe estar familiarizado.

4.3 Factibilidad operacional

Al culminar el presente proyecto se tendrá muchos beneficios , ya que podrá ser utilizado por todos los estudiantes tanto civiles como militares del ITSA, además los catedráticos quienes son los encargados de impartir la enseñanza también ayudan a lograr la misión de dar al país profesionales capaces de desenvolverse en el campo aeronáutico.

4.4 Económica

Para la ejecución del proyecto se puede decir que la factibilidad económica en su elaboración no será muy costosa.

Cuadro 1: Presupuesto del tema

N°	Material	Costo
1	Alimentación	90 USD
2	Transporte	80 USD
3	Hospedaje	100 USD
	Internet, anillados, empastados	50 USD
3	Varios	100 USD
4	Herramientas	200 USD
TOTAL		620 USD

Fuente: Investigación de campo

Elaborada por: Alfonso Carrión

5. DENUNCIA DEL TEMA

Desmontaje del motor derecho del avión Fairchild FH-227 con matrícula HC-BHD para su traslado del Ala N° 11 al campus del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico

6. CRONOGRAMA

Id	Nombres de tareas	Duración	Comienzo	Fin	ene	feb	mar	abr	mayo	junio	julio	ago	sept	oct	nov	dici
1	Formulación de ideas	7 días	jue 17/02/11	sáb 26/02/11												
2	Recopilación de datos	12 días	vie 18/03/11	lun 04/04/11												
3	Elaboración	15 días	mar 05/04/11	lun 25/04/11												
4	Presentación del anteproyecto	4 días	mié 27/04/11	lun 02/05/11												
5	Aprobación del anteproyecto	7 días	vie 13/05/11	lun 23/05/11												
6	Desarrollo del tema	30 días	lun 13/06/11	vie 22/07/11												
7	Desarrollo del informe escrito	15 días	lun 25/07/11	vie 12/08/11												
8	Desarrollo del trabajo de graduación	2 días	lun 15/08/11	mar 16/08/11												
9	Pre defensa del trabajo de graduación	7 días	lun 12/09/11	mar 20/09/11												
10	Defensa del trabajo de graduación	7 días	mié 21/09/11	jue 29/09/11												

