



# ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS  
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

**UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS**

**DEPARTAMENTO DE ENERGÍA Y MECÁNICA**

**CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA**

**Trabajo de Graduación para la obtención del título de:**

**TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN  
AVIONES**

**TEMA: “ELABORACIÓN DE UNA MAQUETA DIDÁCTICA DEL  
SISTEMA DE COMBUSTIBLE DEL MOTOR PT6A-68C PARA  
LA ENSEÑANZA – APRENDIZAJE DE LOS ESTUDIANTES DE  
LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS”**

**AUTOR: PAUCAR PAUCAR, LUIS ROBERTO**

**DIRECTOR: TLGA. NAUÑAY MIRANDA, MARITZA**

**LATACUNGA**

**2015**

**UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS-ESPE  
UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS**

**CERTIFICACIÓN**

Certifico que el presente Trabajo de Graduación fue realizado en su totalidad por el **SR. LUIS ROBERTO PAUCAR PAUCAR**, como requerimiento parcial para la obtención del título de **TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES**.

---

**Tlga. Maritza Nauñay  
DIRECTOR DEL TRABAJO DE GRADUACIÓN**

Latacunga, Mayo 2015

**UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS-ESPE  
UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS**

**DECLARACIÓN DE RESPONSABILIDAD**

Yo, LUIS ROBERTO PAUCAR PAUCAR

**DECLARO QUE:**

El Trabajo de Graduación denominado “ELABORACIÓN DE UNA MAQUETA DIDÁCTICA DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE DEL MOTOR PT6A-68C PARA LA ENSEÑANZA – APRENDIZAJE DE LOS ESTUDIANTES DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS”, ha sido desarrollado con base a una investigación exhaustiva, respetando derechos intelectuales de terceros, conforme las citas que constan al pie, de las páginas correspondientes, cuyas fuentes se incorporan en la bibliografía.

Consecuentemente este trabajo es de mi autoría.

En virtud de esta declaración, me responsabilizo del contenido, veracidad y alcance científico del Trabajo de Graduación en mención.

---

Luis Roberto Paucar Paucar

**CI: 1715629570**

Latacunga, Mayo 2015

**UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS-ESPE  
UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS**

**AUTORIZACIÓN**

Yo, Luis Roberto Paucar Paucar

Autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE la publicación, “ELABORACIÓN DE UNA MAQUETA DIDÁCTICA DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE DEL MOTOR PT6A-68C PARA LA ENSEÑANZA – APRENDIZAJE DE LOS ESTUDIANTES DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS” en la biblioteca virtual de la Institución del trabajo, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi exclusiva responsabilidad y autoría.

---

Luis Roberto Paucar Paucar

**CI: 1715629570**

Latacunga, Mayo 2015

## **DEDICATORIA**

A mi Dios quién supo guiarme por el buen camino, darme fuerzas para seguir adelante y no desmayar ante los problemas que se presentaban y permitirme llegar hasta donde he llegado, porque hizo realidad este sueño anhelado.

Y a mis padres que por su afán y sacrificio, fue posible la culminación de esta etapa universitaria, cuyos resultados estarán siempre al servicio del bien, la verdad y la justicia.

**LUIS ROBERTO PAUCAR PAUCAR**

## **AGRADECIMIENTO**

Mi sincero agradecimiento y gratitud para los distinguidos docentes, quienes con nobleza y entusiasmo depositaron en mí sus vastos conocimientos.

A mi prestigiosa Unidad de Gestión de Tecnologías por las enseñanzas en el recibidas.

**LUIS ROBERTO PAUCAR PAUCAR**

## ÍNDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICACIÓN .....	ii
DECLARACIÓN DE RESPONSABILIDAD .....	iii
AUTORIZACIÓN.....	iv
DEDICATORIA .....	v
AGRADECIMIENTO .....	vi
ÍNDICE DE CONTENIDOS .....	vii
ÍNDICE DE FIGURAS.....	ix
RESUMEN .....	x
ABSTRACT.....	xi
CAPÍTULO I.....	1
TEMA .....	1
1.1 Antecedentes.....	1
1.2 Planteamiento del Problema.....	2
1.3 Justificación .....	2
1.4 Objetivos.....	3
1.4.1 Objetivo General .....	3
1.4.2 Objetivos Específicos.....	3
1.5 Alcance .....	4
CAPÍTULO II.....	5
MARCO TEÓRICO .....	5
2.1 Motor de aviación.....	5
2.1.1 Tipos de motores .....	5
2.2 Generalidades del motor PT6A-68C .....	8
2.2.1 Modelo .....	8

2.2.2 Características del motor .....	8
2.2.2.1 Secciones Principales del motor: .....	9
2.3 Combustible .....	17
2.3.1 Tipo de combustible aplicado en aviación.....	17
2.4 Sistema de combustible PT6 .....	18
2.4.1 Componentes del sistema de combustible.....	18
CAPÍTULO III .....	21
DESARROLLO DEL TEMA.....	21
3.1 Situación Actual .....	21
3.2. Elaboración de la maqueta del sistema de combustible del motor PT6A... 21	21
3.2.1 Diseño de la maqueta .....	31
3.2.2 Elaboración de la maqueta .....	32
3.2.2.1 Construcción de la estructura de la maqueta.....	32
3.2.2.2 Implementación del sistema eléctrico. ....	34
3.2.3 Pruebas funcionales.....	40
CAPÍTULO IV.....	41
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES .....	41
4.1 Conclusiones .....	41
4.2 Recomendaciones .....	41
ABREVIATURAS .....	43
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	44
ANEXOS .....	45



## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Motor Turboreactor .....	6
Figura 2. Motor Turbo Hélice .....	6
Figura 3. Motor Turbofan .....	7
Figura 4. Motor PT6A-68C .....	9
Figura 5. Sección de admisión.....	10
Figura 6. Sección del compresor .....	10
Figura 7. Sección de combustión.....	11
Figura 8. Sección de potencia.....	12
Figura 9. Sección de escape.....	13
Figura 10. Caja de accesorios .....	14
Figura 11. Caja de reducción.....	14
Figura 12. PMA.....	15
Figura 13. Motor de turbina de gas .....	15
Figura 14. Motor de turbina.....	16
Figura 15. Octanaje del combustible.....	17
Figura 16. Ubicación del Sistema de Combustible.....	19
Figura 17. Tanques Exteriores.....	20
Figura 18. Diseño del sistema de combustible en CorelDRAW .....	31
Figura 19. Corte de tabla triplex.....	32
Figura 20. Corte de vinil.....	33
Figura 21. Corte de Acrílico .....	33
Figura 22. Colocación del vinil en la madera .....	34
Figura 23. Diseño Circuito Eléctrico.....	35
Figura 24. Pruebas en Protoboard.....	36
Figura 25. Placa de Pertinax.....	37
Figura 26. Perforación de la maqueta.....	38
Figura 27. Instalación de Leds en la maqueta .....	38
Figura 28. Implementación del sistema eléctrico .....	39
Figura 29. Colocación del PLC Siemens 230RC .....	39
Figura 30. Maqueta Funcional .....	40

## RESUMEN

El presente trabajo tiene como objetivo elaborar una maqueta didáctica del sistema de combustible del motor PT6A-66C para la enseñanza – aprendizaje de los estudiantes de la Unidad de Gestión de Tecnologías; es así, que para el desarrollo del mismo, se realiza mediante fases que se describirán en este texto por medio de Capítulos permitiendo concluir de manera exitosa dicho trabajo. El capítulo I detalla el tema planteado, el problema existente, la debida justificación y los objetivos trazados para desarrollar y elaborar en sí todo lo que comprende el trabajo de graduación. El capítulo II contiene temas que engloban todo lo referente a motores utilizados en aviación y a la descripción de cada uno de los componentes del sistema de combustible del motor PT6A-68C. En el capítulo III se describe los procedimientos que se utilizaron para la elaboración de la maqueta didáctica, las condiciones que debe cumplir y resultados de su operación. Adjunto al documento también se podrá encontrar lo manuales respectivos para la manipulación y el mantenimiento de la maqueta didáctica.

### **PALABRAS CLAVE:**

- **SISTEMA**
- **COMBUSTIBLE**
- **MOTOR**
- **MAQUETA DIDÁCTICA**

## **ABSTRACT**

The present job aims to develop a didactic model of the PT6A-66C engine fuel system for the teaching – learning process in students at Unidad de Gestión de Tecnologías; so that, the present job is performed by stages that will be described in this text by Chapters which allow successfully conclude this work. Chapter I details the presented topic, the problem, adequate justification and the objectives to develop and produce all topic that, the graduation work has. Chapter II contains themes that include everything related to engines used in aircraft and the description of each of the components of the PT6A-68C engine fuel system. Chapter III describes the procedures used to prepare the didactic model; the conditions to be accomplished and the results of its operation. Attached to the document, it can also show the respective manuals for handling and maintenance of the didactic model.

### **KEYWORDS:**

- **SYSTEM**
- **FUEL**
- **ENGINE**
- **DIDACTIC MODEL**

---

LCDO. Diego Granja  
**JEFE SEC. TEC. DPTO. LENGUAS**

## **CAPÍTULO I**

### **TEMA**

#### **1.1 Antecedentes**

Durante el proceso de renovación que se está dando en las Universidades e Institutos a nivel nacional y las constantes actualizaciones en las compañías aeronáuticas se considera indispensable que para la formación avanzada de los estudiantes se debe contar con equipos didácticos; en este sentido se tratará de brindar una enseñanza de alta calidad.

En la ciudad de Latacunga la Universidad de Fuerzas Armadas-ESPE, cuenta con la Unidad de Gestión de Tecnologías dedicada a la formación y capacitación de los jóvenes civiles y militares en las diferentes áreas aeronáuticas de nivel tecnológico, tales como Telemática, Mecánica Aeronáutica mención Motores y Aviones, Electrónica mención Instrumentación & Aviónica, Logística y Transporte y Ciencias de las Seguridad mención Aérea y Terrestre.

