



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

**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES**

**CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA**

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

**TEMA: “HABILITACIÓN DEL PANEL DEL SISTEMA DE  
COMBUSTIBLE, SIMULANDO LAS CONDICIONES DE  
OPERACIÓN PARA LA AERONAVE FAIRCHILD FH-227 PARA  
LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS”**

**AUTOR: BORJA VACA TATIANA JAZMINE**

**DIRECTOR: TLGA. MARITZA NAUÑAY**

**LATACUNGA**

**2018**



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES  
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES**

**CERTIFICACIÓN**

Certifico que el trabajo de titulación “**HABILITACIÓN DEL PANEL DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE SIMULANDO LAS CONDICIONES DE OPERACIÓN PARA LA AERONAVE FAIRCHILD FH-227 PARA LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS**”, ha sido revisado en su totalidad y analizado por el software anti-plagio, el mismo cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito acreditarlo y autorizar a la señorita **BORJA VACA TATIANA JAZMINE** para que lo sustente públicamente.

**Latacunga, 23 de abril del 2018**

---

Tlga. Maritza Nauñay

DIRECTOR



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES  
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES**

**AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD**

Yo, **BORJA VACA TATIANA JAZMINE**, con cédula de identidad N° **050406180-5**, declaro que este trabajo de **“HABILITACIÓN DEL PANEL DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE SIMULANDO LAS CONDICIONES DE OPERACIÓN PARA LA AERONAVE FAIRCHILD FH-227 PARA LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS”** ha sido desarrollado considerando los métodos de investigación existentes, así como también se ha respetado los derechos intelectuales de terceros considerándose en las citas bibliográficas.

Consecuentemente declaro que este trabajo es de mi autoría, en virtud de ello me declaro responsable del contenido, veracidad y alcance de la investigación mencionada.

**Latacunga, 23 de abril del 2018**

---

**BORJA VACA TATIANA JAZMINE**  
C.C. 050406180-5



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES  
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES**

**AUTORIZACIÓN**

Yo, **BORJA VACA TATIANA JAZMINE**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca Virtual de la institución la presente trabajo de titulación “**HABILITACIÓN DEL PANEL DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE SIMULANDO LAS CONDICIONES DE OPERACIÓN PARA LA AERONAVE FAIRCHILD FH-227 PARA LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS**” cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

**Latacunga, 23 de abril del 2018**

---

**BORJA VACA TATIANA JAZMINE**  
C.C. 050406180-5

## **DEDICATORIA**

Dedico este trabajo principalmente a DIOS, por haberme dado la vida y permitirme el haber llegado a este momento tan importante de mi formación profesional. A mis padres, por ser el pilar más importante y por demostrarme siempre su cariño y apoyo incondicional. A mi hermana Mónica a quien quiero como a una madre, por compartir toda una vida junto a mí y por siempre estar dispuesta a escucharme y ayudarme en cualquier momento, y a mis hermanos que han cultivado en mí, valores éticos, morales y humanos de calidad, por todo su apoyo incondicional para aprovechar al máximo las oportunidades que se han presentado a lo largo de mi carrera universitaria.

**BORJA VACA TATIANA JAZMINE**

## **AGRADECIMIENTO**

A mis padres por su determinación, entrega y humildad que me han inculcado tanto, a mi hermana por ser el más perfecto ejemplo de amor eterno y mis hermanos por su enseñanzas y porque siempre alimentan mi entusiasmo para seguir adelante.

A mis profesores que me enseñaron lo valioso que es el estudio y me impartieron todos sus conocimientos para poder convertirme en una excelente profesional..

**BORJA VACA TATIANA JAZMINE**

## ÍNDICES PREELIMINARES

<b>CERTIFICACIÓN.....</b>	<b>ii</b>
<b>AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD .....</b>	<b>iii</b>
<b>AUTORIZACIÓN .....</b>	<b>iv</b>
<b>DEDICATORIA.....</b>	<b>v</b>
<b>BORJA VACA TATIANA JAZMINE.....</b>	<b>v</b>
<b>AGRADECIMIENTO.....</b>	<b>vi</b>
<b>ÍNDICE DE FIGURAS.....</b>	<b>ix</b>
<b>RESUMEN.....</b>	<b>xii</b>
<b>ABSTRACT .....</b>	<b>xiii</b>

## ÍNDICE DE CONTENIDOS

### CAPÍTULO I

<b>EL TEMA.....</b>	<b>1</b>
1.1 Antecedentes. ....	1
1.2 Planteamiento Del Problema.....	2
1.3 Justificación.....	3
1.4 Objetivo General. ....	3
1.4.1 Objetivos Específicos.....	3
Alcance.....	4

### CAPÍTULO II

<b>MARCO TEÓRICO .....</b>	<b>5</b>
2.1 Introducción.....	5
2.2 Avión FAIRCHILD F27 HC-BHD. ....	6
2.3 Generalidades del sistema de combustible. ....	7
2.3.1 Elementos del sistema de combustible.....	11

2.4 Control de bombas BOOSTER.....	12
2.4.1 Operación de las bombas.....	13
2.4.2 Controles e indicadores.....	13
2.5 Sistema de calentamiento de combustible.....	14
2.5.1 Operacion control e indicación.....	15
2.6 Sistema de inyección de agua metanol.....	16
2.6.1 Control e indicadores.....	18
2.7 Selector de tanques.....	19
2.8 Sistema de almacenamiento de combustible.....	20
<b>CAPÍTULO III</b>	
DESARROLLO DEL TEMA .....	22
3.1 Introducción al capítulo.....	22
3.2 Propuesta del proyecto.....	24
3.3 Condiciones de desarrollo.....	26
3.4 Flujo de actividades.....	27
3.5 Diseño de componentes estructurales.....	28
3.6 Propuesta del control digital.....	33
3.7 Matrimonio de los componentes.....	35
3.8 Encajamiento de los componentes.....	37
3.9 Pruebas Fundacionales.....	41
3.10 Pruebas operativas.....	42
<b>CAPÍTULO IV</b>	
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	45
4.1 Conclusiones.....	45
4.2 Recomendaciones.....	46
<b>BIBLIOGRAFÍA.....</b>	<b>48</b>

## ÍNDICE DE FIGURAS.

Figura. 1 Avión AVRO 748 FAE.....	5
Figura. 2 Avión Fairchild Hiller FH-227 .....	6
Figura. 3 Tanques de combustible 58, 71.....	8
Figura. 4 Tanque colector de combustible 60. ....	9
Figura. 5 Tanque de AGUA/METANOL 130. ....	10
Figura. 6 Diagrama del sistema de combustible avión Avro 748. ....	11
Figura. 7 Bomba de combustible. ....	12
Figura. 8 SHICH de bombas de combustible Avión Fairchild . ....	13
Figura. 9 Variación de temperatura en relación a la altura. ....	14
Figura. 10 Control de calentamiento de combustible. ....	15
Figura. 11 sistema de calentador de combustible. ....	16
Figura. 12 Sistema de inyección de agua y metanol.....	17
Figura. 13 Control de inyección de agua y metanol Fairchild F22. ....	18
Figura. 14 Ilustración de la ubicación de los tanque de combustible. ....	20
Figura. 15 Instrumentos de cantidad de combustible.....	21
Figura. 16 Desmontaje panel frontal .....	22
Figura. 17 Pasadores de aluminio de 3mm diámetro.....	23
Figura. 18 Panel con los instrumentos de cantidad de combustible. ....	24
Figura. 19 Principio PID .....	25
Figura. 20 IDE de Arduino. ....	25
Figura. 21 Luces de alerta del panel de sobre cabeza. ....	26
Figura. 22 Flujograma de actividades.....	28
Figura. 23 engranajes de multiplicación de desplazamiento angular.....	29
Figura. 24 Vista frontal del ensamble de indicación de combustible.....	29
Figura. 25 Vista descomprimida del ensamble del indicador. ....	30
Figura. 26 Corte laser CNC.....	30
Figura. 27 Engranajes posterior al corte en dos materiales diferentes. ....	31
Figura. 28 Presentación de los rodamientos miniatura. ....	31
Figura. 29 Servo con engranaje diseñado a medida.....	32
Figura. 30 Instrumento indicador con pluma.....	32
Figura. 31 Software de carga.....	33

Figura. 32 Placa de control ARD DUE. ....	34
Figura. 33 Chip ATMEL .....	34
Figura. 34 distribución de pines y funciones del chip. ....	35
Figura. 35 Panel frontal de la aeronave. ....	36
Figura. 36 trabajo de campo 1. ....	36
Figura. 37 trabajo de campo 2. ....	37
Figura. 38 trabajo de campo 3. ....	38
Figura. 39 trabajo de campo 4. ....	38
Figura. 40 trabajo de campo 5. ....	39
Figura. 41 trabajo de campo 6. ....	40
Figura. 42 trabajo de campo 7. ....	40
Figura. 43 trabajo de campo 8. ....	41
Figura. 44 trabajo de campo 9. ....	43

**ÍNDICE DE TABLAS**

Tabla 1.....	41
Tabla 2.....	42

## RESUMEN

En este proyecto se describe de forma textual y rápida los métodos utilizados para realizar la **SIMULACIÓN** del sistema de **COMBUSTIBLE** del avión escuela que se encuentra ubicado en la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE – Latacunga.