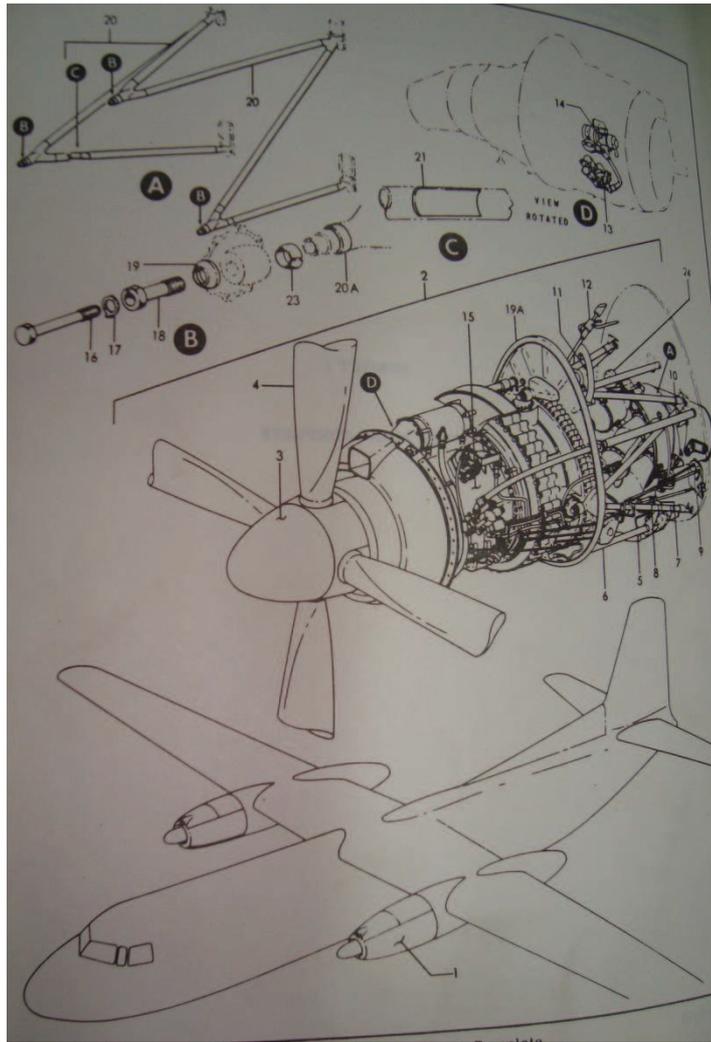
Elaborado por: Carrión Alfonso

ANEXOS DEL ANTEPROYECTO

ANEXO A1: AVIÓN FAIRCHILD



ANEXO A2: MOTOR DEL AVIÓN







**ANEXO A3:
DOCUMENTO DE
DONACIÓN DEL
AVIÓN AL ITSA**

7



FUERZA AEREA ECUATORIANA
TELEGRAMA OFICIAL

ETSa

24 63	:	011 1034-103-0
NUMERO	:	Cust. 011 03-FES-10
FECHA	:	EE
DESTINATARIO	:	EE EN-DE ABASTOS ECU-0-0
C.C.	:	

EN CUMPLIMIENTO H.C. No 9038 OPCIOS NRS. 2010-02 Y 1034-103-0 DE FECHA 09-DIC-10 DEL SEÑOR COMANDANTE GENERAL FAE MEDIANTE CUAL AUTORIZA CONTABILAR DONACION AERONAVES PARACHILE, F27, SERIE No.122, BOBINO 027-HC-BLY SERIE No.228, MOTOR 1750, MANGALES. AGRADECERE DISPONER QUIEN CORRESPONDA REALIZAR TRAMITES ADMINISTRATIVOS REGLAMENTARIOS PARA ENTREGA DE MENCIONADAS AERONAVES AL INSTITUTO SUPERIOR AERONAUTICO. ADICIONAL REMITA COPIAS RESPECTIVAS ACTAS ENTREGA-RECEPCION.

Gustavo Valverde H.
Cmi. Táp. Avn
DIRECTOR DE ABASTECIMIENTOS FAE

SPAB

07/12/10 11:56:02 AM

3679	
0247 203	

ANEXO B

HERRAMIENTA

ESPECIAL DE LA HÉLICE

LLAVE DE CUBO Y MANGO, Y

EXTRACTOR DESPINNER.