La Unidad de Gestión de Tecnologías no cuenta con una maqueta didáctica del sistema de combustible del motor PT6A-68C, para el uso del estudiantado, por lo cual es necesaria su elaboración, con la intención de fortalecer el aprendizaje de la teoría con la práctica.

Dicha maqueta ayudará a los estudiantes a conocer más sobre las generalidades del motor, componentes del motor, el funcionamiento del sistema del combustible, durante el desarrollo de las clases permitiendo un mejor nivel de estudio debido a que se podrá comprobar en la práctica.

## **1.2 Planteamiento del Problema**

Como resultado de la investigación realizada a la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de Fuerzas Armadas – ESPE, uno de los centros de formación de mantenimiento aeronáutico del país, que tiene como propósito formar profesionales capacitados, se pudo determinar y observar que carece de materiales didácticos para elevar el nivel de formación académica.

Siendo el sistema de combustible del motor uno de los componentes más importantes en el funcionamiento de la aeronave, es necesario conocer su funcionamiento de forma detallada para el mejor desempeño en el campo laboral, el perfeccionamiento de sus conocimientos podrán ser adquiridos a través de una maqueta didáctica que servirá como un método práctico para que el estudiante se motive y ponga en práctica los conocimientos referente al funcionamiento del sistema de combustible; de esta manera se podrá mejorar la formación procurando evitar errores de mantenimiento y lesiones en el futuro cuando se inserte en el campo laboral.

Por lo que se ha visto necesario la elaboración de una maqueta en donde indique detalladamente el funcionamiento del sistema de combustible del motor PT6A-68C del avión A-29B para el proceso de enseñanza aprendizaje de los alumnos de la carrera de Mecánica Aeronáutica.

## **1.3 Justificación**

La Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE, brinda a sus estudiantes un alto nivel académico con el material didáctico que cuenta, aun así es necesario estar a la par de los nuevos desafíos que se requieren actualmente en el campo aeronáutico por tal motivo se cree conveniente la implementación de materiales didácticos y técnicas que ayuden a los estudiantes a poner en práctica la teoría impartida

Teniendo en cuenta los problemas de aprendizaje teórico-práctico que los estudiantes de la carrera de mecánica han evidenciado, se ha visto necesario elaborar este proyecto para que las nuevas generaciones de mecánicos aeronáuticos obtengan los conocimientos sólidos de forma práctica y de esta manera puedan desempeñarse en el área laboral con éxito.

Por tal razón, poseer una maqueta didáctica del sistema de combustible del motor PT6A-68C, en el cual los estudiantes puedan conocer más de cerca su funcionamiento y componentes, será beneficioso para mejorar los conocimientos prácticos en la formación académica aportando con la investigación tecnológica en nuestro país.

## **1.4 Objetivos**

### **1.4.1 Objetivo General**

Elaborar una maqueta del sistema de combustible del motor PT6A-68C para la enseñanza-aprendizaje de los estudiantes de la Unidad de la Gestión de Tecnologías, a través de un sistema de simulación por led's.

### **1.4.2 Objetivos Específicos**

- Recopilar información referente al funcionamiento del sistema de combustible.
- Indagar los elementos y herramientas que se puede utilizar para realizar la maqueta.
- Construir la maqueta del sistema de combustible del motor PT6A-68C.

## **1.5 Alcance**

El presente trabajo de investigación busca optimizar la enseñanza impartida a estudiantes de la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de Fuerzas Armadas-ESPE, fortaleciendo sus habilidades y destrezas. De igual manera a la calidad académica y por ende al prestigio de nuestra universidad. Por ende en la maqueta se evidenciará el funcionamiento del sistema de combustible en sus diferentes posiciones a través del uso de leds.

## CAPÍTULO II

### MARCO TEÓRICO

#### 2.1 Motor de aviación

Un motor aeronáutico o motor de aviación es aquel que se utiliza para la propulsión de aeronaves, mediante la generación de una fuerza de empuje o arrastre.

##### 2.1.1 Tipos de motores

Los motores aeronáuticos se dividen en tres grandes categorías: motores alternativos, motores a reacción y motores cohete.

Los primeros son usados principalmente en aviación deportiva y en pequeños aviones con necesidad de poca potencia y reducido peso. Los motores alternativos tienen un peso demasiado elevado para potencias superiores, lo cual, les hace inviables para aviones grandes y de gran velocidad de crucero.

Dentro de los motores de reacción se podrá encontrar: el turboreactor, el turbohélice (en este grupo incluimos al turboeje, que es el motor empleado en helicópteros y que no genera prácticamente empuje por chorro, sólo genera tracción) y el turbofan, Cada uno tiene sus ventajas e inconvenientes para velocidades específicas de crucero. Los ingenieros enfocan su atención en dos aspectos al diseñar un turboreactor: la relación que hay entre el empuje y el peso, y el consumo específico de combustible.

**El turboreactor:** es el motor más popular de la mayoría de los aviones de alta velocidad, a pesar que el consumo de combustible es elevado. Los



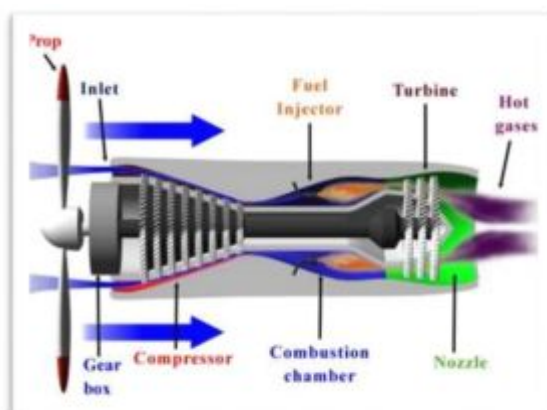
aviones militares de combate y los veloces aviones reactores de negocios utilizan turborreactores.



**Figura 1.** Motor Turboreactor

**Fuente:** Teoría de Motores 2º Edición

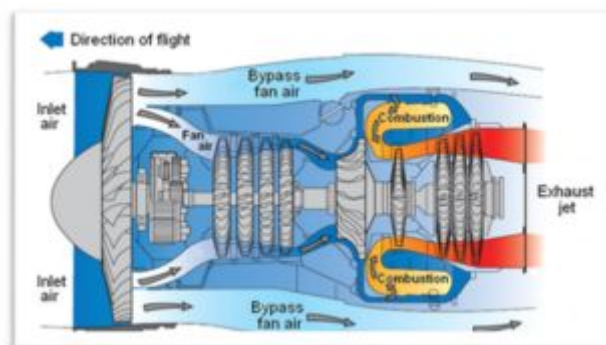
**El turbohélice:** produce dos tipos de empuje, uno con la hélice tractora y el otro a través del escape. Se emplean turbohélices en aviones de no muy altas velocidades, como transporte militar o regional civil. No se pueden alcanzar velocidades muy elevadas de vuelo porque en la punta de la hélice se puede llegar a la velocidad de desprendimiento del aire.



**Figura 2.** Motor Turbo Hélice

**Fuente:** Teoría de Motores 2º Edición

**El turbofan** incluye una gran hélice interna (fan) y dos corrientes de aire que fluyen a través del motor. La corriente principal viaja a través de todos los componentes como sucede en un turboreactor, es decir, pasa por la cámara de combustión, mientras que la corriente secundaria generalmente es impulsada a través de una tobera de eyección para mezclarse después, o no, con la corriente primaria de escape. El turbofan es utilizado por la mayoría de los aviones comerciales de transporte de pasajeros que vuelan a velocidades transónicas y alcanzan números de Mach 0.8. La tendencia que se sigue desde los años ochenta es aumentar lo más posible la relación de derivación en los turbofans por medio de fanes con el mayor diámetro posible. A estos motores más modernos, con relaciones de derivación que van desde 12 a 25, se les denomina motores ADP (Advanced Duct Propellers).



**Figura 3.** Motor Turbofan

**Fuente:** Teoría de Motores 2º Edición

**Los motores cohetes** se usan en la industria de misiles, lanzadores y vehículos espaciales teniendo aún más protagonismo, como prueba de ello se podría destacar la incipiente industria turística espacial, que ya ha dejado de ser un sueño inalcanzable para convertirse en una realidad cuyo futuro comercial se está valorando y que ha llevado a todos aquellos que se han interesado, y se lo han podido permitir, a sobrevolar las capas más externas de la atmósfera. También se están desarrollando motores cohete que emplean aire atmosférico, además de propulsores convencionales, para

llevar material científico a la Estación Espacial Internacional. Por último, los cohetes que usan los transportes militares necesitan mayor potencia al despegue, sobre todo en pistas muy cortas y mal acondicionadas.

## **2.2 Generalidades del motor PT6A-68C**

A continuación, se detalla una descripción sencilla y fundamental de los principios del funcionamiento del sistema de combustible y de las partes principales que conforma el motor PT6A-68C.

### **2.2.1 Modelo**

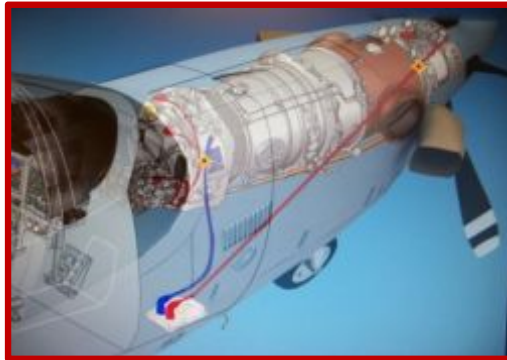
PT6A-68C Motor de 1600 SHP a 2000 rpm hélice. Usado en el Super Tucano.

### **2.2.2 Características del motor**

El motor PT6A-68C es un motor de la compañía Pratt & Whitney de fabricación Canadiense mono propulsor turbo hélice de flujo inverso y turbina libre.

- Peso: 260 Kg
- Diámetro: 22,0 in; 56,4cm
- Largo: 72,2 in; 1,83m
- Aceite: MIL-L-23699 TIPO II (18,04 litros en el sistema)
- Hélice: HARTZELL de 05 aspas
- Sección de Compresor: 4 etapas axiales y 1 etapa centrífuga
- Secciones de turbina libres y trabajan de forma independiente:
  - La primera sección es de una etapa e impulsa al compresor.
  - La segunda es de dos etapas y es la responsable de transmitir la energía a la caja de reducción.
- Conjunto de la hélice es un sistema adjunto al motor.