Para ello se realizó un documento que consta de cuatro capítulos: en el primero, se encuentran las bases preliminares por las cuales se delimita un problema y al mismo tiempo se especifica cuál podría ser la posible solución, además de los objetivos a alcanzar con dicho proyecto.

Por otra parte, el capítulo dos describe de forma extensiva cuáles son las características de la aeronave, así como detalla el funcionamiento del sistema de combustible; que componentes están involucrados en él y cómo interactúan unos con otros para realizar la operación del aeroplano.

Adicionalmente, presenta información acerca de sistemas electrónicos que permitirán el control del sistema de combustible de forma externa o desvinculada de la misma aeronave.

En el capítulo tres, se realiza una introducción al proyecto y describe cuál va a ser la aproximación de desarrollo y cuáles fueron las materias primas utilizadas en la preparación de los instrumentos, igualmente los cables y procedimientos que se aplicaron para obtener el resultado final del proyecto.

Para concluir, en el capítulo cuatro se mencionan los componentes comprendidos entre las conclusiones y las recomendaciones que se obtuvieron posterior al desarrollo de esta **HABILITACIÓN**.

### **PALABRAS CLAVE**

- **HABILITACIÓN**
- **SIMULACION**
- **COMBUSTIBLE**

## ABSTRACT

In this project the methods used to carry out the **SIMULATION** of the **FUEL** system of the school airplane that is located in the Technology Management Unit ESPE - Latacunga are described in a textual and quick form.

To this effect, a document consisting of four chapters was made: in the first one, there are preliminary bases by which a problem is defined and at the same time it specifies what could be the possible solution, in addition to the objectives to be achieved with this project .

On the other hand, chapter two describes extensively what are the characteristics of the aircraft, as well as detailing the operation of the fuel system; what components are involved in it and how they interact each other to perform the operation of the plane.

Additionally, it presents information about electronic systems that will allow control of the fuel system externally or disconnected from the same aircraft.

In chapter three an introduction to the project is made and it describes what will be the development approach and which raw materials were used in the preparation of the instruments, as well as the cables and procedures that were applied to obtain the final result of the project .

To conclude, in chapter four, the components included in the conclusions and recommendations that were obtained after the development of this **HABILITATION** are mentioned.

### KEYWORDS

- **FUEL**
- **ENABLING**
- **SIMULATING**

Checked by: Lic. Yolanda Santos E.

DOCENTE UGT

## **CAPÍTULO I**

### **EL TEMA**

#### **TEMA:**

**HABILITACIÓN DEL PANEL DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE SIMULANDO LAS CONDICIONES DE OPERACIÓN PARA LA AERONAVE FAIRCHILD FH-227 PARA LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS.**

#### **1.1 Antecedentes.**

En la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE, posee un avión escuela el cual está en funcionamiento y se encuentra ubicado en los laboratorios de la Unidad de Gestión de Tecnologías este avión escuela ayuda con la formación de tecnólogos en carreras direccionadas al ámbito aeronáutico, para la formación académica tanto teórica como práctica; aquí podremos en práctica el área teórica y los conocimientos validados en cada una de sus destrezas aplicadas.

Durante el proceso aplicado a este proyecto veremos que día a día la tecnología avanza y por ende se pretende repotenciar al equipo, el proyecto tiene como propósito el rediseño y adecuación del avión escuela mediante la implementación de elementos que permitan simular las condiciones de operación del sistema de combustible de la aeronave. Este proyecto nace de la necesidad del diseño de un dispositivo que pudiese ser de fácil manejo y accesibilidad proporcionando un equipo ágil y dinámico que reproduzca las condiciones operacionales de la aeronave.

La finalidad de este proyecto es actualizar el equipo existente ya que actualmente este sistema se encuentra inoperativo, por esta razón la idea es emplear nuevas tecnologías convirtiendo a este equipo en un material funcional y sencillo de operar integrando a su estructura todos los elementos requeridos para su funcionamiento que permitan visualizar las operaciones del sistema de combustible de la aeronave sin la necesidad de abastecer de combustible al equipo en cuestión.

## **1.2 Planteamiento del Problema.**

Al tener actualmente el avión escuela en los laboratorios con los que cuenta la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE, la actualización de la tecnología de forma constante ha generado que estos equipos estén desfasados con los avances tecnológicos y que no se encuentren funcionales; es así que se requiere convertir al equipo en un material mucho más sencillo y práctico para su operación.

Se ha identificado que los elementos del sistema no permiten una rehabilitación efectiva pues son elementos obsoletos los cuales resultan imposibles de hallar en el mercado pues están desactualizados y el equipo no permite desarrollar ninguna práctica de abastecimiento de combustible o medición alguna. Adicionalmente los compartimentos de combustible al ser habilitados generarían inseguridad debido a la manipulación de combustible y al ser un avión escuela se requiere de equipos que no generen riesgos operacionales para los alumnos.

Es por esta causa que se propone integrar en el avión escuela los equipos adicionales para que de esta forma las nuevas tecnologías simulen un sistema de combustible habilitado creando un instrumento de practica mucho más seguro y sencillo al momento de su operación, pudiendo a futuro garantizar una fácil manipulación de los instrumentos que ofrece el avión escuela y cada uno de estas características que este nos ofrece, lo que permitirá complementar la formación didáctica y académica de los estudiantes.

### **1.3 Justificación.**

La ejecución de prácticas permite al estudiante desarrollar destrezas y habilidades para el adecuado uso y manejo de equipos manuales; adentrándose en un método de enseñanza con actividades y casos reales, de esta manera los conocimientos adquiridos son reforzados a través de la práctica.

La consolidación del equipos funcionales adecuados para manipular los diferentes equipos portátiles que se usan en el laboratorio, se enfoca a brindar una ayuda didáctica y dinámica a los docentes y estudiantes, permitiendo fortalecer los conocimientos, garantizando la calidad del tecnólogo, el mismo que reforzara sus medidas de seguridad al momento de poseer estas nuevas destrezas en pro de la seguridad al interior de su actividad en el momento del desenvolvimiento laboral, cumpliendo los parámetros establecidos por la normativa técnica vigente.

### **1.4 Objetivo General.**

Habilitar el panel del sistema de combustible, simulando las condiciones de operación para la aeronave FAIRCHILD FH-227 para la Unidad de Gestión de Tecnologías.

#### **1.4.1 Objetivos Específicos.**

- Analizar los requerimientos para la operación del panel del sistema de combustible del avión escuela para delimitar los requerimientos operacionales del mismo.
- Establecer y seleccionar las alternativas de solución que cumplan con los parámetros requeridos por el panel del sistema de combustible del avión escuela.

- Implementar los elementos requeridos para la rehabilitación del panel del sistema de combustible del avión escuela y efectuar las pruebas operacionales.

**Alcance.**

Este proyecto tiene como alcance a los estudiantes de mecánica aeronáutica de las especialidades motores y aviones, como también a sus docentes, y colaboradores.

## CAPÍTULO II MARCO TEÓRICO

### 2.1 Introducción.

En este capítulo se describirán de forma textual, la información que hace referencia al sistema de control de combustible, y lo sub sistemas que lo conforman, es de gran importancia puntualizar que la información referente al sistema de esta aeronave que se describiera en esta sección, fue recolectada de páginas web dedicadas a la aviación, y del manual “AMM VOL 4 BRITISH AEROSPACE” para la aeronave “Abro 748”, esto se realizó con el fin de dar una guía fiable o certera de cómo funciona el sistema de combustible. Dado que en la biblioteca de la Aeronave FAIRCHILD FH-227 HC-BHD, la documentación correspondiente al sistema de combustible es inexistente.



**Figura 1 Avión AVRO 748 FAE**  
Fuente:(VerticalScopeInc, 2018)

Además es importante especificar que en este capítulo se describirán los temas correspondientes al sistema de combustible y no del motor puesto que el sistema de combustible es responsable de hacer que el combustible llegue al motor, en condiciones óptimas para obtener el mejor beneficio y eficiencia de la máquina.

## 2.2 Avión FAIRCHILD F27 HC-BHD

Como se tomó de (todo-aviones, 2016) El Fairchild F-27 y el Fairchild Hiller FH-227 fueron derivados de la aeronave civil holandesa Fokker F27, construidas bajo licencia por la Fairchild Hiller en su fábrica de Hagerstown, Maryland, en el estado de Virginia (EEUU). Fairchild Semiconductor es una compañía norteamericana que introdujo en el mercado el primer circuito integrado comercialmente viable, lanzado ligeramente antes que otro de Texas Instruments, y se convirtió en uno de los mayores actores en la evolución de Silicon Valley en los años 1960.