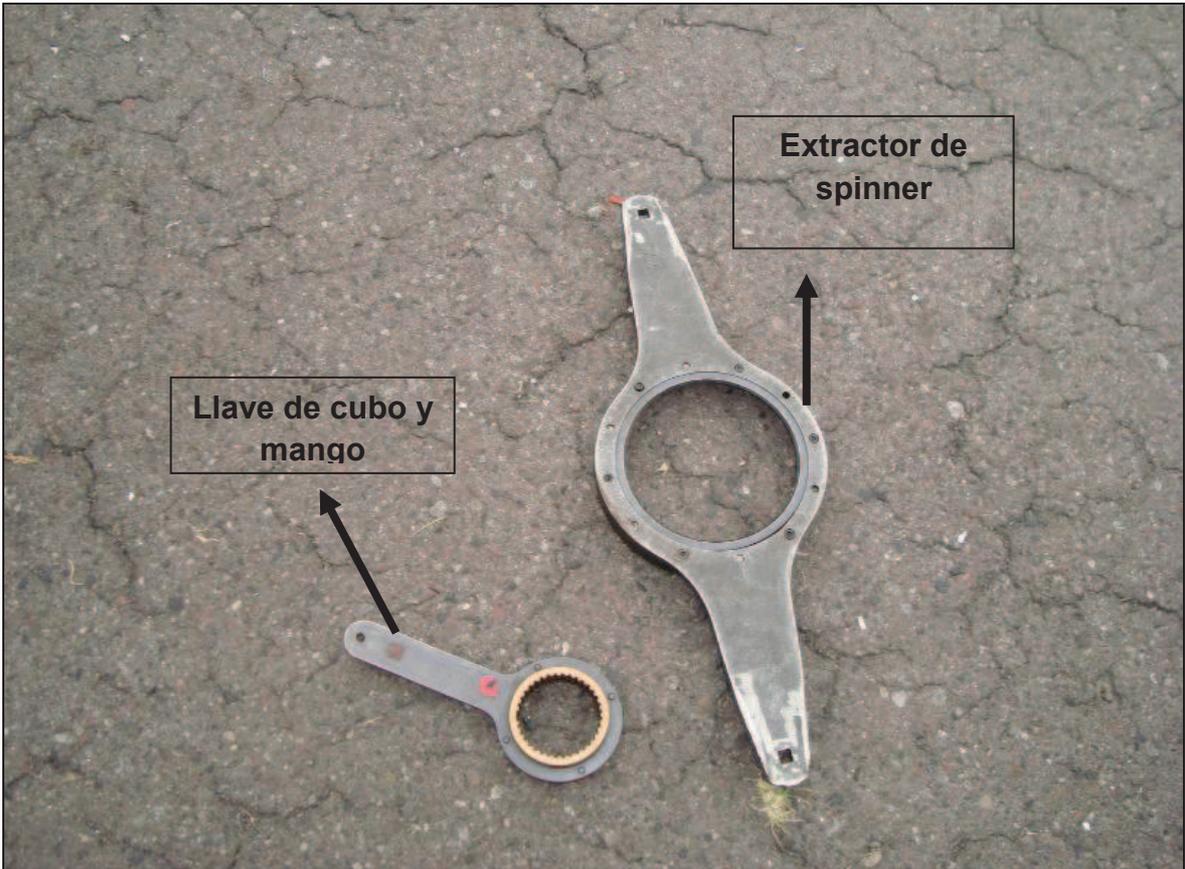


Imagen B: Herramienta especial de la hélice: llave de cubo y mango, y extractor de spinner.

ANEXO C

TECLE



Imagen C.1: Tecla parte superior



Imagen C.2: Tecla parte inferior

ANEXO D

MANUAL DE

MANTENIMIENTO

**FAIRCHILD
FH-227 SERIES
MAINTENANCE MANUAL**

POWER PLANT - MAINTENANCE PRACTICES

1. REMOVAL/INSTALLATION - POWER PLANT. (See Figure 201.)

NOTE: One engine may be removed with the airplane on wheels, on gear jack points, or on wing jack points. Both engines may be removed when the airplane is on wing jacks. If the airplane is on wheels or on main gear jacks, the engines (both) may be removed only if tail support is used or if 1,000 pounds ballast is placed in the forward cargo compartment. Refer to chapter 7.

A. Obtain Tools.

- (1) Power Plant Lifting Sling.
- (2) Power Plant Dolly.
- (3) Torque Wrench.
- (4) Closed Containers - Fuel Drain.