- Opera en dos modalidades: Modo Automático y Modo Manual.
- Variables y velocidad constante:
  - Potencia: Potencia mecánica continua 1600 SHP durante el despegue y una potencia mecánica continua máxima de 1250 SHP en acenso y velocidad crucero.



**Figura 4.** Motor PT6A-68C

**Fuente:** Teoría de Motores 2º Edición

### **2.2.2.1 Secciones Principales del motor:**

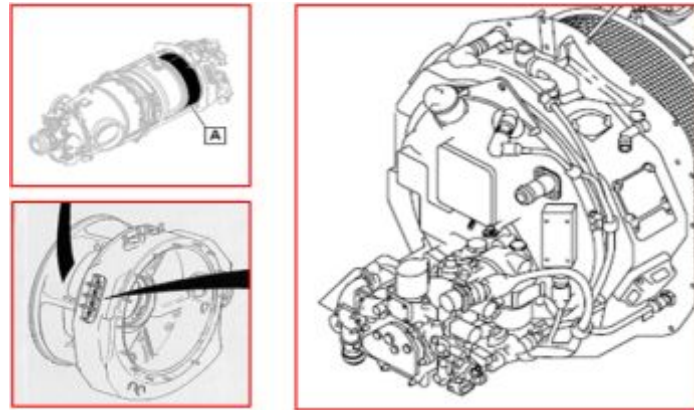
Las secciones que comprende el motor son:

- Sección de admisión.
- Sección del compresor.
- Sección de combustión.
- Sección de potencia.
- Sección de escape.
- Sección de accesorios

#### **a.- Sección de admisión**

Esta sección comprende de una caja circular tipo anillo con un conjunto de riostras huecas y está unida formando un solo conjunto con el

tanque integral de aceite, su función es direccionar el aire hacia el compresor.

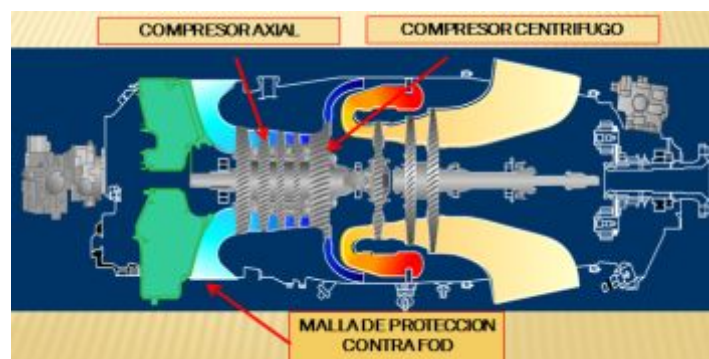


**Figura 5.** Sección de admisión

**Fuente:** Manual de mantenimiento del Motor PT6A

#### b.- Sección del compresor

Esta sección comprende: un compresor de cuatro etapas axiales y una etapa centrífuga su función es de comprimir y abastecer el aire suficiente para el proceso de combustión. En la posición de las 3 horas se acopla la válvula de sangrado de aire. En la posición de las 12 horas se encuentra acoplada la válvula P2.5

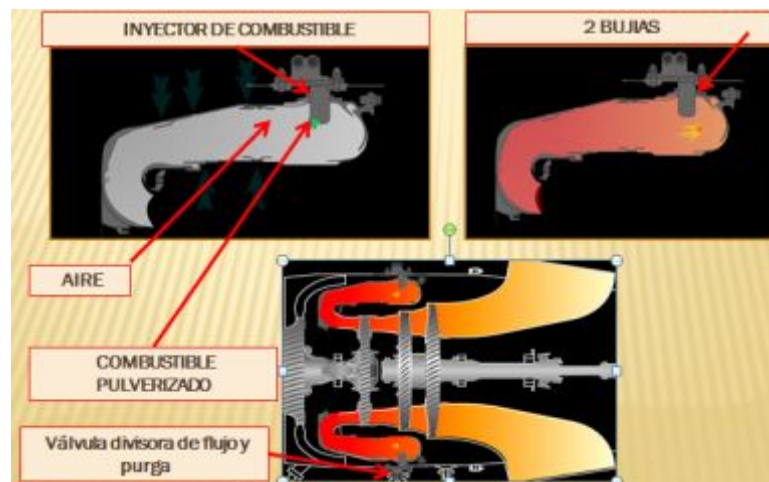


**Figura 6.** Sección del compresor

**Fuente:** Manual de mantenimiento del Motor PT6A

### c.- Sección de combustión

La sección de combustión está compuesta por una cámara tipo anular de flujo inverso; esta cámara provee orificios para el acoplamiento de 14 inyectores ubicados en posición de las 6 horas en la válvula divisora de flujo y purga, dentro de la sección también existen dos bujías, las mismas que encuentran ubicadas en posición de las 4 y las 9 horas.



**Figura 7. Sección de combustión**

**Fuente:** Manual de mantenimiento del Motor PT6A

### d.- Sección de turbina

La turbina del compresor consiste de un disco de 58 álabes permitiendo hacer girar al compresor en sentido contrario a la agujas del reloj. El disco está unido a través de un eje estriado al acople del compresor y sujeto por un tornillo y una arandela retén. La función de los sistemas de turbina es de capturar la energía cinética de los gases combustionados para transformarlos en fuerza de movimiento y torque, trasmitiéndola a través de un eje al compresor.

### e.- Sección de potencia

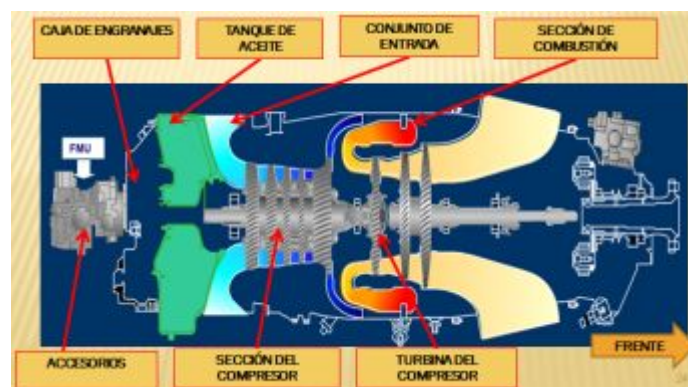
Tiene como propósito transformar la combustión producida por la sección de generación de gases, en energía de movimiento, a través del conjunto de la turbina de potencia, para transmitirla mediante el conjunto de engranes de la caja de reducción y transformarla en potencia de torque para la hélice.

- **Turbina de potencia**

Las turbinas de potencia tienen la función capturar la energía cinética de los gases combustionados y transformarlos en fuerza de movimiento y torque transmitiéndola a través de un eje a la caja de reducción. Este componente del motor gira en sentido de las manecillas del reloj.

La consta de los siguientes componentes:

- Una turbina de dos etapas de álabes.
- Dos etapas estatores, cuya función es direccionar los gases con el ángulo adecuado hacia los álabes de las etapas de las turbinas

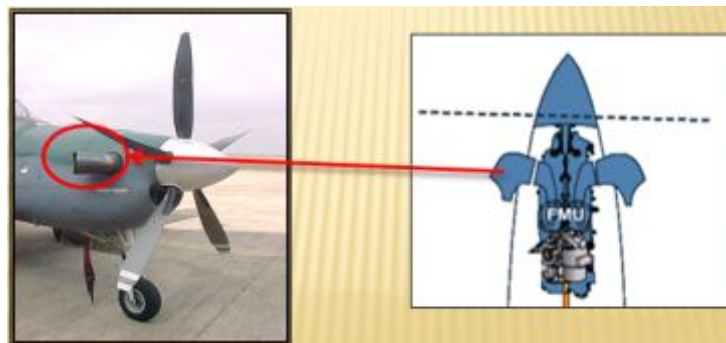


**Figura 8.** Sección de potencia

**Fuente:** Manual de mantenimiento del Motor PT6A

#### f.- Sección de escape

La sección de escape del motor se acopla en los flancos izquierdo y derecho ubicados en las posiciones de la 3 y las 9 horas en la sección de potencia, dos ductos de salida de gases que direccionan con seguridad los gases calientes hacia la atmosfera.



**Figura 9.** Sección de escape

**Fuente:** Manual de mantenimiento del Motor PT6A

#### g.- Caja de accesorios

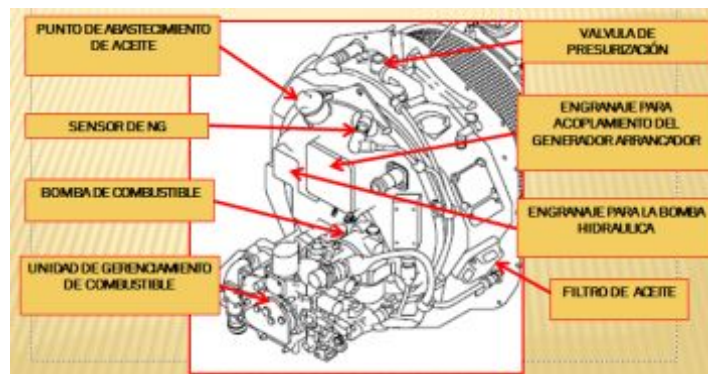
Su función es proveer movimiento a los accesorios, que permiten el funcionamiento normal del motor.

Provee tres puntos de montaje para los accesorios.

- En la posición de las 6 horas provee un engrane y acoplamiento para la bomba de combustible y la unidad de gerenciamiento de combustible (FMU).
- En la posición de las 9 horas provee un engranaje y acoplamiento para accesorios misceláneos, en el caso de esta aeronave (EMBRAER 314) acoplamiento para la bomba hidráulica.
- En la posición de las 12 horas provee un engranaje y acoplamiento para el generador arrancador.