**Figura 2 Avión Fairchild Hiller FH-227**  
**Fuente:(Hofma, 2016)**

Las especificaciones técnicas de esta aeronave son (airwar, 2017):

- Tripulación: 2
- Capacidad: 48 a 52 pasajeros.
- Longitud: 25,5m(83,7ft)

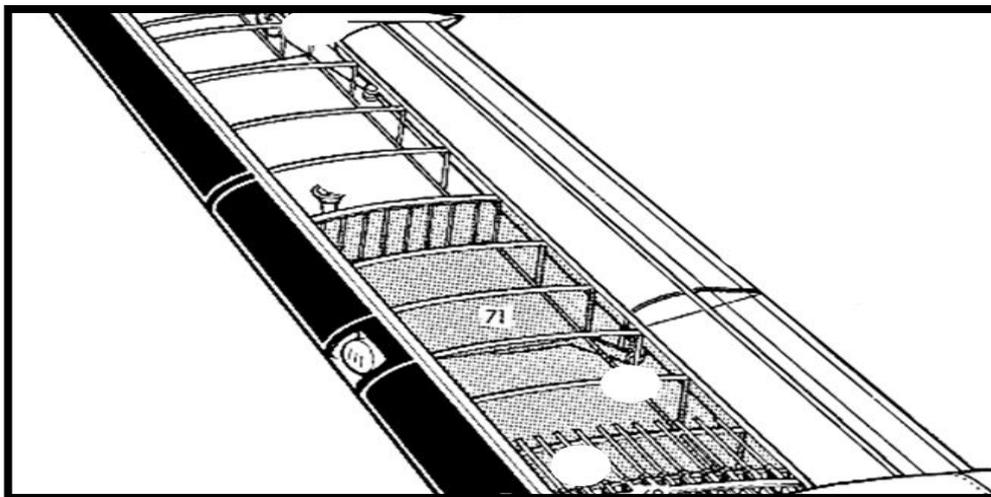
- Envergadura: 29m(95,1ft)
- Altura: 8,4m(27,6ft)
- Peso vacío: 18.600 kg (40.994,4 lb)
- Peso útil: 6.180 kg (13.620,7 lb)
- Peso máximo al despegue: 20.640 kg (45.490,6 lb).
- Máximo al aterrizar: 20.410 kg
- Planta motriz: dos turbohélice Rolls-Royce Dart 532-7L.
- Hélices: Cuadri-pala Dowty-Rotol.
- Posiciones: Ground fine pitch 0°, Flight fine pitch 16°, Cruise pitch 28° y Feathered con 83°.
- Diámetro de la hélice: 3,81 m (12,5 ft)

### **2.3 Generalidades del sistema de combustible.**

El suministro de combustible se lo genera desde el depósito , el cual se lleva a cabo por dos tanques integrales ubicados uno en cada ala. Cada tanque se divide en dos celdas por una costilla sellada interconectada con una tubería de transferencia y un aliviadero. El combustible se provee desde la celda principal hacia el tanque colector usando una llave de servicio en tierra, mientras que el combustible localizado en la celda de la punta es retenido por válvulas tipo flotador en la cámara de válvulas hasta que el nivel de la celda de combustible principal caiga nominalmente entre 18 y 24 galones estadounidenses.

Esto mantiene el contenido de las celdas de la punta por encima de la altura del aliviadero por la mayor parte de cada vuelo, con el propósito de proveer alivio al doblar de alas. El derrame de combustible por encima del aliviadero desde la celda de punta hacia la celda principal, debido a cambios en la actitud de la aeronave, son compensados por un sistema de celdas de recarga el cual alimenta con presión de combustible excesiva desde la bomba de baja presión No. 1 hacia la celda de la punta mientras las válvulas flotadoras están en posición cerradas.

Cuando el nivel de combustible en la celda principal ha caído por debajo de entre 18 y 24 galones estadounidenses, las válvulas flotadoras en la cámara de flotación se abren, permitiendo que el combustible en la celda de la punta alimente al tanque colector por gravedad mediante una cañería de transferencia de combustible, cámara de válvula y llave de servicio en tierra. Al mismo tiempo, la presión de combustible excedente de la bomba de baja presión No. 1 recircula a través de la bomba por el filtro, manteniendo válvula, cámara de válvula de flotación y tanque colector.

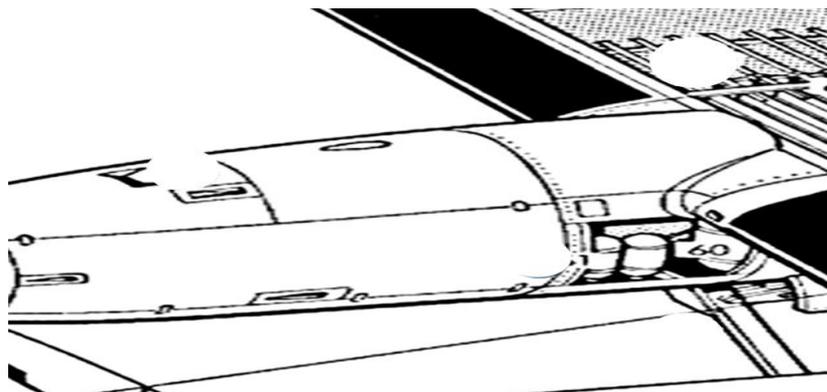


**Figura 3 Tanques de combustible.**  
**Fuente: (Fokker227, 2017)**

Cada ala posee una capacidad utilizable de 840 galones americanos cuando se reposta el combustible por presión, dando un total de capacidad usable de 1680 galones americanos. Cada tanque colector mantiene 3.6 galones americanos. Dos bombas de combustible de baja presión impulsadas eléctricamente marcadas No. 1 y No. 2 están montadas en la base de cada tanque colector en las cuales se entrega combustible a las bombas de alta presión del motor. Cada bomba de baja presión está en capacidad de suministrar los requerimientos del motor.

Un sistema de ventilación incluye un pequeño tanque de desbordamiento, incorporado en cada ala, previene que se genere excesiva baja o alta presión dentro de las celdas de combustible durante las labores de reabastecimiento de combustible por presión, vaciado de combustible o en

condiciones de vuelo.

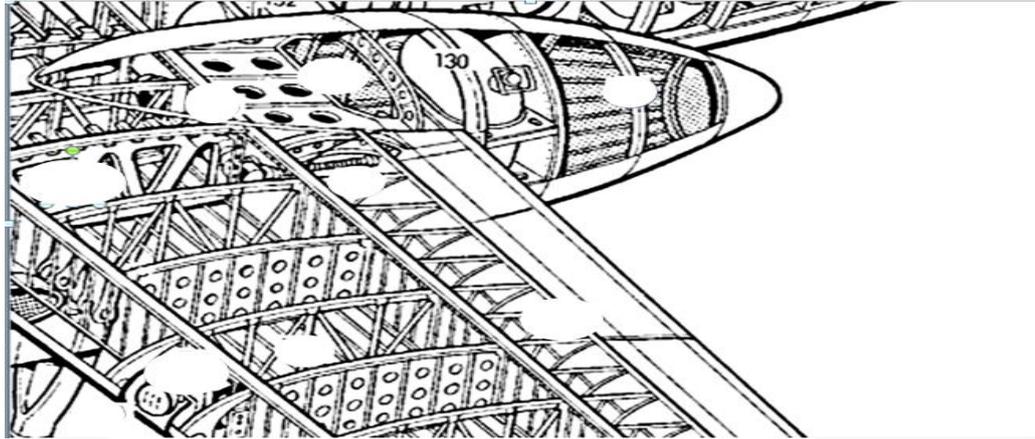


**Figura 4 Tanque colector de combustible.**  
**Fuente: (Fokker227, 2017)**

Un drenaje de agua se instala en el final interior de cada celda interna, en el tanque colector y en la línea de abastecimiento a la cámara de la válvula. Un drenaje de combustible y agua se ha provisto en cada extremo de la línea de alimentación cruzada justo en la parte interior de la llave de alimentación cruzada. Una válvula de drenaje BSP de 1.25 de pulgada por fuera de la costilla 350.366 provee la capacidad para el vaciado de combustible de la celda de la punta.

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.