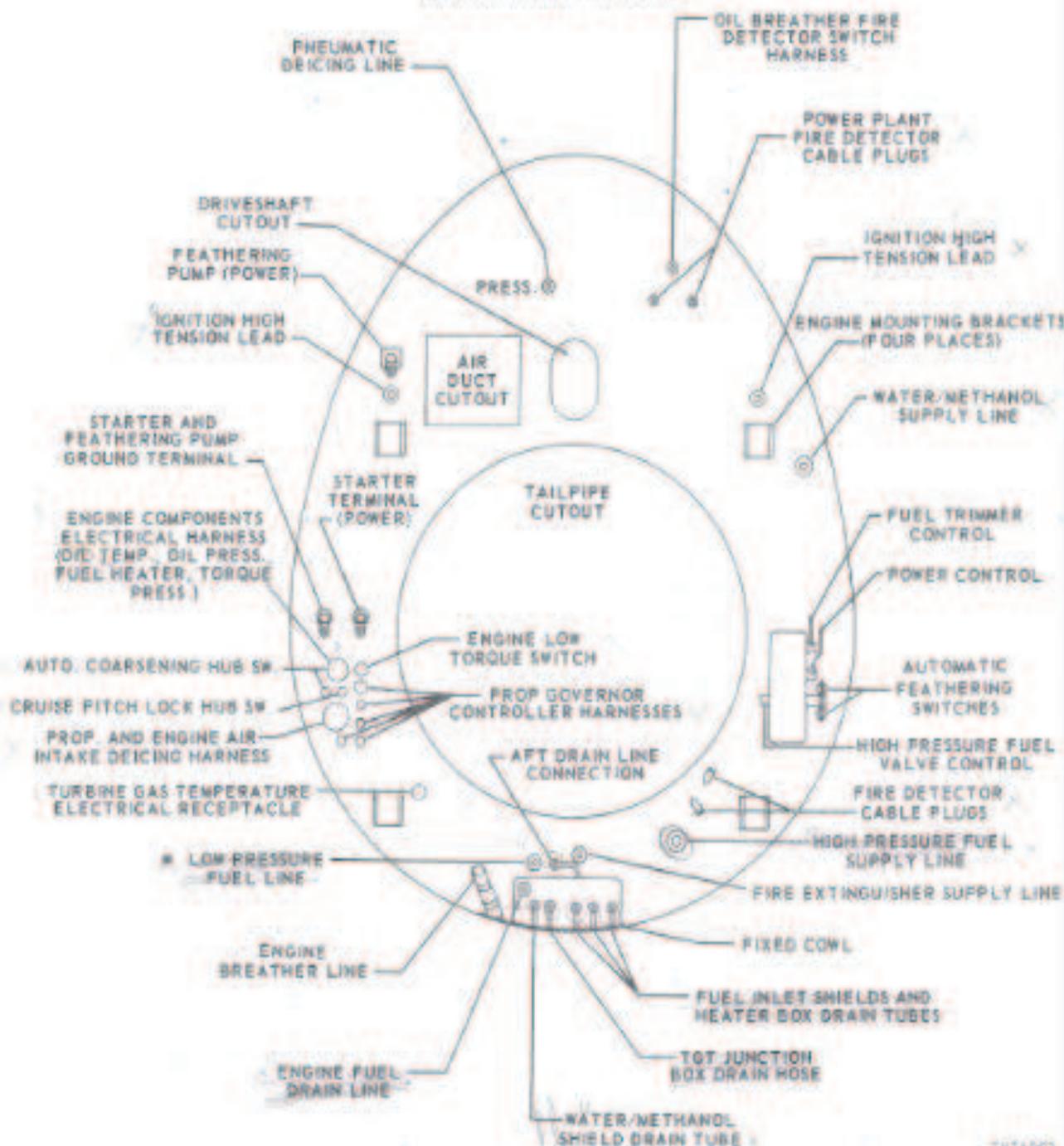
B. Remove.

NOTE: Accomplish steps (1) and (2) only if it is desired to remove the propeller before removing the power plant.

- (1) Move the propeller to approximately 40 degrees in flight pitch using the feathering pump.
- (2) Remove the propeller spinner in accordance with instructions in chapter 61.
- (3) Close the emergency fuel shut-off valve.
- (4) Manually feather the propeller.
- (5) Position battery switch to OFF; pull ignition and starting control circuit breaker in electrical equipment panel; trip the two ignition circuit breakers in the nacelle junction box.
- (6) Disconnect the low tension leads from the high energy ignition unit electrical plugs located in the accessory gearbox compartment.