- Integrada a la caja de accesorios se encuentra acoplada la bomba de aceite.
- Posee un detector de partículas metálicas para evitar la contaminación del aceite del motor por limallas.
- Integrada a la caja de engranajes en la parte superior tiene un separador centrífugo de aceite.

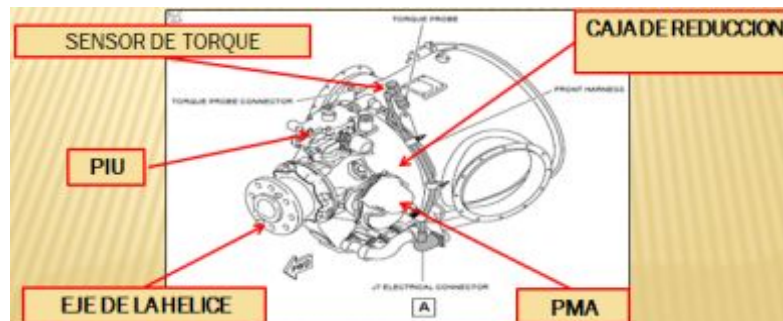


**Figura 10.** Caja de accesorios

**Fuente:** Manual de mantenimiento del Motor PT6A

#### ○ **Caja de reducción**

Tiene como función disminuir la velocidad con la que gira la turbina de potencia, y transformar esta velocidad en fuerza de torque para mover la hélice.

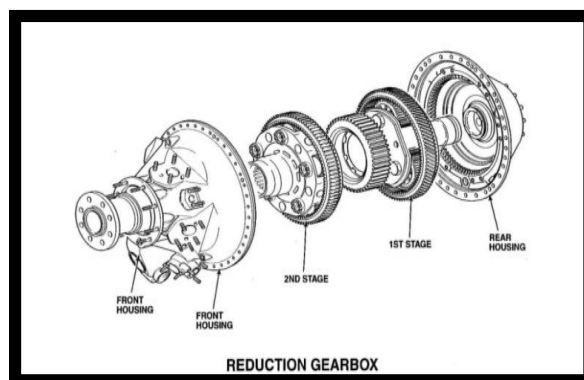


**Figura 11.** Caja de reducción

**Fuente:** Manual de mantenimiento del Motor PT6A

- **Alternador magnético permanente (PMA)**

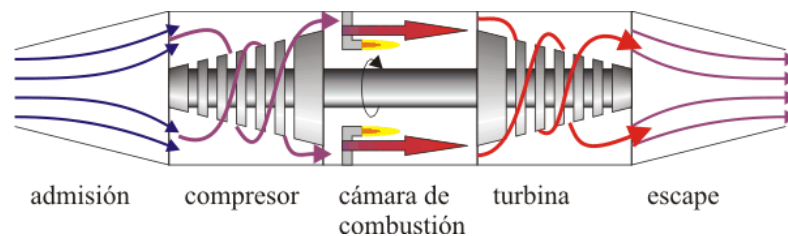
Se encuentra montado en el lado izquierdo de la caja de reducción. Consiste en un rotor rígido que incorpora un magneto permanente, accionado a través de un **step-up gear Box** en un estator alojado en la **PMA**. Este abastece de corriente trifásica alternada a la **PMU** como fuente de energía primaria específica para operación de la **PMS**.



**Figura 12. PMA**

**Fuente:** Manual de mantenimiento del Motor PT6A

En conclusión este proceso de proceso de generación de gas se cumple mediante el Ciclo Brayton que describe el comportamiento ideal de un motor de turbina de gas. Resumidamente este proceso se cumple de la siguiente manera:



**Figura 13. Motor de turbina de gas**

**Fuente:** Manual de mantenimiento del Motor PT6A

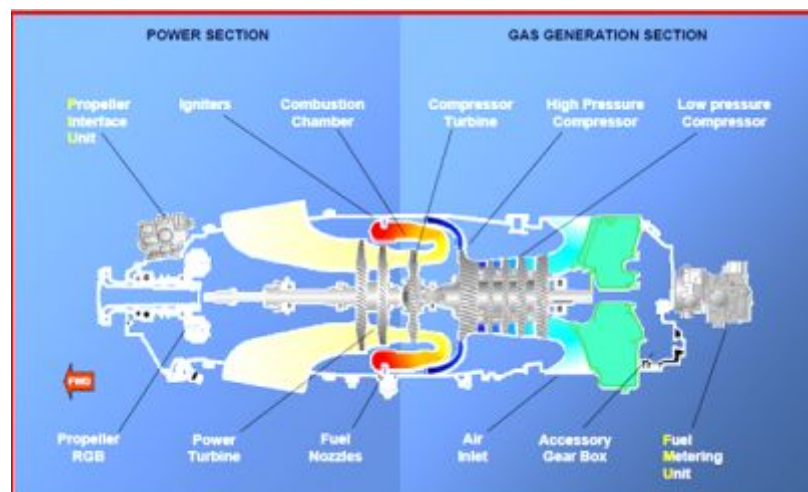
**Admisión:** El aire frío y a presión atmosférica entra por la boca de la turbina.

**Compresor:** El aire es comprimido y dirigido hacia la cámara de combustión mediante un compresor (movido por la turbina). Puesto que esta fase es muy rápida, se modela mediante una compresión adiabática.

**Combustión:** En la cámara, el aire es calentado por la combustión del queroseno. Puesto que la cámara está abierta el aire puede expandirse, por lo que el calentamiento se modela como un proceso isóbaro.

**Turbina:** El aire caliente pasa por la turbina, a la cual mueve. En este paso el aire se expande y se enfría rápidamente, lo que se describe mediante una expansión adiabática.

**Escape:** Por último, el aire enfriado (pero a una temperatura mayor que la inicial) sale al exterior, el mismo que producirá movimiento de ciertos componentes y en otro tipo de motores como los de turbina produce el empuje.



**Figura 14. Motor de turbina**

**Fuente:** Manual de mantenimiento del Motor PT6A

## 2.3 Combustible

Se llama combustible a toda sustancia que al combinarse con el oxígeno produce energía calórica. En realidad todos los elementos químicos de la naturaleza o sus combinaciones constituyen combustibles; la diferencia entre unos y otros es la temperatura necesaria para que se produzca la combustión.

### 2.3.1 Tipo de combustible aplicado en aviación.

El combustible de aviación (Avgas) debe tener ciertas características tales como: Homogeneidad, valor antidetonante, volatilidad, resistencia a la oxidación y pureza.

La cualidad antidetonante se reconoce por un número llamado índice octano o sencillamente octanaje, el cual es específico para cada motor en particular. Así tenemos, por ejemplo, una gasolina de 100-130 octanos significa que tiene una capacidad antidetonante que fluctúa entre 100 y 130 según las condiciones de mezcla con que funcione el motor.

Esta es una tabla en la que se indica el octanaje del combustible así como el color que lo identifica:



**Figura 15.** Octanaje del combustible

**Fuente:** Teoría de motores turbina 2º Edición

## **2.4 Sistema de combustible PT6**

Como ya se había mencionado el combustible es la materia prima que a partir de la conversión de la energía química a energía mecánica proporciona propulsión y empuje a una aeronave.

El propósito del sistema es almacenar el combustible y entregar una cantidad precisa, limpia y a la presión correcta, para satisfacer las exigencias del motor.

Existen 2 tipos, los cuales se diferencian por el modo de enviar el combustible desde el estanque al carburador y/o unidad de control de combustible. Estos son:

- Por gravedad
- Por presión

### **2.4.1 Componentes del sistema de combustible**

Los componentes de este sistema se pueden dividir en 2 secciones principales:

- Sistema de Combustible del Avión
- Sistema de Combustible del Motor

#### **a.- Sistema de combustible del avión**

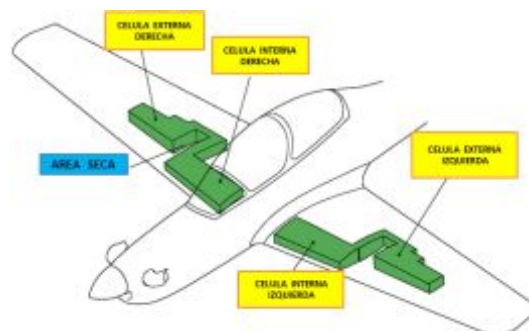
Esta sección consiste en todos los componentes del sistema de combustible de los tanques, ubicado en las alas hasta la bomba de combustible auxiliar accionado en cabina.

- **En las Alas**

Cada ala se compone de dos tanques de tipo integral clasificados como internos y externos e interconectados para actuar como un solo tanque.

El combustible del tanque externo se transfiere al interno por gravedad, los pasadizos están equipados con válvulas de retención, que impiden el retorno de combustible a los tanques externos de la aeronave. Hay un área seca entre las células del interior y exterior en la parte central, que permite la instalación de una ametralladora.

El área entre los tanques de combustible y las armas es un compartimiento ventilado y drenado a la atmósfera.

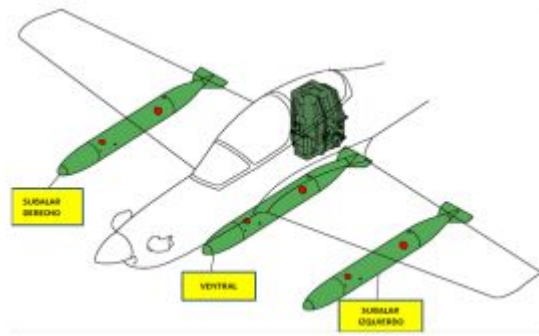


**Figura 16.** Ubicación del Sistema de Combustible

**Fuente:** Teoría de motores turbina 2º Edición

- **Tanques Exteriores**

Los tanques exteriores pueden ser instalados en las estaciones de las alas, para almacenar combustible adicional. El combustible de los tanques exteriores se transfiere a las alas, por medio de bombas eléctricas.