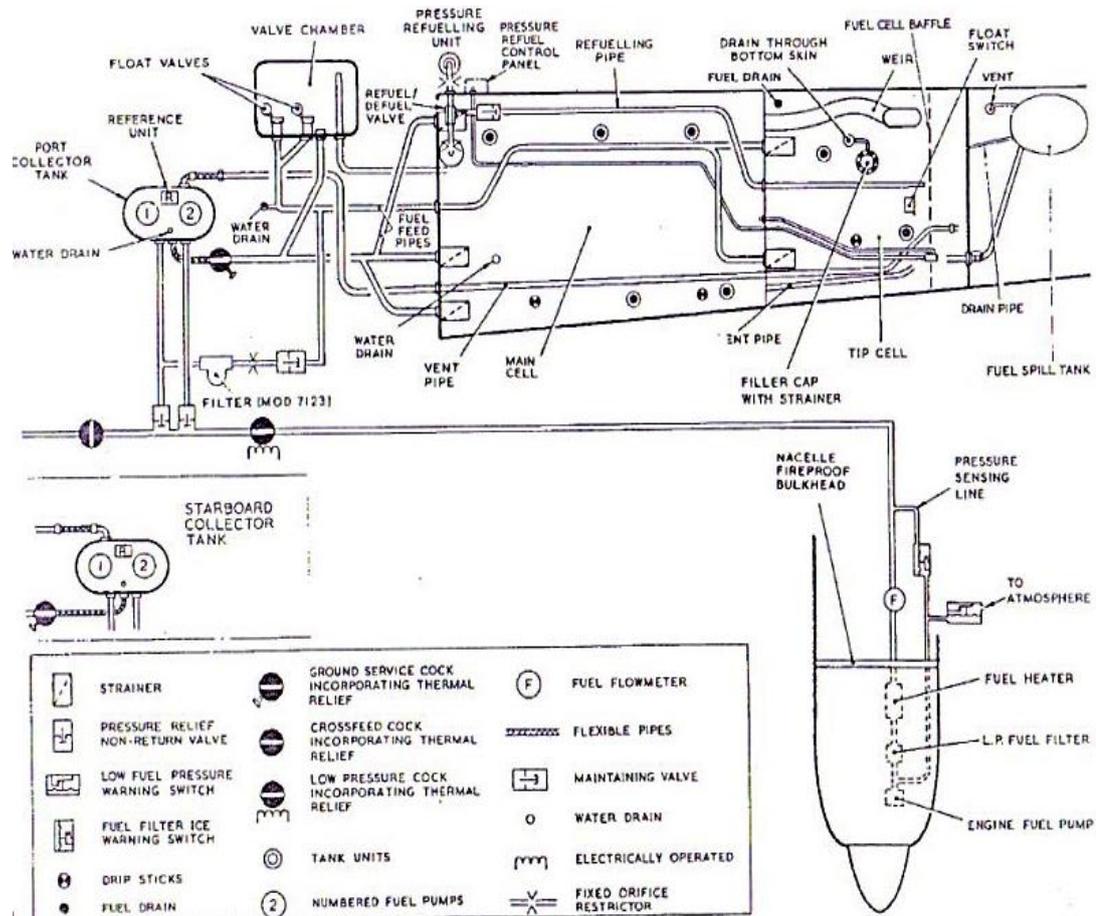
Un tanque integral se encuentra en cada ala, se realiza la alimentación por gravedad a un depósito colector situado en cada góndola. Dos bombas de refuerzo se encuentran dentro de cada tanque colector. Una válvula de corte operada eléctricamente y se encuentra en la línea principal de combustible, entre 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.



**Figura 5 Tanque de AGUA/METANOL.**  
**Fuente: (Fokker227, 2017)**

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.



**Figura 6 Diagrama del sistema de combustible avión Avro 748.**  
**Fuente: (Aerospace, 1999)**

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.

### 2.3.1 Elementos del sistema de combustible.

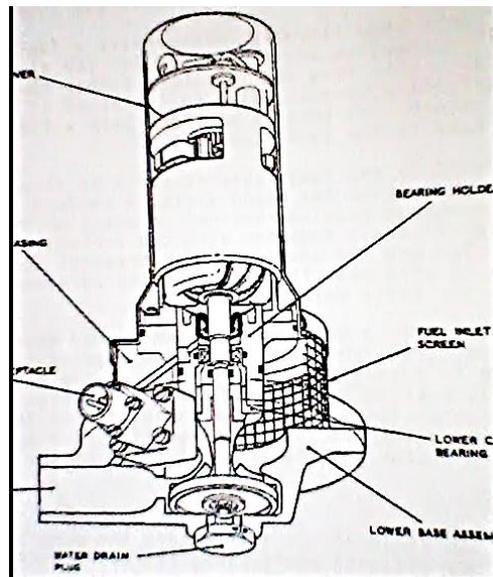
Dentro del sistema de combustible existen varios subsistemas que hacen posible su funcionamiento. Estos subsistemas son: el control de bombas, los calentadores de combustible, el enfriamiento del motor por inyección de agua y metanol, el subsistema de selección de estado de válvulas, los

indicadores de cantidad de combustible y los indicadores de flujo de combustible.

- Control de bombas BOOSTER.
- Control de calentamiento de combustible.
- Inyección de AGUA/METHANOL
- Selector de válvulas de combustible.
- Indicadores de cantidad de combustible.
- Indicador de flujo de combustible.

#### 2.4 Control de bombas BOOSTER.

Cómo se tomó de la documentación aquí referida (Aerospace, 1999), las bombas de combustible son eléctricamente activadas y están diseñadas para suplir de combustible a los motores de la aeronave, y éste deberá estar libre de aire y de vapor. Los motores eléctricos “BOMBAS” están totalmente sellados y sumergidos bajo el combustible.



**Figura 7 Bomba de combustible**  
Fuente: (Aerospace, 1999)

Las cámaras que se abren a la salida de suministro de combustible y la válvula de derivación “BY PASS” están instaladas en el extremo de descarga. la base esta provista de una brida “CONECTOR DE TUBERIA” para conectar la bomba a los anillos del tanque.

### 2.4.1 Operación de las bombas.

El combustible contenido en los tanques entra en la bomba a través de la pantalla del difusor, cuando el motor está corriendo. El motor de la bomba de combustible, una turbina tipo impelente acelera el combustible, que pasa a través de la conexión de la tubería, hacia afuera del puerto de la bomba.

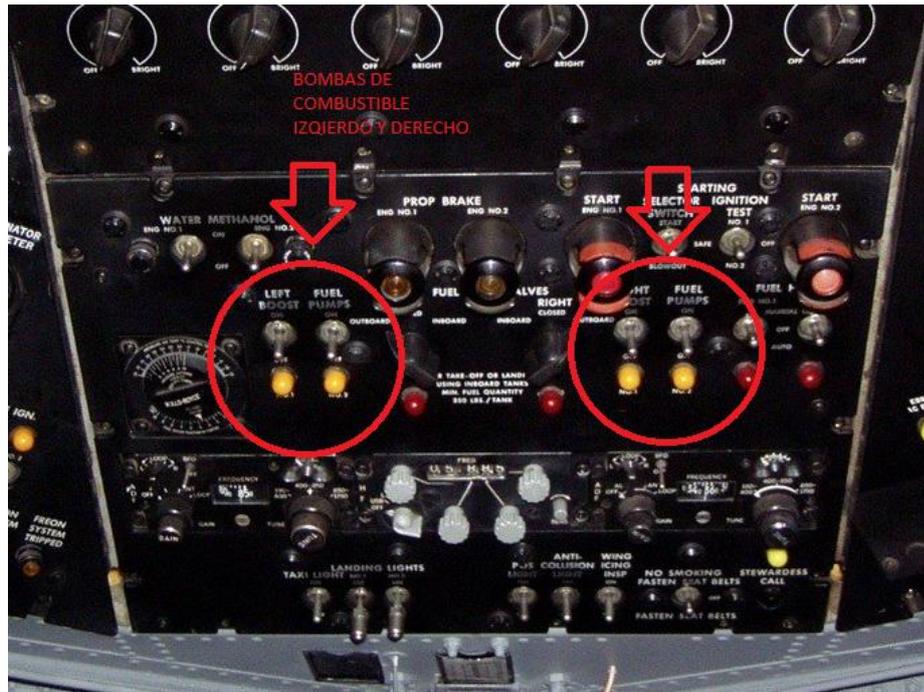


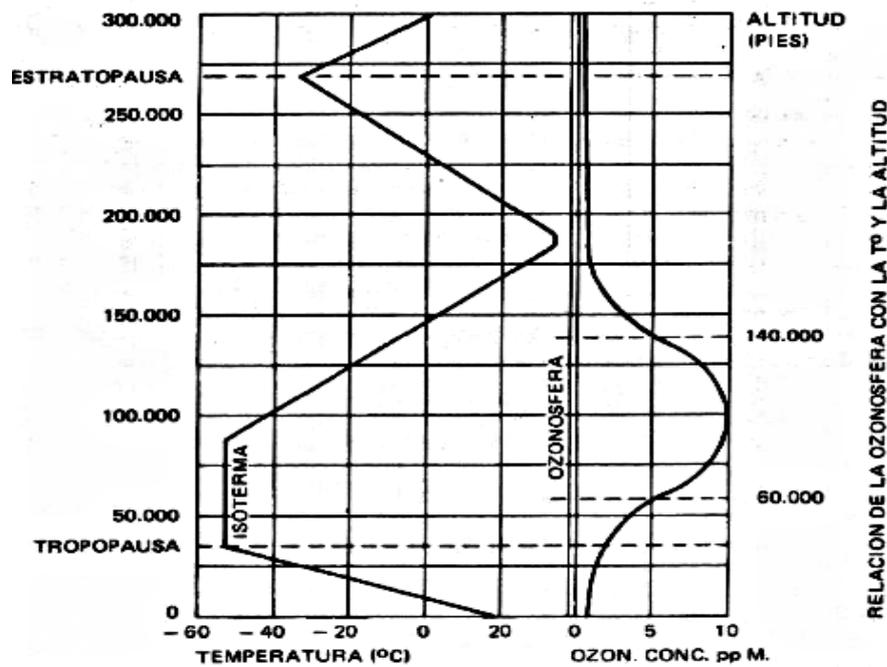
Figura 8 SHICH de bombas de combustible Avión Fairchild

### 2.4.2 Controles e indicadores.

En el panel de sobre cabeza se encuentran 4 swichs, diferenciados porque se encuentran dos en el lado derecho, y dos en el lado izquierdo, estos activan las cuatro bombas que se encuentran respectivamente separadas en pares, en el conjunto de tanques. El principio de funcionamiento de este sistema es que cuando la aeronave se encuentra energizada pero las bombas se encuentran en la posición OFF. Los indicadores lumínicos se encontrarán encendidos, y si las bombas se encuentran en la posición ON los indicadores lumínicos se apagaran indicando que las bombas se encuentran activadas.