WARNING: ELECTRICAL ENERGY, WHICH MAY BE STORED IN THE HIGH ENERGY UNITS, IS POTENTIALLY LETHAL. IT IS ESSENTIAL TO DISCONNECT THE LOW TENSION LEADS AND WAIT AT LEAST ONE MINUTE TO ALLOW STORED ENERGY TO DISSIPATE BEFORE DISCONNECTING HIGH TENSION IGNITION LEADS.

**FAIRCHILD
FH-227 SERIES
MAINTENANCE MANUAL**



**Nacelle Firewall Configuration
Figure 201**

- (7) If propeller is to be removed, follow the removal instructions in chapter 61.
- (8) Remove cowl panels.
- (9) Disconnect electrical plugs at the firewall; cap firewall receptacles.

**FAIRCHILD HILLER
FH-227
MAINTENANCE MANUAL**

WARNING: JET FUEL VAPOR IS POTENTIALLY DANGEROUS AND ANY TIME THERE IS DRAINAGE OR SPILLAGE, HAVE FIRE PROTECTION EQUIPMENT AVAILABLE. IF THERE IS SPILLAGE ON GROUND, WASH AREA WITH WATER.

- (10) Open shroud enclosing fuel supply line and disconnect line at firewall fitting; drain trapped fuel into a closed container and cap fitting.
- (11) Disconnect low pressure fuel line at the firewall; drain trapped fuel into a closed container and cap fitting.
- (12) Open shroud enclosing water/methanol supply line and disconnect line at firewall; drain trapped fluid into a closed container.
- (13) Disconnect fire extinguisher tube assembly at firewall and cap fitting.
- (14) Disconnect drain tubes and hoses from drain manifold and tank on the fixed bottom cowl; disconnect fuel heater from fixed cowl bracket.
- (15) Disconnect high tension leads from igniter plugs and remove from supporting clamps on engine mount tubes. Secure leads clear of engine to avoid damaging.

WARNING: ELECTRICAL ENERGY, WHICH MAY BE STORED IN THE HIGH ENERGY UNITS, IS POTENTIALLY LETHAL. IT IS ESSENTIAL TO DISCONNECT THE LOW TENSION LEADS AND WAIT AT LEAST ONE MINUTE TO ALLOW STORED ENERGY TO DISSIPATE BEFORE DISCONNECTING HIGH TENSION IGNITION LEADS.

- (16) Disconnect the engine control rods from the operating levers on the firewall control box.
- (17) Disconnect bolts from the coupling flange of the accessory gearbox driveshaft; this coupling is just aft of the forward driveshaft universal joint. Slide driveshaft aft to disengage centering recess.
- (18) Lift forward end of driveshaft and pull forward, disengaging splined end at gearbox.

NOTE: Since the driveshaft section just removed and the universal joint attached to engine are a part of the gearbox assembly, these parts are removed from the power plant and remain with the airplane.

**FAIRCHILD HILLER
FH-227 SERIES
MAINTENANCE MANUAL**

- (19) Disconnect nut located within driveshaft coupling housing and remove spacer, allowing coupling housing to be withdrawn from the universal joint.
- (20) Remove four bolts from universal joint cover on engine and remove cover; retain with engine.
- (21) Remove four bolts joining universal joint flange and engine drive flange; remove universal joint assembly and retain all parts of driveshaft.
- (22) Attach lifting sling and hoist to four engine lugs.

NOTE: Hoist should be capable of lifting a 3000-pound load.

- (23) Raise hoist enough to take weight off engine mount brackets and bolts on firewall.
- (24) Remove lower engine mounting bolts first; then remove upper bolts and move power plant clear of airplane.
- (25) Install power plant in engine dolly.

C. Install.

- (1) Attach power plant lifting sling to four engine lugs; connect hoist to sling and lift power plant into position on firewall.

NOTE: Hoist should be capable of lifting a 3000-pound load.

- (2) Clean firewall engine mounting bolts with suitable solvent to remove all anti-corrosion storage compound.
- (3) Prior to installation of bolts, coat them with Specification MIL-T-5544.