**Figura 17.** Tanques Exteriores

**Fuente:** Teoría de motores turbina 2º Edición

## CAPÍTULO III

### DESARROLLO DEL TEMA

#### 3.1 Situación Actual

El laboratorio de Mecánica Aeronáutica por el momento no cuenta con una maqueta didáctica funcional sobre el sistema de medición de combustible del motor PT6A; por tal razón, se vio la necesidad de elaborar dicha maqueta cumpliendo los parámetros que se describirán más adelante.

#### 3.2. Elaboración de la maqueta del sistema de combustible del motor PT6A

La maqueta didáctica del sistema de combustible del motor PT6A deberá cumplir con los siguientes requerimientos conforme el Manual de Entrenamiento del Motor PT6:

- **Unidad de control de combustible (FMU) general**

La FMU está montado sobre la bomba de combustible y es girado a revoluciones proporcionales a las del compresor ( $N_g$ ). La FMU determina también la cantidad de combustible que necesita el motor para que este provea la potencia requerida por la palanca de mandos. La potencia del motor es proporcional a la velocidad del compresor  $N_g$  y controlando esta se controla la potencia del motor.

- **Sección de combustible**

La FMU recibe combustible a la presión  $P_1$  proveniente de la descarga de la bomba. El flujo de combustible se establece por la acción de la válvula de medición (metering valve) y por la válvula de derivación (by



pass). La presión del combustible después de la válvula de medición se denomina P2.

La válvula de derivación mantiene la diferencia de presión (P1-P2) esencialmente constante. El área de paso de la válvula de medición cambia para mantener los requisitos de los niveles de potencia y lo hace de forma lineal, dado que su perfil triangular (cónico).

Externamente se puede incrementar (P1-P2) ajustando la cúpula (dome) en la parte superior del FMU la cual actúa directamente sobre el muelle que balancea estas dos presiones en la válvula de derivación

Paralelamente existe una válvula de alivio (relief valve) que limita la presión dentro del FMU alrededor de las 1000 psi, situación presente en casos transitorios y si la válvula de derivación fallara.

Existe un conjunto de discos en la válvula de derivación los cuales se deforman por efectos de la temperatura del combustible y modifica la resultante (P1-P2), sirviendo este efecto como complemento al flujo de combustible dado el cambio de SG, densidad del combustible.

Todos los sistemas hidráulicos funcionan con exceso de líquido, unos más que otros, por consideraciones de diseño. Para que el líquido fluya libremente a su retorno, se debe crear una presión mínima en el sistema.

Esta se consigue con la válvula de presurización mínima (minimum pressurising valve). Esta presión en la FMU es la apropiada para que los inyectores pulvericen suficientemente el combustible durante la operación de arranque y suele ser del orden de las 80 psi. En motores de las series -27, -28, -34, -135 la válvula de presurización se encuentra fuera del FMU, en la unidad de control de arranque PLC, mientras que los otros modelos este es parte integral del FMU.

- **Palanca de gases, gobernador de velocidad y sección de enriquecimiento**

La palanca de gases incorpora una leva que presiona a otra palanca interna cuando aumenta la potencia. Esta otra palanca tiene enganchado un muelle que interconecta a su vez con la palanca del gobernador. Esta palanca del gobernador pivotea por un eje en su centro, teniendo en el otro extremo una cara plana que tapa la salida de un orificio a la presión  $P_y$ . La palanca de enriquecimiento (no presente en todos los modelos), pivota sobre el mismo eje y tiene dos extensiones: una en forma de horquilla que por medio de un muelle pequeño proveniente de la palanca del gobernador pega una de las caras contra esta, y la otra actúa a la misma altura del orificio de  $P_y$  sobre una varilla acanalada que empuja una válvula plana como un sombrero a la presión  $P_x$ . La palanca de enriquecimiento tiene un brazo que sale de su parte central (forma de T) y que se apoya en una especie de mesa la cual es empujada por los dedos de dos contrapesas que giran con el eje a velocidad proporcional a las rotaciones del motor  $N_g$ . En los motores donde la acción de sangrar  $P_x$  no se utiliza, las dos palancas se convierten en una sola.

A medida que  $N_g$  aumenta, la fuerza centrífuga en las contrapesas hace que la mesa suba y empuje la palanca de enriquecimiento venciendo la fuerza del muelle pequeño al tiempo que se va cerrando la válvula de sombrero, haciendo que la presión  $P_x$  aumente. Si  $N_g$  sigue subiendo, la palanca de enriquecimiento seguirá girando hasta que el otro lado de la horquilla contacte la palanca del gobernador. En ese momento la válvula de sombrero estará completamente cerrada. Si  $N_g$  continua aumentando, la fuerza transmitida por la palanca de enriquecimiento a la palanca del gobernador hará que este venza la fuerza del muelle impuesta por la leva de control y en ese momento el orificio de  $P_y$  se abrirá.

- **Fuelles (Bellows)**

El conjunto de fuelles se compone de un fuelle pequeño cerrado al vacío (aceleración) y de otro fuelle grande gobernador, estando ambos conectados por un eje común. El extremo del fuelle de aceleración está unido rígidamente al cuerpo de la FMU a través de una junta y una tuerca. El vacío en este fuelle provee referencia a presión absoluta y actúa como compensación a los cambios de altura. El fuelle gobernador está sujeto al cuerpo de la FMU por una pestaña en su punto medio y su funcionamiento es similar al de un diafragma. El movimiento del fuelle es transmitido a la válvula de medición de combustible a través de una barra de torsión y dos varillas. La barra de torsión tiene un sello que separa la sección de aire de la de combustible y tiene los extremos montados sobre cojinetes y su núcleo está sujeto con precisión por medio de dos tornillos al cuerpo de la FMU.

La presión de aire  $P_y$  se ejerce sobre el exterior del fuelle gobernador y  $P_x$  en el interior y alrededor del fuelle pequeño o de aceleración. El área de acción de  $P_y$  es mayor que la de  $P_x$ . Ambas presiones cambian según las condiciones operativas del motor.

Cuando ambas presiones suben simultáneamente, como cuando el motor está acelerando, el fuelle causa que la válvula de medición se mueva hacia la posición de abrir. Cuando  $P_y$  decrece, como cuando  $N_g$  va alcanzando las revoluciones deseadas, el fuelle se moverá en la dirección de reducir el paso de la válvula de inyección. Cuando ambas presiones decrecen simultáneamente, el fuelle se mueve hacia la posición de cerrar la válvula de medición la cual se detendrá contra el límite de mínimo flujo.

- **Gobernador de la Turbina de Potencia ( $N_f$ )**

El gobernador de la hélice, montado en la caja de reducción, contiene un gobernador de hélice (PIU), una válvula de reversible y un gobernador de

la turbina de potencia, y es girado a una velocidad proporcional a la turbina de potencia ( $N_f$ ). La sección del gobernador de  $N_f$  provee protección de sobrevelocidad en la turbina de potencia durante su normal operación. El gobernador de  $N_f$  recibe la presión  $P_y$  a través de una línea neumática exterior proveniente de la FMU. En la circunstancia de una sobrevelocidad de la turbina de potencia, se abre un orificio por la acción de unas contrapesas centrifugas y sangra  $P_y$  a la atmosfera. Cuando esto sucede, la presión  $P_y$  actuando sobre el fuelle de la FMU se mueve hacia la posición de cerrar el paso de combustible en la válvula de medición, con lo que se reduce  $N_g$  y consecuentemente  $N_f$ . La velocidad a la cual este orificio se abre depende de la posición de la palanca de velocidad del gobernador y de la palanca ajustadora del orificio.

Normalmente el orificio se abre un 6% por encima de la velocidad marcada por la palanca del gobernador cuando la palanca de ajuste del orificio está en su máxima posición, y aproximadamente un 4% por debajo cuando está en su posición mínima. En reversa, las palancas interconectadas reajustan el sangrado del orificio a un punto por debajo del ajuste del gobernador de la hélice. La velocidad de la turbina de potencia  $N_f$ , y por tanto la de la hélice, es limitada por el gobernador  $N_f$ , y la potencia suministrada por el gas generador es reducida para permitir una velocidad de la hélice aproximadamente un 5% por debajo de la velocidad establecida por la palanca del gobernador de la hélice.

Cuando la palanca de control se lleva a su mínima posición, los contrapesos de la hélice y su muelle interno expulsan el aceite del servo y las palas se abanderan (feather).

La válvula BETA es operada por el sistema reversible. Movimiento hacia fuera bloquea primero el paso de aceite al servo y un poco más de movimiento lo drena. En condiciones de velocidad por debajo de lo requerido, el gobernador proveerá más presión de aceite al servo para que

este baje más el ángulo de la hélice, hasta que las palancas de feedback sacan la válvula BETA hacia fuera y bloquea el aceite hacia la hélice, evitando más cambios en el ángulo. Cuando el piloto selecciona más potencia, la hélice sale del campo de acción de la válvula BETA y el ángulo de la hélice aumenta para mantener la velocidad según establecida por la palanca de control del gobernador.

- **Unidad de Control del Arranque (PCL)**

La unidad de control del arranque consiste de un pistón deslizante dentro de una carcasa con agujeros y pasadizos. La palanca de entrada produce un movimiento rotativo en el eje y este a través de unos dientes tipo cremallera produce el movimiento deslizante del pistón. La palanca de control tiene puntos de control a 45 y 75 grados (posición RUN) a efectos de ajustes de la palanca del piloto. En la entrada del PCL se encuentra la válvula de presurización mínima que asegura una presión mínima entre 75 y 80 PSI necesaria para una inyección apropiada de combustible. Cuando la palanca de control está en CUT-OFF el combustible regresa a la entrada de la bomba a través de una tubería externa y pasajes dentro de la FMU. Cuando se selecciona la posición de RUN el pistón se mueve y abre el paso del combustible a la línea primaria de inyectores, la cual inicia la combustión.

Cuando la presión sube entre 18 a 20 psi, la válvula de transferencia desliza un pistón y se abre la línea secundaria que completa el ciclo y el motor acelera normalmente a velocidad de ralenti (IDLE). Cuando la palanca se mueve a CUT-OFF el combustible de entrada regresa al FMU como ya se ha indicado y al mismo tiempo se abren unos pasajes para las líneas primarias y secundarias que drenan el combustible existente en las líneas, evitando que este se quede en los inyectores y se calcine por efectos del calor remanente.