## 2.5 Sistema de calentamiento de combustible.

Para entender de una forma clara por que una aeronave debe calentar su combustible en una operación normal de vuelo es primero importante puntualizar que dicha aeronave opera en diferentes ambientes atmosféricos, cada vez que la aeronave llega a tierra ella es sometida a las temperaturas y presiones que están a nivel del mar, pero cuando está despegando debe adaptar subsistemas y a ella misma para operar en condiciones atmosféricas bastante adversas, en las que podría encontrar lluvia mal tiempo o tormentas eléctricas, para evitar esto la aeronave realiza un ascenso a una altitud que se considera de crucero.



**Figura 9 Variación de temperatura en relación a la altura**  
**Fuente: (Molina, 2015)**

Esta altitud es superior a los 25000 pies, en esta sección atmosférica no existe turbulencia, es entonces que la aeronave debe de nuevo reconfigurarse para adaptarse a una nueva condición atmosférica en el que la presión barométrica es alta y la temperatura muy baja, tan baja que puede llegar a los -50 grados centígrados. Según un texto tomado de (Molina, 2015) "En la tropósfera se observa el descenso constante de la temperatura en 2°C por cada 1.000 pies de ascenso, hasta el momento en que se detiene

el descenso de la temperatura (aproximadamente  $-55^{\circ}\text{C}$ ) marcando la tropopausa”.



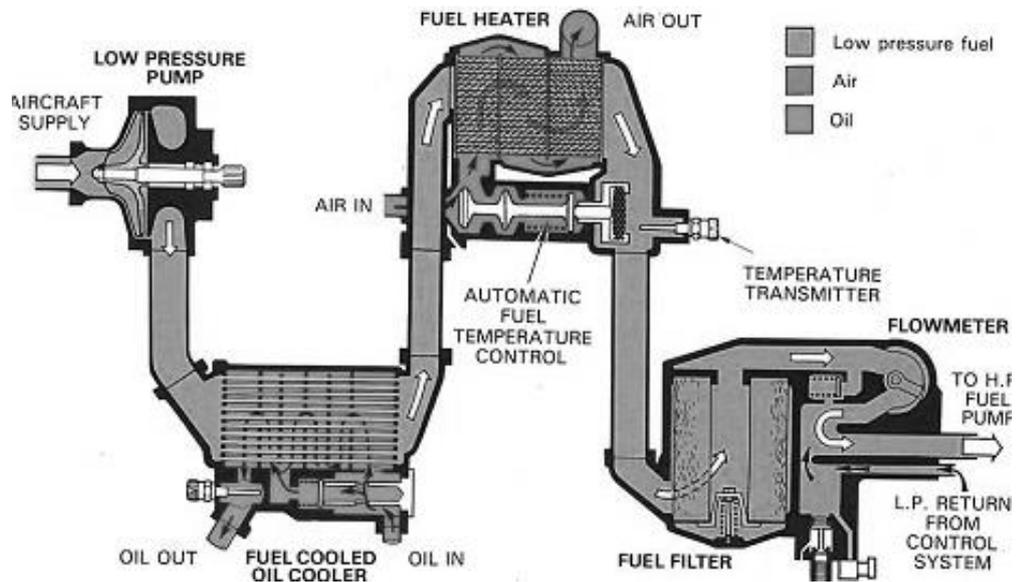
**Figura 10 Control de calentamiento de combustible**

### 2.5.1 Operación control e indicación.

El sistema de control de combustible funciona a través de un conjunto de interruptores que se encuentran en la parte superior de la cabina. Estos se encuentran identificados con la leyenda “FUEL HEATER” y posee dos swichs, uno para el motor número 1 y el otro para el motor número 2, estos swichs están correlacionados al manejo de una válvula selectora. Bajo ellos se encuentran indicadores lumínicos de alerta estos son de color rojo e indican que el sistema ha detectado que el combustible no está llegando a la bomba a la temperatura calibrada (Aerospace, 1999).

El sistema de control posee un swichs con tres posiciones, manual, apagado y automático, en la posición automático el combustible es empujado a través de la bomba de baja presión del tanque, y llevado a través del intercambiador de calor con el aceite de lubricación del motor, luego de haber pasado por este estado va un segundo calentador de combustible, este lo hace atravesar a través de un conjunto de laberinto que se encuentra atravesando aire de entrada de la sección caliente del motor a la salida de este calentador de combustible se encuentra un transmisor de temperatura

que envía una señal al indicador del tablero en el avión.



**Figura 11 sistema de calentador de combustible**  
**Fuente: (Aerospace, 1999)**

Según (Aerospace, 1999) en caso de que el sistema de intercambio de calor con el aceite falle, una válvula bypass activada por el sistema de control en la posición manual se activa para que el combustible pase al calentador de aire de sangrado, y posterior a la bomba de alta presión, el fallo se puede identificar a través de la encendido de la luz roja correspondiente a cada swichs selector. Los sistemas de deshielo de combustible están diseñados para ser usados intermitentemente. El control del sistema puede ser manual, mediante un interruptor en la cabina, o automático, usando un elemento de detección termostática en el calentador de combustible para abrir o cerrar la válvula de cierre de aire o aceite. Un calentador de combustible que es automático en operación se ilustra arriba.

## 2.6 Sistema de inyección de agua metanol.

Según la información tomada de (Airplane&PowerplantMaintenance, 2014), el sistema de inyección de agua permite que se obtenga más potencia del motor en el momento del despegue, más de lo que es posible, sin la inyección de agua, el carburador (que funciona a altas configuraciones de



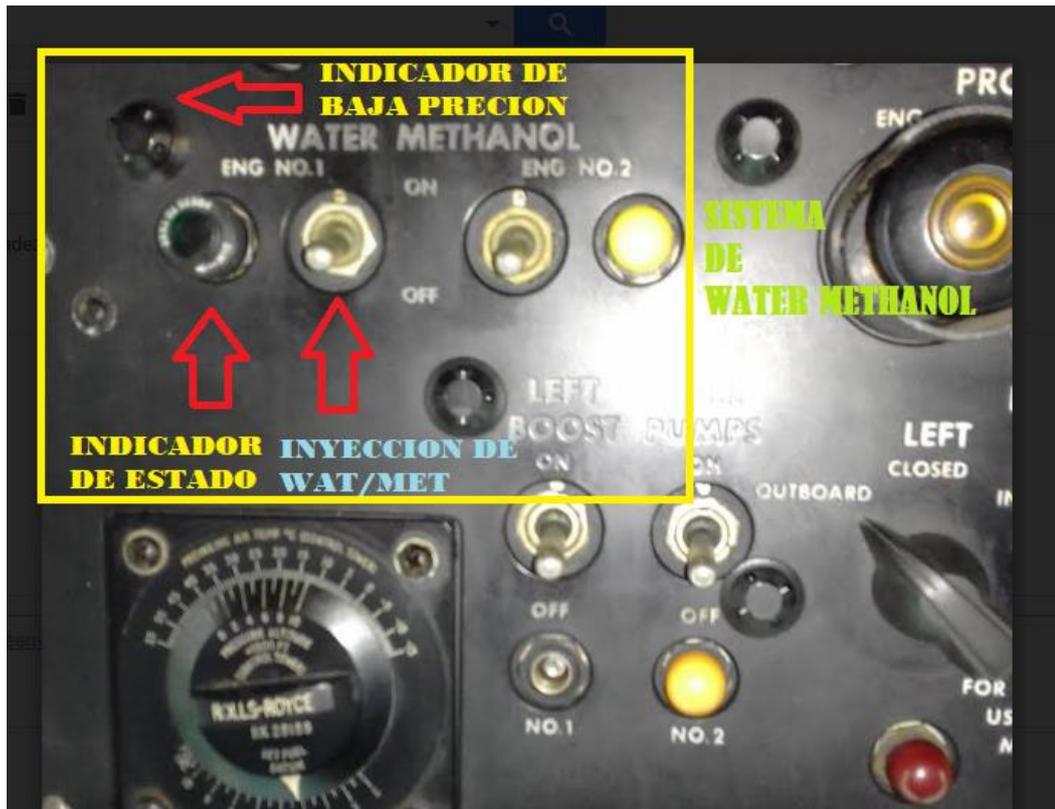


Figura 13 Control de inyección de agua y metanol Fairchild FH-227

### 2.6.1 Control e indicadores.

El sistema de inyección de agua y metanol es independiente para cada motor los controles e indicadores se encuentran en el panel de sobre cabeza de la cabina constante para cada motor de un swichs con dos posiciones y dos indicadores lumínicos el swichs en la posición OFF mantiene apagada la bomba de presión del tanque reservorio de agua, en la posición ON, el agua es inyectada al sistema de combustible haciendo que el motor tenga mucha más potencia y al mismo tiempo enfriándolo, la luz indicadora de estado se apagará revelando que el sistema está activo. Si la luz de baja presión se enciende significa que el sensor de presión de la línea de inyección de agua metanol no detecta la presión suficiente, y este evento se presenta como la activación de la luz de indicación de baja presión tomado de (Aerospace, 1999) .