NOTE: Bolts that have been removed after service should be cleaned and inspected for discoloration caused by fretting. Any bolts that show definite signs of fretting corrosion should be removed from service.

- (4) Align aft engine mount fittings until they fit into firewall supporting mount brackets. Using the lower two mounting holes of the upper brackets, insert locating pins and mounting bolts.

NOTE: Before tightening the mounting bolts, visually check the clearance between the tailpipe and the engine exhaust unit cone studs; proper cold clearance should be at least 0.5 inches at the three positions. If studs are too close to tailpipe, remove the forward tailpipe section and deepen the offsets in the section to ensure adequate clearance.

ANEXO E

DESMONTAJE

DEL MOTOR

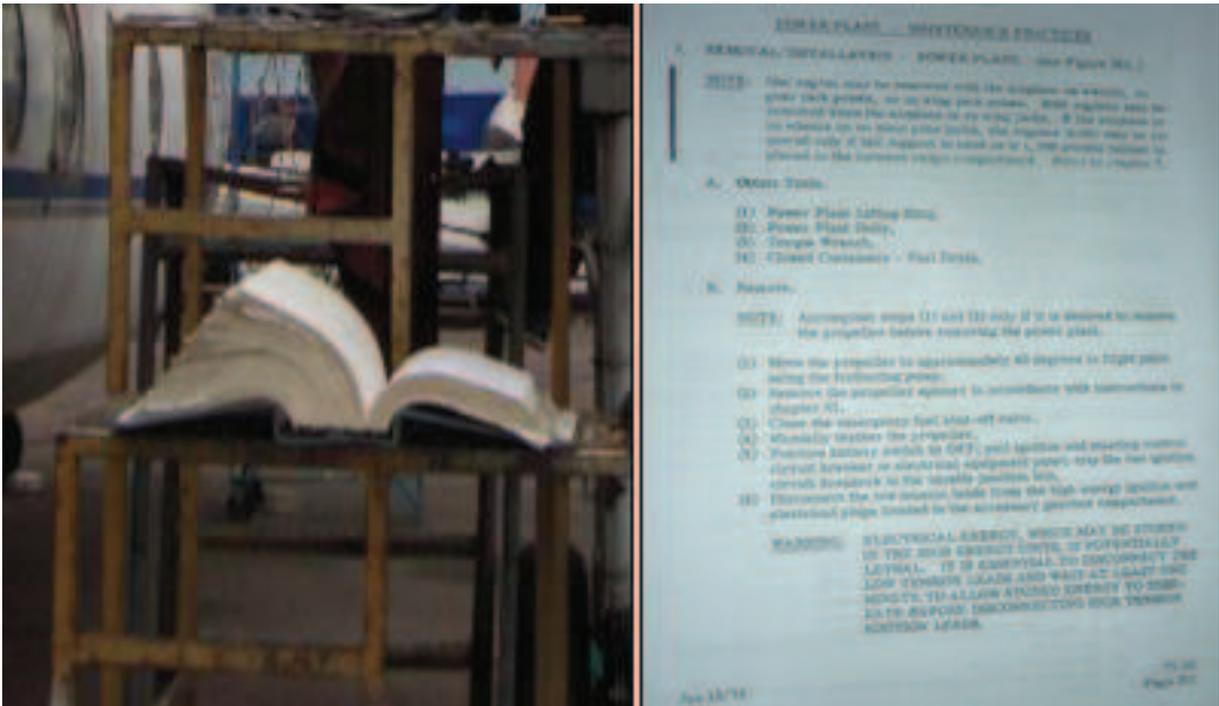


Imagen E1: Manual de mantenimiento



Imagen E2: Punto de drenaje

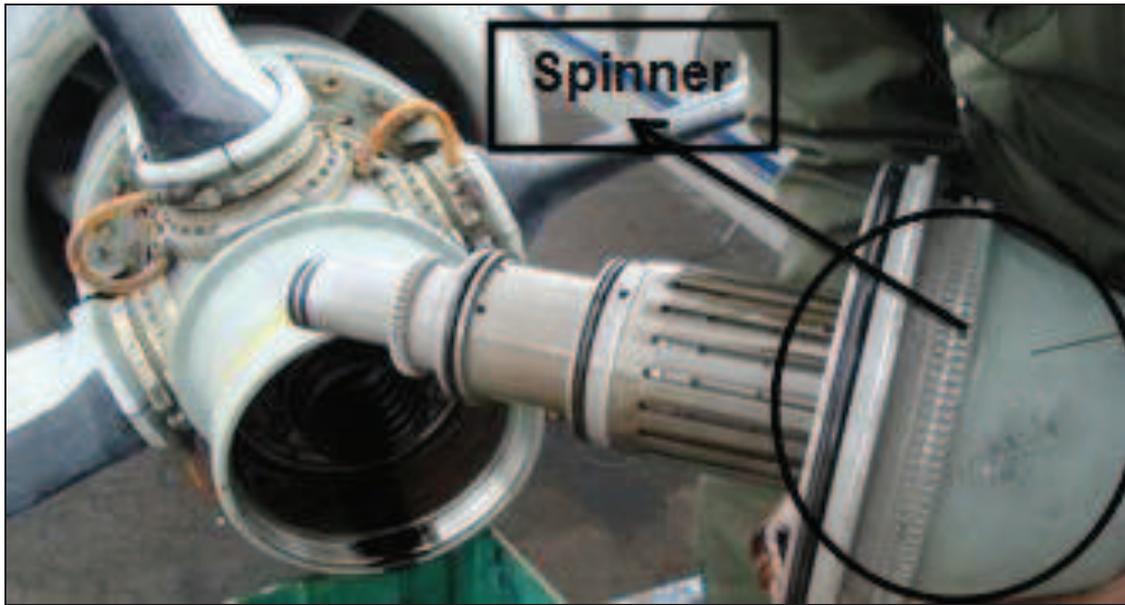


Imagen E3: Spinner



Imagen E4: Línea de baja presión de combustible

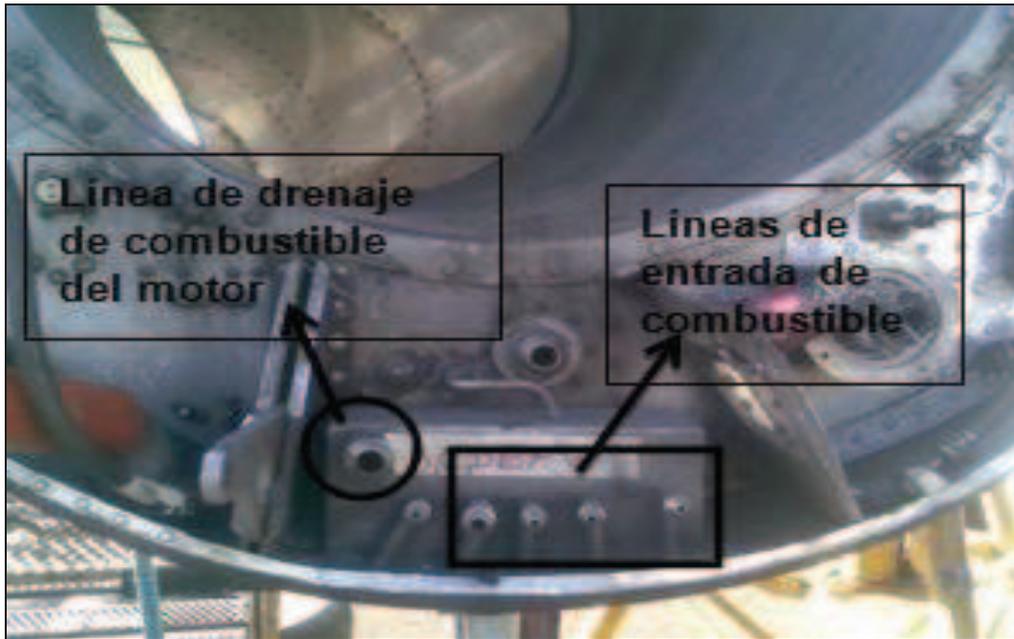


Imagen E5: Líneas de entrada y de drenaje del motor



Imagen E6: Línea de alta presión de combustible

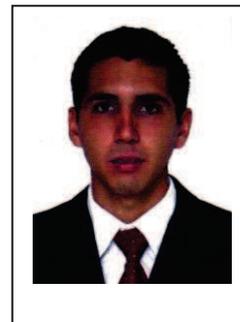


Imagen E7: Desmontaje de los pernos de sujeción al motor



Imagen E8: Motor desmontado