- **Regulador de Combustible – FMU Operación Completa Arranque**

El proceso de arranque se inicia con la palanca de control del FMU en la posición de IDLE y la palanca de paso de combustible (tanto si hay PCL o válvula de corte en el mismo FMU) en CUT-OFF. El motor de arranque y el circuito de ignición se activan y cuando  $N_g$  obtiene la velocidad requerida, no menos de un 12%, se abre el paso de combustible, posición RUN. La ignición se consigue en unos 10 segundos y a los 20 segundos el motor debe estar ya en IDLE.

Es importante el verificar los requisitos específicos para cada aeronave. Durante la secuencia de arranque, la válvula de medición de la FMU está en posición de bajo flujo. Según el motor se acelera, la presión de descarga del compresor ( $P_c$ ) aumenta, causando un incremento en presión  $P_x$ . Las presiones  $P_x$  y  $P_y$  aumentan simultáneamente durante aceleración. El aumento de presión es sentida en los fuelles causando que la válvula de medición incremente el paso de combustible. Cuando  $N_g$  se aproxima a IDLE, la fuerza centrífuga de las contrapesas vence la fuerza del muelle del gobernador y se empieza a abrir el orificio de  $P_y$ . Esto crea una diferencia  $P_x - P_y$  que fuerza a la válvula de medición a cerrar el paso de combustible hasta que el flujo necesario de IDLE se alcanza.

Cualquier variación en la velocidad del motor causara un cambio en la fuerza de las contrapesas. Este cambio causara movimiento de la palanca del gobernador sobre el orificio de  $P_y$  y causara un cambio en el flujo de combustible el cual restablecerá la velocidad correcta.

- **Aceleración**

Según se avanza la palanca de control por encima de IDLE, la leva interna actúa y tensa el muelle del gobernador el cual a su vez vence la fuerza de las contrapesas y mueve la palanca del gobernador cerrando el

orificio Py y abriendo el sombrero de la válvula de enriquecimiento Px. Inmediatamente suben Px y Py causando que la válvula de medición aumente el paso de combustible. La aceleración es función del aumento de Px ( $P_x = P_y$ ).

Con el aumento del flujo de combustible, la turbina del compresor se acelerará. Cuando Ng alcanza un punto predeterminado (del 70 al 75%), la fuerza de las contrapesas vencen la fuerza del muelle pequeño de aceleración y el sombrero de la válvula de aceleración empieza a cerrarse. En ese momento Px y Py empiezan a subir y causan un aumento en el movimiento del fuelle y la válvula de medición se abre más, creando enriquecimiento del proceso de aceleración. Cuando la válvula Px se cierra este enriquecimiento cesa. En este proceso Ng y Nf incrementan, y el gobernador de la hélice aumenta el paso de la misma hasta que se alcanzan las revoluciones seleccionadas y el motor produce el empuje deseado. La aceleración continua hasta que las fuerzas centrífugas de las contrapesas vencen la tensión del muelle del gobernador y abre el orificio Py.

- **Control**

Una vez que el ciclo de aceleración se ha terminado, cualquier variación en las revoluciones del motor serán sentidas por las contrapesas del gobernador y como resultado cambiara la fuerza de estos sobre el muelle del gobernador.

Este cambio hace que el orificio Py abra o cierre, causando un cambio en el flujo de combustible el cual reestablecerá la velocidad del motor. Cuando el FMU controla, la válvula Py se mantiene “flotando” sobre el orificio Py.

- **Compensación por Altura**

La compensación por altura la hace la FMU automáticamente gracias al fuelle pequeño que está cerrado al vacío y provee una referencia a presión absoluta. La presión de descarga del compresor es una función de la velocidad de rotación y de la densidad del aire.  $P_x$  es proporcional a la presión de descarga del compresor, así que  $P_x$  disminuirá con una disminución de la densidad del aire. Cuando el avión gana en altura, la densidad del aire es menor y el compresor tiende a acelerarse. El fuelle al vacío reacciona a la baja densidad del aire cerrando el paso de combustible y reduciendo la velocidad  $N_g$ , compensando la tendencia a aumentar por la altura.

- **Desaceleración**

Cuando la palanca de control se retrasa, la leva interna reduce la tensión del muelle del gobernador y la válvula de  $P_y$  se abre. La caída de presión  $P_y$  mueve la válvula de medición hacia su posición mínima, contra el stop de flujo mínimo. Este stop asegura el mínimo flujo de combustible para que el motor no se apague. El motor continuará decelerando hasta que se consiga un nuevo balance entre la fuerza centrífuga de las contrapesas y la tensión del muelle del gobernador.

- **Operación de Reversa**

Empuje en reversa se puede obtener a cualquier velocidad de la hélice siempre y cuando la velocidad del avión durante el aterrizaje o carreteo no sea lo suficiente alta para que cause un efecto de molinillo al pasar por algún ángulo de paso durante la transición a reversa.

Cuando la palanca de control es movida a la posición de reversa (REVERSE THRUST), el control de ángulo de la hélice y el FMU están



integrados. Llevando la palanca de control hacia la posición máxima de reversa (FULL REVERSE) aumentara  $N_g$  y el ángulo en reversa de las palas.

El gobernador de la hélice se mantiene en condición de baja velocidad a través del rango de reversa, controlando la velocidad de la hélice con la sección  $N_f$  del gobernador.

Con las  $N_f$  correctas durante la operación de reversa, el orificio  $P_y$  del gobernador estará parcialmente abierto, sangrando un poco la presión. Si  $N_f$  disminuye, la válvula cerrara el orificio  $P_y$ , aumentando la presión y el flujo de combustible, y consecuentemente  $N_g$  y  $N_f$ . Si  $N_f$  aumenta sobre el valor seleccionado, el orificio  $P_y$  se abrirá más para bajar la presión  $P_y$  y el flujo de combustible.

- **Limitador de la Turbina de Potencia**

La porción  $N_f$  del gobernador de la hélice siente la presión  $P_y$  a través de una tubería exterior proveniente del FMU. Si se presenta una condición de sobrevelocidad en la hélice, el orificio  $P_y$  del gobernador se abrirá y sangrara presión  $P_y$  a través de él. Esta bajada de presión  $P_y$  actuara sobre el fuelle y moverá la válvula de medición hacia una posición más cerrada, reduciendo el flujo de combustible y consecuentemente las revoluciones del compresor  $N_g$ .

- **Inyectores de Combustible (FUEL MANIFOLDS)**

Los inyectores de combustible suelen ser del tipo sencillo, aunque en las series -65 y -67 se han introducido del tipo duplex, primario y secundario en un solo inyector. En el tipo sencillo tenemos dos configuraciones: la primera es con los motores de las series -6 y -20 donde hay una sola línea de distribución y los 14 inyectores funcionan a la vez en todas las etapas de

la operación; la segunda es con los otros modelos, donde existen dos líneas de distribución, primaria con 10 inyectores y secundaria con 4. Los inyectores se entre unen alrededor del gas generador a través de tubos de transferencia. Se puede sacar uno a la vez.

Una vez conocidos todos estos parámetros se procede diseñar la maqueta.

### 3.2.1 Diseño de la maqueta

Conocido el funcionamiento del sistema de combustible del motor PT6A se determina el diseño correspondiente para la elaboración de la maqueta, el mismo que se realizó utilizando el programa COREL DRAW, permitiendo así utilizar todos los componentes del sistema.

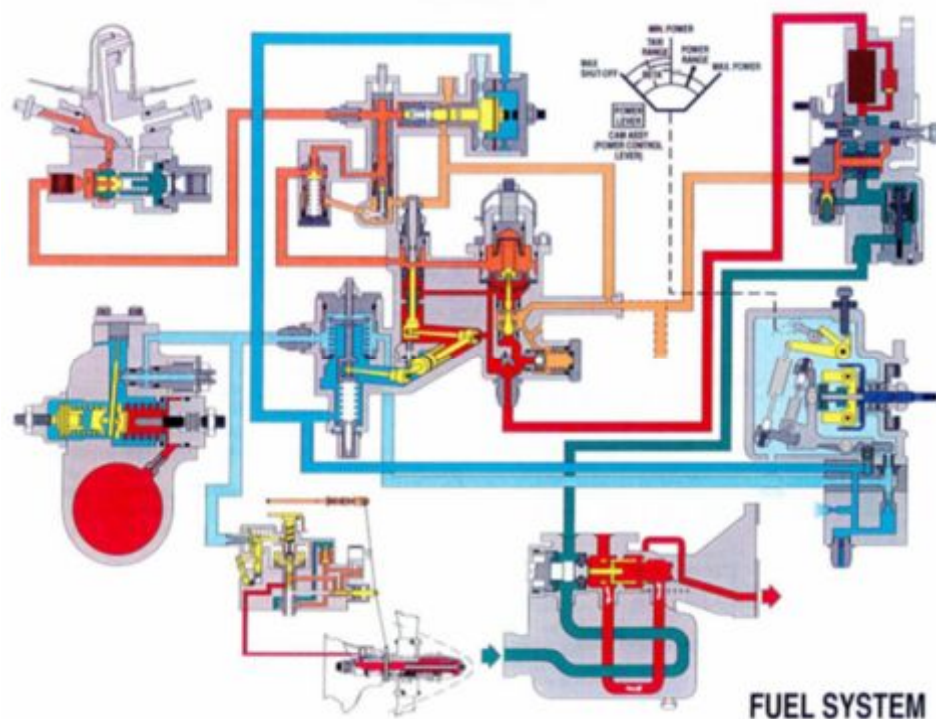


Figura 18. Diseño del sistema de combustible en CoreIDRAW

### 3.2.2 Elaboración de la maqueta

Ya realizado el diseño, el siguiente paso es la elaboración de la maqueta, realizándola en dos partes, la primera es la construcción de la estructura y la segunda la implementación del sistema eléctrico.