## 2.7 Selector de tanques.

El selector de los tanques de combustible es independiente para cada motor una condición en el aterrizaje o el despegue es que se debe utilizar los tanques internos es decir que el selector estará ubicado en la indicación interna el selector de tanques se encuentra bajo el panel de arranque y en medio del control de las bombas de combustible consta de un selector de 3 posiciones fuera de borda interno y cerrado esta válvula es activada a través de 28 voltios de corriente directa.

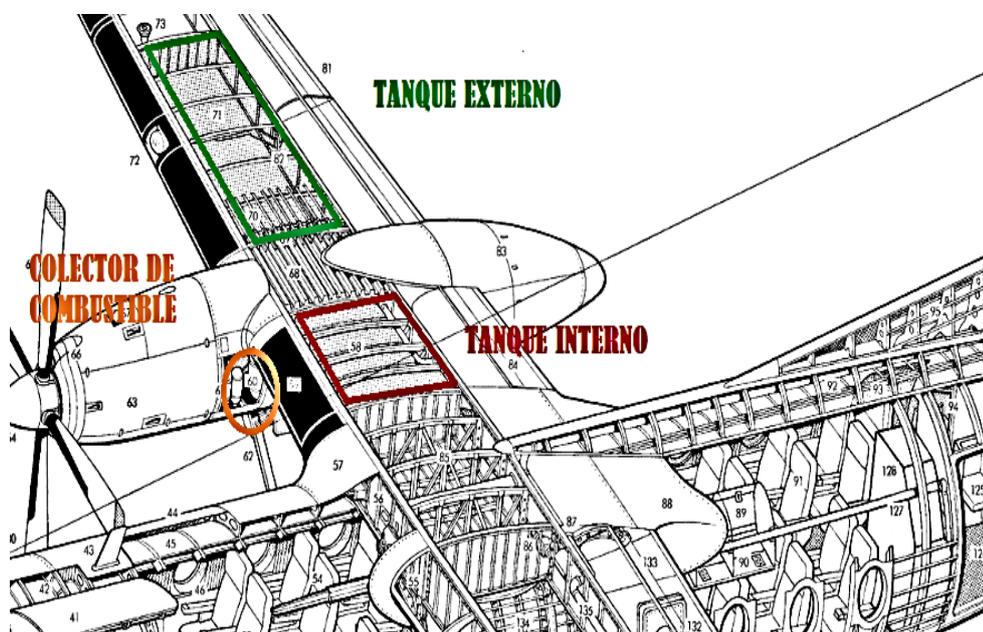


**Figura 14 Selector de tanques Fairchild FH-227**

El principio de funcionamiento del selector de válvulas es seleccionar el tanque necesario para el consumo y flujo de combustible al motor la válvula selectora tiene a su salida un detector de presión si este detecta caídas en la presión calibrada manda una señal que hace que se encienda un indicador lumínico que se encuentra bajo el selector de las válvulas una desconexión del sistema eléctrico también podría generar una alerta de pérdida de presión. (Aerospace, 1999).

## 2.8 Sistema de almacenamiento de combustible.

La aeronave posee dos tanques uno interno y otro externo, en ellos se vierte el combustible a través de un puerto de llenado por gravedad, la capacidad de los tanques individualmente es de 504 galones imperiales, los tanques poseen un sistema de indicación de cantidad basado en un conjunto de boyas de flotación que se encuentran en cada tanque integral, estas boyas son capaces de enviar información a través de su posición al instrumento de cantidad que se encuentra en la parte frontal del panel de instrumentos del piloto. (Aerospace, 1999)



**Figura 15 Ilustración de la ubicación de los tanque de combustible**

Cada lado de la aeronave sea este derecho o izquierdo posee un conjunto de tanques con indicador de cantidad, el mismo que tiene un selector de la señal de la que provendrá la cantidad de combustible, es decir que se puede seleccionar la visualización de la cantidad en el tanque interno o externo del lado derecho o de lado izquierdo. El sistema además posee un acumulador de combustible que se encuentra junto al motor este permite mantener una cantidad de combustible lista para ser utilizada en el arranque sin necesidad de bombear combustible desde los tanques en ese instante. (Aerospace, 1999).



**Figura 16 Instrumentos de cantidad de combustible**

Los indicadores de cantidad son instrumentos con un fondo negro se encuentran segmentados por partes hasta el número 45 y empieza desde el número 0 en segmentos de 5 en 5 indican una cantidad que debe multiplicarse por 100 para obtener el valor en libras los instrumentos son alimentados por un voltaje referencial de 26 voltios a 400 hertzios proveniente del instrumento de boya.

## CAPÍTULO III

### DESARROLLO DEL TEMA

#### 3.1 Introducción al capítulo.

En este capítulo se expone de forma textual, la visión con la que se intenta dar solución a las problemáticas y desafíos planteados por el mismo proyecto, es importante entender que la aeronave que se encuentra en el Unidad de Gestión de Tecnologías perteneció a la empresa Petroecuador.



**Figura 17 Desmontaje panel frontal**

El lector debe entender que gran parte de los procesos y tecnologías que se aplicaron en dar solución a este proyecto son de la era digital por otra parte la instrumentación del aeronave es de segunda generación existiendo un inconveniente de compatibilidad entre esos elementos. Para solucionar ese inconveniente se decidió aislar el sistema de combustible y realizarlas operaciones de los subsistemas utilizando un sistema digital a este razonamiento se llegó posterior a un gran análisis y en especial a determinar

que la aeronave no utiliza el sistema de combustible en sí para ninguna actividad sea ésta de ignición o de puesta en marcha del motor.



**Figura 18 Pasadores de aluminio de 3mm diámetro**

Es así que se decidió aislar el sistema de combustible en un solo arnés de control y comunicación a una placa electrónica basada en el chip ATMEL y este funcionaría como cerebro de las acciones que se van a realizar en el sistema de combustible de la aeronave que se encuentra en la Unidad de Gestión de Tecnologías.

Es de gran importancia también comprender que como en todo sistema emulado existen inconvenientes para lograr los objetivos de simulación es por eso que se delimitan los procesos estándares para realizar ciertas actividades para plantear un ejemplo los indicadores de combustible podrán indicar cantidad de combustible en los tanques más esa indicación es virtual puesto que en los tanques de combustible no existe posibilidad de almacenamiento de combustible dado que la aeronave es para instrucción en tierra.

### 3.2 Propuesta del proyecto.

Para realizar este microprocesador se propone hacer el uso de una placa electrónica basada en el chip ATMEL y que controle ciertas entradas digitales y salidas digitales la idea es que está se alimente de forma externa y a su vez control un conjunto de luces asignadas a las bombas de control. a su vez estas deberán ser controladas por medio de swichs que se encuentran montados en el panel de sobre cabeza del avión Fairchild.

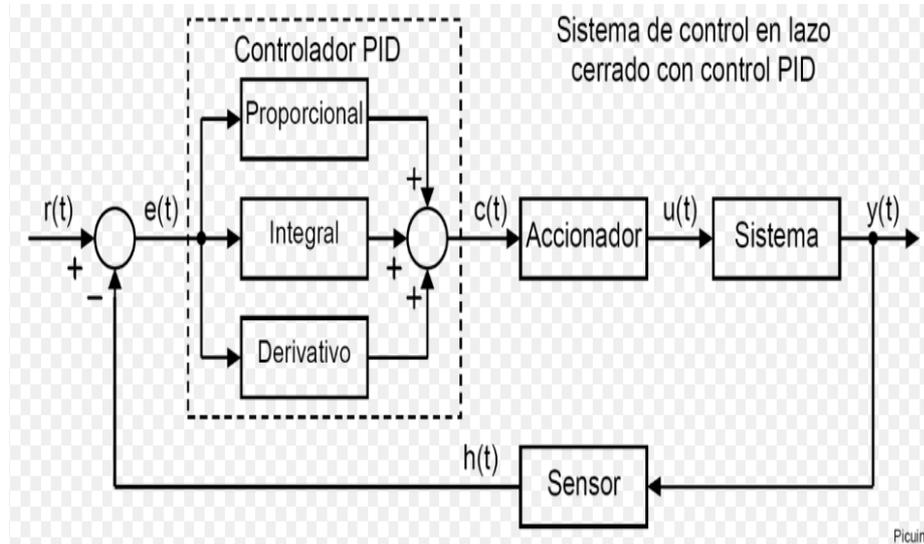


**Figura 19 Panel con los instrumentos de cantidad de combustible**

A su vez una de las condiciones para la simulación del sistema es la implementación de la cantidad de combustible en los instrumentos que se encuentran en el panel frontal de la aeronave esto se espera realizar a través de la toma de mediciones de los instrumentos y la reproducción de los mismos con tecnologías aplicables en la producción de instrumentación aplicable a la simulación.