HOJA DE VIDA



DATOS PERSONALES

NOMBRE: Alfonso Xavier Carrión Báez
NACIONALIDAD: Ecuatoriana
FECHA DE NACIMIENTO: 20 de Abril de 1990
CÉDULA DE CIUDADANÍA: 060447116 9
TELÉFONOS: 099105354
CORREO ELECTRÓNICO: xavier_carrion_90@hotmail.com
DIRECCIÓN: Pallatanga - Chimborazo

FORMACIÓN PROFESIONAL

Egresado en Mecánica Aeronáutica Mención "Motores"
Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico
Escuela Superior Politécnica del Ejército
2008-2011

FORMACIÓN COMPLEMENTARIA

- Curso básico del motor PT6A-25
"Escuela Superior Militar de Aviación Cosme Rennella Barbato"
Duración de 160 horas
Salinas – Marzo 2011

EXPERIENCIA LABORAL

- Pasante en el área de mantenimiento mecánico de aeronaves: Las labores realizadas fueron montaje de un motor, mantenimiento preventivo de avionetas.
Servicio Aéreo Regional Regair Cía. Ltda. Sucursal Shell- Provincia de Pastaza
02 de agosto al 27 de agosto del 2010

- Prácticas profesionales en el área de mantenimiento de Aeronaves: Las labores realizadas fueron de mantenimiento de las aeronaves, abastecimiento de combustible.
Servicios Aéreos Conexos “Aeroconexos” Cía. Ltda. Sucursal Shell- Provincia de Pastaza
Duración de 200 horas el 14 de febrero 2011 al 11 de Marzo 2011.

DATOS DE INTERÉS

Suficiencia en el Idioma Ingles