#### 3.2.2.1 Construcción de la estructura de la maqueta.

La construcción de la estructura de la maqueta se realizó siguiendo los siguientes pasos:

1.- Corte de la tabla triplex con una dimensión de 1.10 \* 85cm



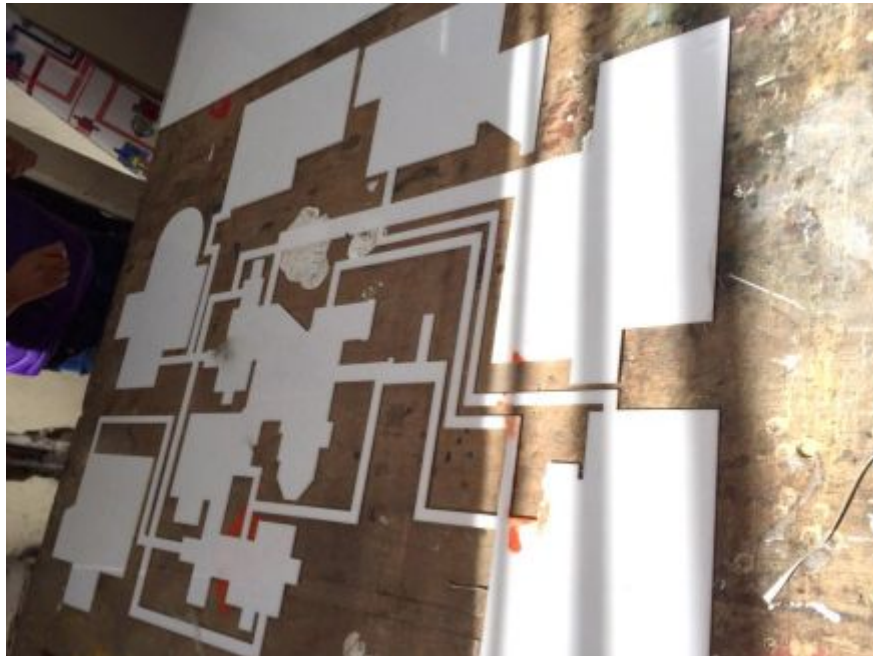
**Figura 19. Corte de tabla triplex**

2.- Corte del vinil en donde se encuentra impreso el sistema de combustible que se diseñó.

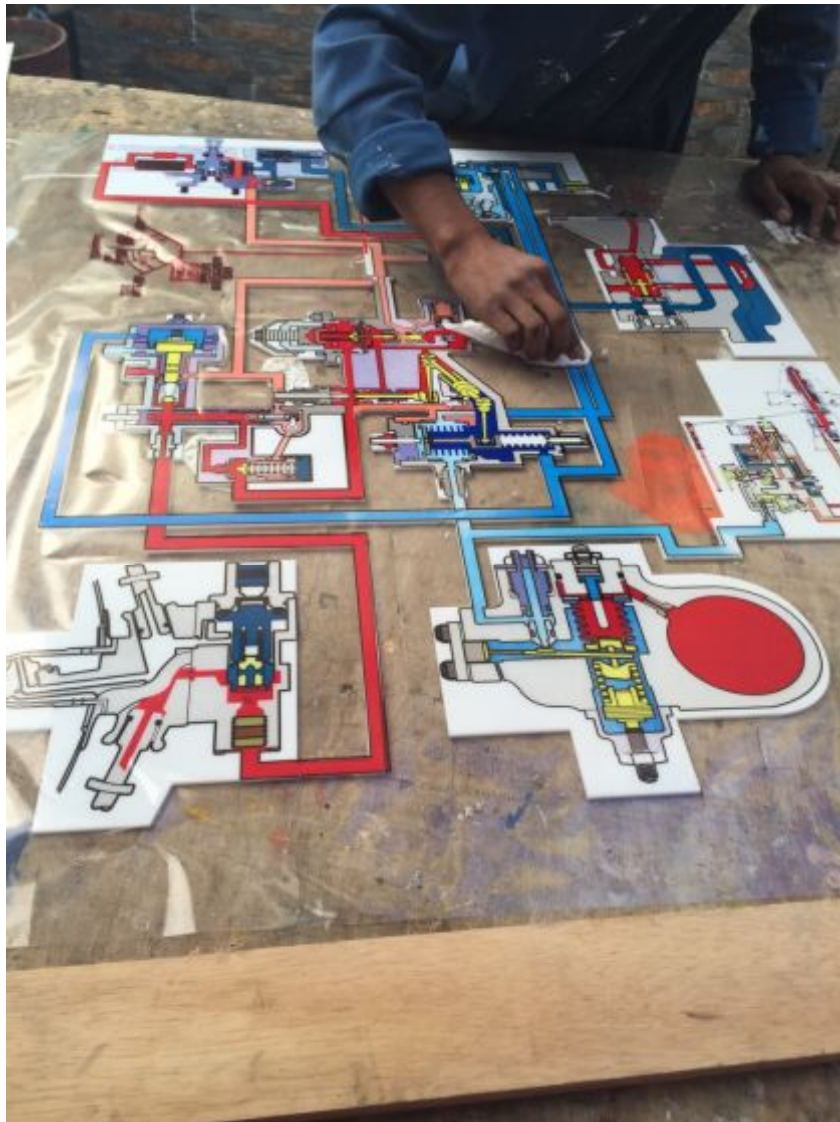


**Figura 20. Corte de vinil**

3.- Colocación del diseño del sistema de combustible sobre la base de madera.



**Figura 21. Corte de Acrílico**



**Figura 22. Colocación del vinil en la madera**

Una vez cumplidos los tres pasos se procedió a implementar el sistema eléctrico.

### **3.2.2.2 Implementación del sistema electrónico.**

Para realizar la implementación del sistema eléctrico primero se realizó el diseño del sistema, el mismo que tiene como finalidad cumplir las condiciones necesarias que se describieron anteriormente del sistema de combustible del motor PT6A-68C.

a. El Diseño del circuito se realizó en Proteus.

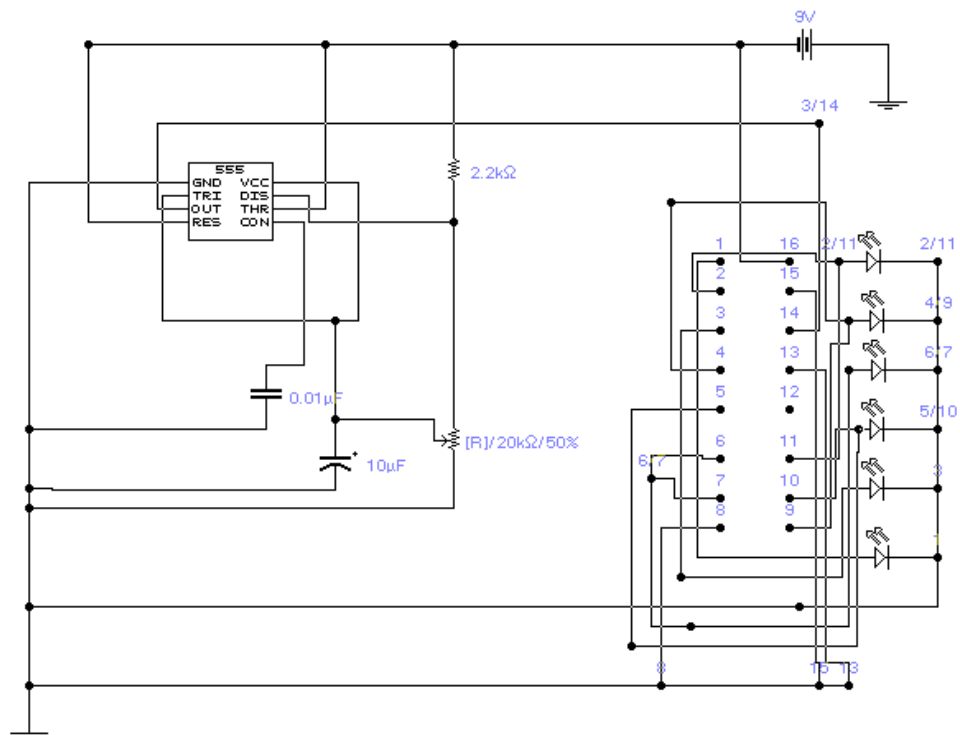


Figura 23. Diseño Circuito Eléctrico

b.- Materiales a utilizarse.

	Semiconductores
CI-1	Reloj 555.
CI-2	IC 4017 B
L1 a 6	Diodo emisor de Luz (LED).
	Resistencias
R1	1 KΩ
R2	Preset 20 KΩ a 50 KΩ
	Capacitores a 10 V. O más.
C1	Cerámico de 0,01 u F.
C2	Electrolítico de 10 u F.
	Varios.

B2	Base para circuito integrado (opcional) de 16 patas.
INT.	Interruptor 1 P-1T.
	Fuente de voltaje

### c.- Especificaciones eléctricas.

Tensión nominal:	9-12 V c.d.
Corriente nominal:	40 mA.
Frecuencia de trabajo:	1 Hz a 10 Hz.
Máximo número de led`s:	18 en total x circuito
Número de led`s por salida:	3 c/u.

**Opcional número de led`s: 120 (opcional) ver anexo**

### d.- Pruebas funcionales

Antes de colocar todos los elementos en la placa electrónica se realizó las respectivas pruebas funcionales del circuito en un protoboard, una vez que se obtuvieron los resultados requeridos, se procedió a colocar todos los elementos en la placa electrónica que ira en la maqueta.



**Figura 24. Pruebas en Protoboard**

### e.- Diseño de la placa electrónica.

Para realizar el diseño de la placa electrónica se debe seguir los siguientes pasos:

#### Materiales:

- Percloruro Férrico.
- Plaqueta de Pertinax cobreado.
- Cubeta o un recipiente de plástico.
- Lana de acero o esponja de brillo
- Guantes de latex
- Gafas

Para comenzar se debe cortar la placa de Pertinax a la medida necesaria luego se imprime el circuito a calor, se coloca en el Percloruro Férrico se lo deja en reposo para después ya que el cobre innecesario ha salido se lo limpia usando lana de acero (virulana o esponja de brillo). Se debe frotar en forma circular para obtener suaves ralladuras en todas direcciones. Luego debe limpiarse con trozos de papel higiénico, rollos de cocina o servilletas de papel, los que se han humedecido con alcohol fino, esto último deberá repetirse tres o cuatro veces hasta que el papel salga limpio. Se debe utilizar guantes para esto a fin de evitar huellas digitales sobre la placa.