Los instrumentos que muestran la cantidad de combustible son de tipo pluma y tendrán un inicio de 0 y un final en 45 están espaciados de 5 en 5 y su valor es el equivalente a las libras multiplicadas por 100 en la cantidad de combustible. Su control se hará a través del método de PWM onda de pulso

modulada para el control de un motor de tipo DC, o de corriente continua, y que persigue su posición a través de un potenciómetro con el principio del potencial integral diferencial PID.



**Figura 20 Principio PID**  
Fuente: (Sliding, 2014)

Todo estará gestionado por la placa que correrá un programa específico generado en el IDE de Arduino y que gestionará todas las entradas y salidas así como el programa que gestiona la transferencia de combustible a través de la selección de las válvulas.

```

1 #include <LiquidCrystal.h>
2 LiquidCrystal lcd(12, 11, 5, 4, 3, 2);
3 #define DHT11_PIN 0 // ADCC
4
5 byte read_dht11_dat()
6 {
7   byte i = 0;
8   byte result=0;
9   for(i=0; i< 8; i++){
10
11
12     while(!(PINC & _BV(DHT11_PIN))); // wait for 50us
13     delayMicroseconds(30);
14
15     if(PINC & _BV(DHT11_PIN))
16       result |= (1<<(7-i));
17     while(!(PINC & _BV(DHT11_PIN))); // wait '1' finish
18

```

**Figura 21 IDE de Arduino**

### 3.3 Condiciones de desarrollo.

Las condiciones de desarrollo hacen referencia a los parámetros que el sistema debe reproducir y en qué sentido lógico deben operarse los equipos, para profundizar de mejor forma la idea que se espera manifestar en este bloque de la información es necesario entender cómo funcionan los sistemas estándar de entrega de información en una aeronave.

En primer lugar el sistema tiene que ser capaz de indicar si existen anomalías en el funcionamiento de las bombas de combustible, y al mismo tiempo indicar si están activas o inactivas, para ello hace uso de un conjunto swichs que activan o desactivan el sistema correspondiente a cada bomba. El sistema está conformado por un conjunto de swichs que corresponden a cada bomba esta tiene una luz indicadora que proporciona el estado de activo o inactivo de cada una de las bombas así pues el piloto mecánico puede discernir de su funcionamiento en base a la visualización de la posición del swichs y a la visualización del estado de la luz.



**Figura 22 Luces de alerta del panel de sobre cabeza**

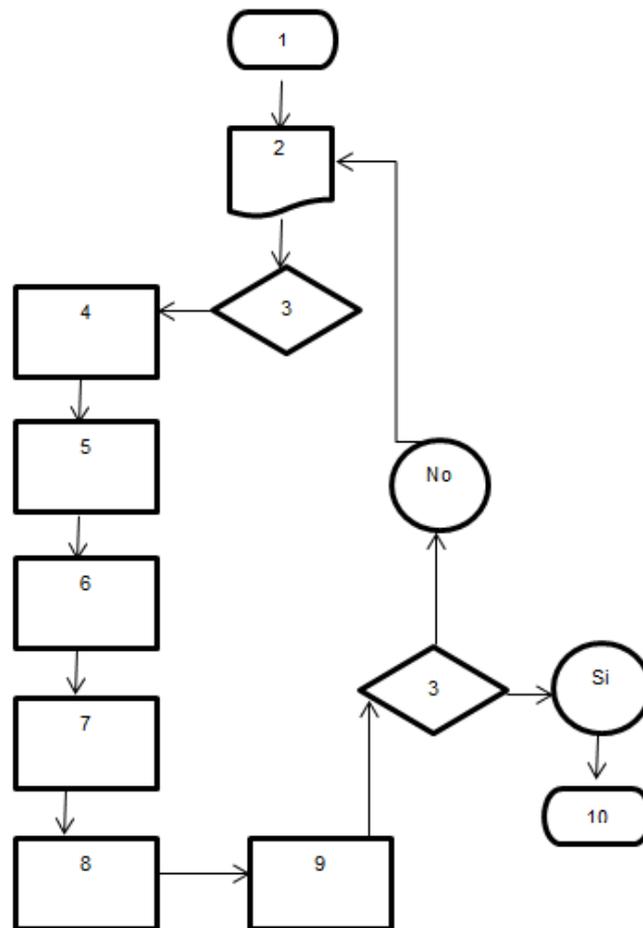
De la misma manera se puede analizar el sistema de indicación de cantidad de combustible el cual está conformado por dos instrumentos que muestran la cantidad de lado derecho izquierdo correspondiente a la nivelación de la aeronave y a la correspondencia del motor los instrumentos están graduados

de 5 en 5 hasta el cuarenta y cinco y tienen un factor de multiplicabilidad por 100 en unidades de libras.

Para resumir el sistema deberá tener la capacidad de encender las luces de accionamiento de las bombas de cada lado izquierdo y derecho 1 y 2 además de ser posible visualizar el estado de encendido y apagado a través de las luces de indicación el sistema además deberá poder realizar la visualización de la medición de combustible en el tanque izquierdo o derecho puesto que en el momento actual tiene una indicación total de "0".

### **3.4 Flujo de actividades.**

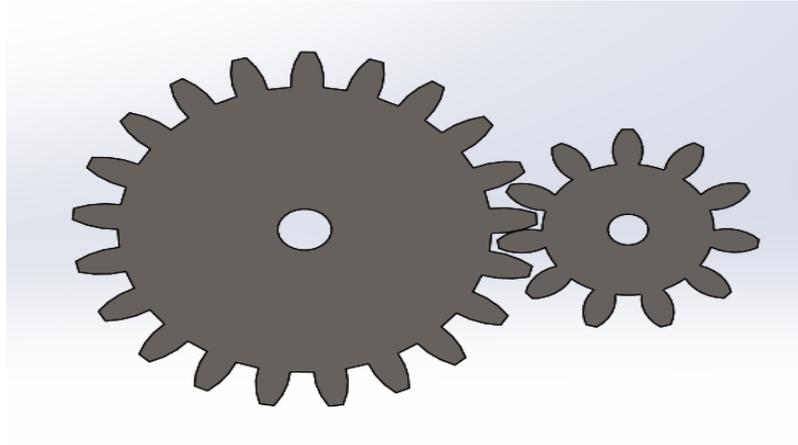
1. Inicio
2. Planteamiento de alternativas
3. Condiciones de construcción
4. Diseño de componentes estructurales
5. Diseño de componentes eléctricos
6. Ensamble de componentes eléctricos
7. Construcción del arnés eléctrico
8. Inserción de componentes
9. Pruebas operacionales y funcionales
10. Fin



**Figura 23 Flujograma de actividades**

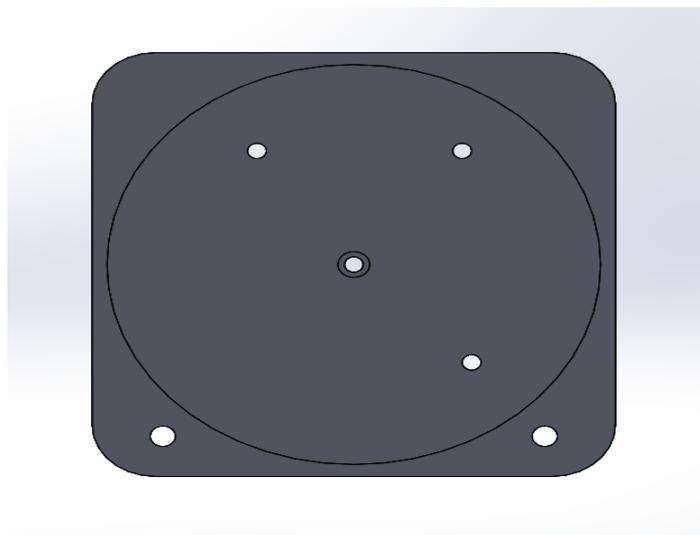
### 3.5 Diseño de componentes estructurales.

El esbozo de los componentes estructurales del diseño, se realizaron en el software inventor, este permitió comprimir un diseño que se ajuste a los elementos estructurales de los cuales existe más necesidad, en el caso particular de la investigación, si se define de forma más específica, se puede decir que “inventor” permitió de forma fácil diseñar con el fin de obtener elementos como los engranajes de transmisión de posición, que son actuados por medio de un elemento de recepción de pulsos de onda modulada.



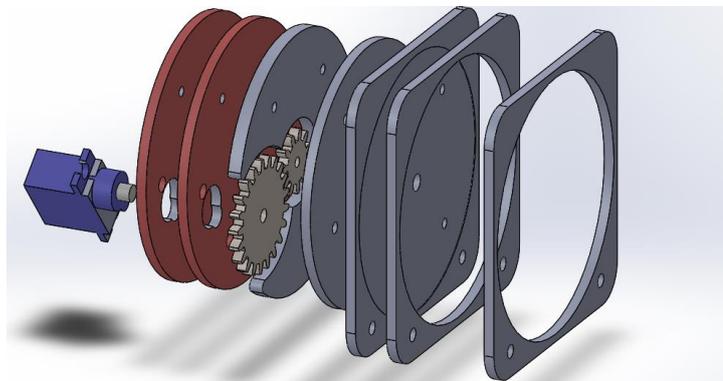
**Figura 24 Engranajes de multiplicación de desplazamiento angular**

Estos elementos controlados por PID “SERVO”, tienen una rotación estimativa de  $180^\circ$  angulares, la problemática se plantea al momento de necesitar una rotación de  $360^\circ$  grados angulares, pudiendo solo obtenerse esto únicamente a través de la implementación de un conjunto de engranes que permitan obtener la rotación necesaria. Además de esto es necesario recalcar que el software también permitió, esbozar el contorno, los elementos estructurales que lo compondrían e incluso permitió visualizar de manera simulada como sería el contacto entre los dientes del conjunto de engranajes, haciéndolo fácil discernir si este poseía el diseño más adecuado para poner en marcha el GAUGE FUEL QUANTITY.