Disponibilidad Inmediata

Disponibilidad Geográfica

Disponibilidad Horaria

Conocimiento de Microsoft Office a nivel de usuario

Conocimiento de internet a nivel de usuario

REFERENCIAS PERSONALES

Ingeniero Merwin Sandoval. Técnico de Gestión de Riesgos Laborales del IESS de Chimborazo. Cel. 088287228

HOJA DE LEGALIZACIÓN DE FIRMAS

**DEL CONTENIDO DE LA PRESENTE INVESTIGACIÓN SE RESPONSABILIZA
EL AUTOR**

Alfonso Xavier Carrión Báez

DIRECTOR DE LA CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

Ing. Hebert Atencio
Subs. Téc. Avc.

Latacunga, Febrero 28 del 2012

CESIÓN DE DERECHOS DE PROPIEDAD INTELECTUAL

Yo, Carrión Báez Alfonso Xavier, Egresado de la carrera de Mecánica Aeronáutica mención Motores, en el año 2011, con cédula de ciudadanía N° 060447116 9, autor del Trabajo de Graduación “DESMONTAJE DEL MOTOR DERECHO DEL AVIÓN FAIRCHILD FH-227 CON MATRÍCULA HC-BHD PARA SU TRASLADO DEL ALA DE TRANSPORTE N° 11 HASTA EL CAMPUS DEL INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR AERONÁUTICO”, cedo mis derechos de propiedad intelectual a favor del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico.

Para constancia firmo la presente cesión de propiedad intelectual.

Alfonso Xavier Carrión Báez

Latacunga, Febrero 28 del 2012