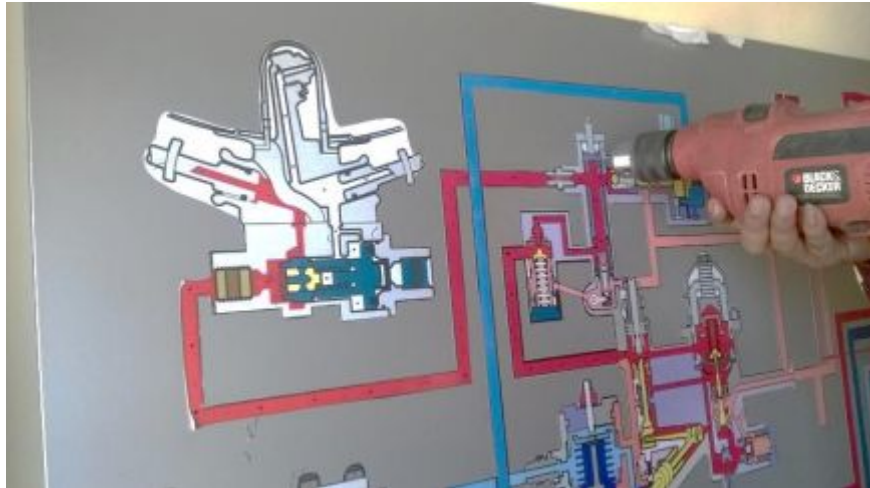


**Figura 25. Placa de Pertinax**



**f.- Implementación de la placa y sus elementos en la maqueta del sistema de combustible.**

Una vez obtenida la placa electrónica se procedió a implementar los elementos a la maqueta del sistema de combustible del motor PT6A.



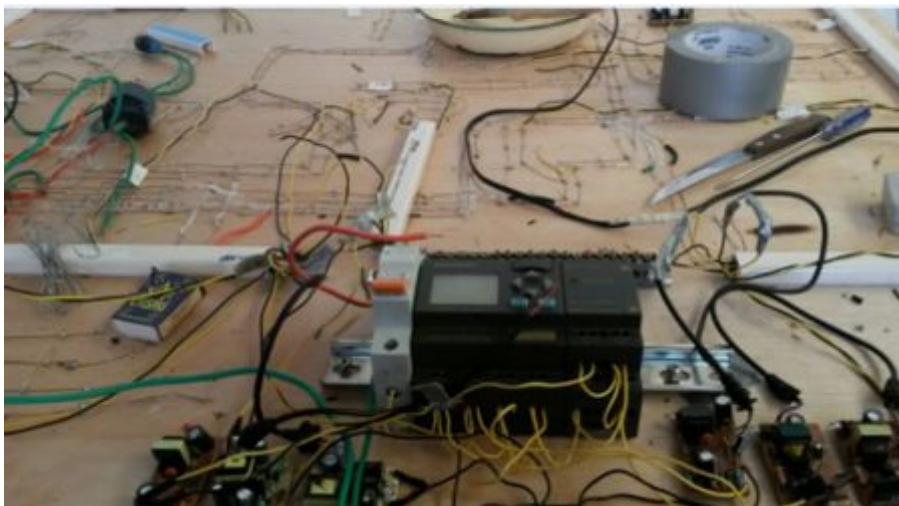
**Figura 26. Perforación de la maqueta**



**Figura 27. Instalación de Leds en la maqueta**



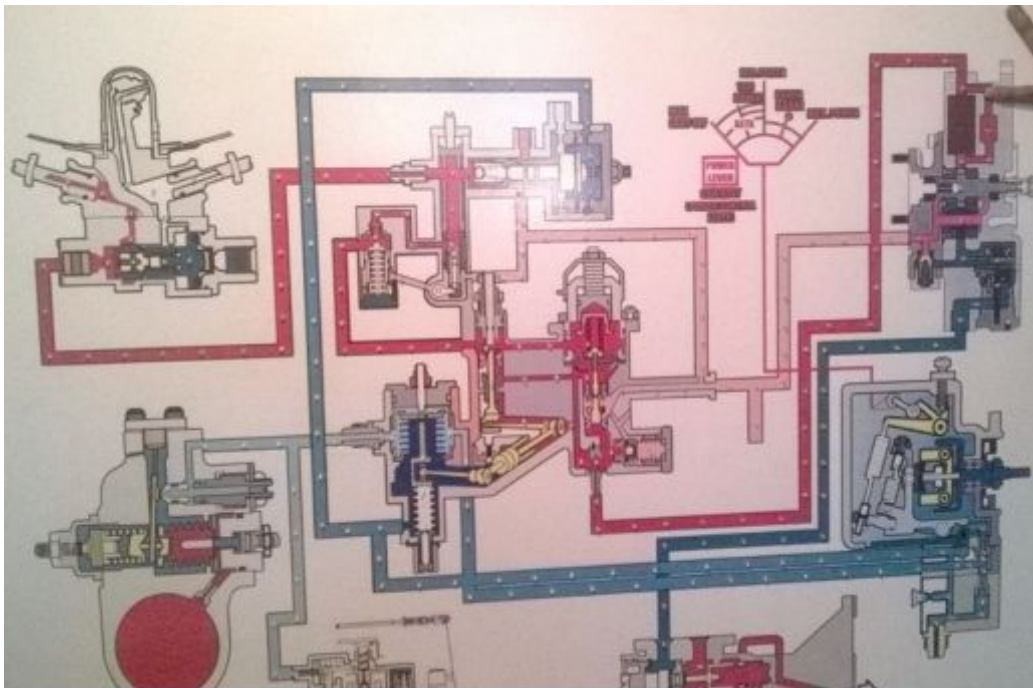
**Figura 28. Implementación del sistema eléctrico**



**Figura 29. Colocación del PLC Siemens 230RC**

### 3.2.3 Pruebas funcionales

Este es el último procedimiento de la elaboración de la maqueta, el mismo que nos ayudó a determinar su funcionamiento realizándole las respectivas pruebas de operación, dándonos como resultado una maqueta completamente operable y sobre todo cumpliendo con las condiciones requeridas que limitan el funcionamiento del sistema de combustible real del motor PT6A.



**Figura 30. Maqueta Funcional**

## **CAPÍTULO IV**

### **CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES**

#### **4.1 Conclusiones**

- La elaboración de la maqueta didáctica del sistema de combustible del motor PT6A-68C sirve para acercarse a los estudiantes a situaciones de la vida real representando estas situaciones lo mejor posible, así mismo, minimiza la carga de trabajo tanto de docentes como de estudiantes.
- Para la elaboración de la maqueta se determinó el funcionamiento y los componentes del sistema de combustible del motor PT6A-68C, los mismos que nos ayudaron a determinar los elementos y componentes que debían incluirse en la maqueta didáctica, dándonos como resultado su elaboración y funcionamiento real.
- Una vez implementada todos los componentes y elementos en la maqueta didáctica se procede a realizar su comprobación y funcionamiento teniendo en cuenta los parámetros y condiciones que debía cumplir, dándonos como resultado una maqueta 100% funcional.

#### **4.2 Recomendaciones**

- Para realizar proyectos que ayudarán al proceso enseñanza- aprendizaje del estudiante se recomienda siempre indagar a fondo el tema y la función que debe cumplir el proyecto, para así obtener resultados fiables.
- Tener en cuenta el tipo de proyecto a realizarse y con qué fin se lo realiza para de esa manera obtener la información adecuada y sobre todo verificar siempre que dicha información se encuentre actualizada, así

evitaremos tener materiales obsoletos que ya no entrarán en funcionamiento y nos brindarán beneficio alguno.

- Es aconsejable verificar el funcionamiento del sistema de combustible del motor PT6A-68c y en sí de la maqueta didáctica antes de manipularla para evitar daños a la misma.

## ABREVIATURAS

ADP	Advanced Duct Propellers
CSU	Gobernador de la hélice
PIU	Unidad de interface de la Hélice
FMU	Unidad de gestión de combustible
P	Presión
PMA	Alternador magnético permanente
PMS	Sistema de gerenciamiento de poder
PT6A-68C	Pratt & Whitney Canada PT6 motor aeronáutico turbohélice
SFC	Unidad de Control del Arranque
SHP	Potencia que entrega la hélice
RPM	Revolución por minuto
NG	Velocidad del compresor
NF	Velocidad de la turbina de potencia

## REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Canada, Maintenance Manual: turboprop Gas Turbine Engine: Model PT6A-21/-27/-28, 1978
- [Manualvuelo.com/SIF/SIF36.html](http://Manualvuelo.com/SIF/SIF36.html)
- [Manualvuelo.com/SIF/SIF37.html](http://Manualvuelo.com/SIF/SIF37.html)
- Pratt & Whitney Canada Corp. (P&WC) dependable PT6A Turboprop Engine
- PT6A-68/B/C SERIES, TRAINING MANUAL, January 2009, PRATT & WHITNEY CANADA CORP.
- UNITED TURBINE CORP, MANUAL DE ENTRENAMIENTO
- P&WC Maintenance Manual Part No. 3058462
- Embraer, manual de mantenimiento parte I, jun 23/10
- [http://es.wikipedia.org/wiki/Embraer\\_EMB\\_314\\_Super\\_Tucano](http://es.wikipedia.org/wiki/Embraer_EMB_314_Super_Tucano)
- [https://www.pwc.ca/files/en/Know\\_your\\_PT6A.pdf](https://www.pwc.ca/files/en/Know_your_PT6A.pdf)
- [http://es.wikipedia.org/wiki/Motor\\_aeron%C3%A1utico](http://es.wikipedia.org/wiki/Motor_aeron%C3%A1utico)

# ANEXOS