**Figura 25 Vista frontal del ensamblaje de indicación de combustible**

Posterior a poseer el ensamble totalmente realizado se procedió a verificar si la ferretería aplicada se encontraba a la mano, y al verificar este particular se siguió con la manufactura de los instrumentos, estos se realizaron en poliuretano transparente de alta resistencia de diferentes grosores, esto permitió que el ensamble sea rápido, el proceso de corte numérico computarizado CNC se realizó de forma externa con un contratista mismo que recibió los planos de corte en formato DRW de software COREL DRAW, mismo que fue exportado con herramientas inventor, y rende rizado para que el láser tenga continuidad de corte.



**Figura 26 Vista descomprimida del ensamble del indicador**

Una vez finalizado el proceso de corte se continuo con el diseño de las caratulas de presentación de información, estas se realizaron en un software ilustrador, con herramientas de ingeniería básica, permitió de forma tangible diseñar una plantilla genéricamente equivalente a la del instrumento original, y que se imprimiría en papel adherente de alta calidad sin reflexión, sobre la placa de contención de GAUGE, que porta los rodamientos de guía.



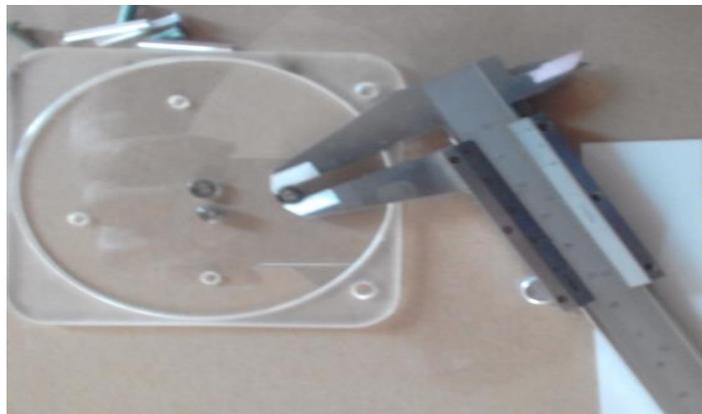
**Figura 27 Corte laser CNC**

Este tipo de emprendimientos requieren de gran destreza y precisión al momento del montaje, un alineamiento erróneo en la ubicación de la aguja de presentación de cantidad de combustible podría generar “WOOBLE NEEDLE” una condición en la que las agujas de un instrumento tienen oscilaciones ovoides el normal desplazamiento angular de la aguja de presentación de información, este efecto se minimizo haciendo uso de micro rodamientos HONEWHEEL, estos se montaron en la parte posterior y frontal a la caratula de presentación de la información, y luego fijados a la estructura del GAUGE con calamento epóxico de alta resistencia a la tracción.



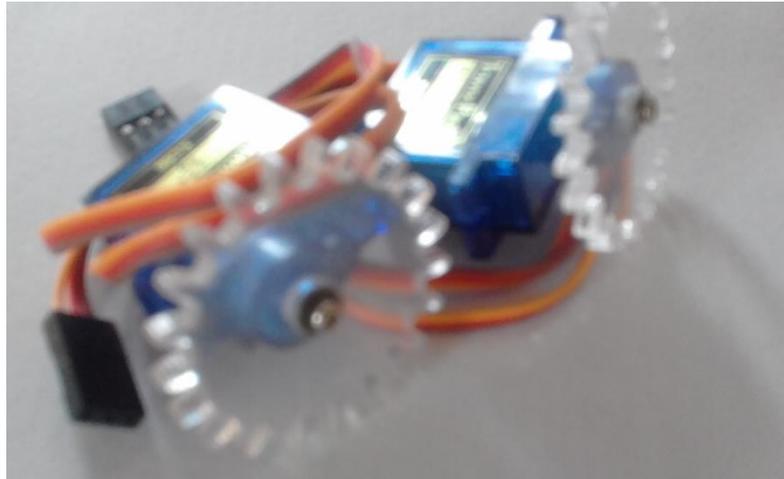
**Figura 28 Engranajes posterior al corte en dos materiales diferentes**

Para finalizar se realizó el proceso de ensamble estructural del instrumento haciendo estricto seguimiento de los planos previamente diseñados en CAD, y reforzando el ensamble con el pegamento de tipo epóxico, que además era necesario dejar que fragüe entre procesos de pegado puesto que un daño o mal trabajo manual podría dejar la pantalla del instrumento manchada, y por ende inservible para las actividades que se le están intentando destinar.



**Figura 29 Presentación de los rodamientos miniatura**

Por último se cortó las plumillas de indicación, habiendo que estas tengan una señalización clara de la indicación, se las coloco con un elemento tipo SPAGUETY electrónico que enfundo el eje de transmisión de datos y se selló de forma térmica, para concluir se ENCERO los GAUGE por medio de un designado PWM, que permitió determinar qué grado angular el mecanismo marcaba “0 LIBRAS”, y sellar el instrumento.



**Figura 30 Servo con engranaje diseñado a medida**



**Figura 31 Instrumento indicador con pluma**

### 3.6 Propuesta del control digital.

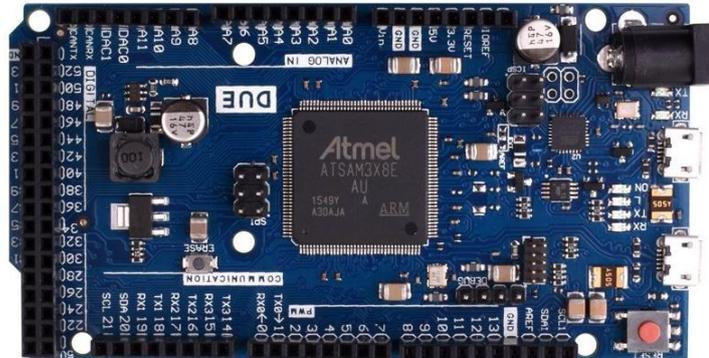
El control digital se realizará a través de una placa de control basada en el chip ATMEL 2536 esta placa de controles de origen italiano y denominada Arduino el software de IDE, o un entorno de desarrollo integrado que sirve como GUI, o interface gráfica de usuario, la misma que servirá para insertar el código que controlar a la placa basada en el chip antes mencionado el IDE de Arduino es un software basado en lenguaje de programación en C ++, es de dificultad media y es capaz de gestionar una gran cantidad de entradas y salidas digitales así como control de pulsos modulados PWM y salidas analógicas, las últimas placas de esta misma marca poseen la capacidad de generar ondas sinusoidales a frecuencias dadas.



**Figura 32 Software de carga**

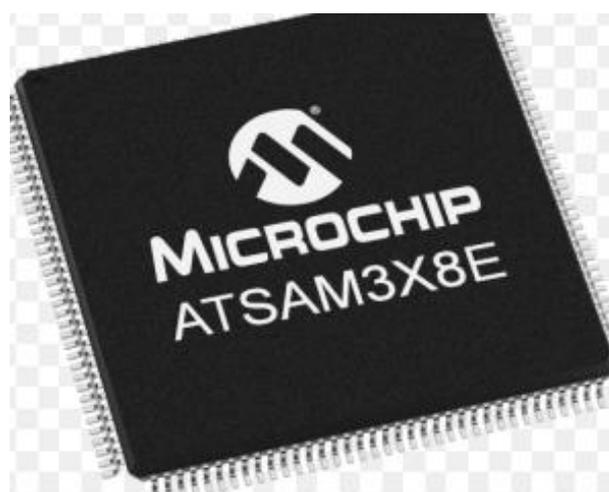
La idea principal basa su fundamento en el control de los sistemas por PWM, y su control a través de la placa basada en el chip Atmel, se plantea que los swichs conectados a la placa de control puedan recibir la información de estos mismos a través de su movimiento o accionamiento por el mecánico o estudiante esta señal será recibida por la placa de control la misma que a través del código gestionado en el IDE, controlar las salidas digitales encendiendo y apagando las luces de estado de las bombas de combustible de los tanques derecho o izquierdo respectivamente a los swichs que sean programadas por otra parte también es importante delimitar que la presentación de la cantidad de combustible en los instrumentos está basada en un programa que determina si los swichs de conexión de las bombas derecha o izquierda respectivamente se encuentran accionados y si uno de éstos no lo está la transferencia comenzará de forma inversa es decir si las bombas de combustible de lado derecho se encuentran accionadas y las de

lado izquierdo se encuentran desactivadas iniciará una transferencia de combustible del lado derecho hacia el izquierdo si por otra parte ocurre lo contrario la transferencia será inversa.



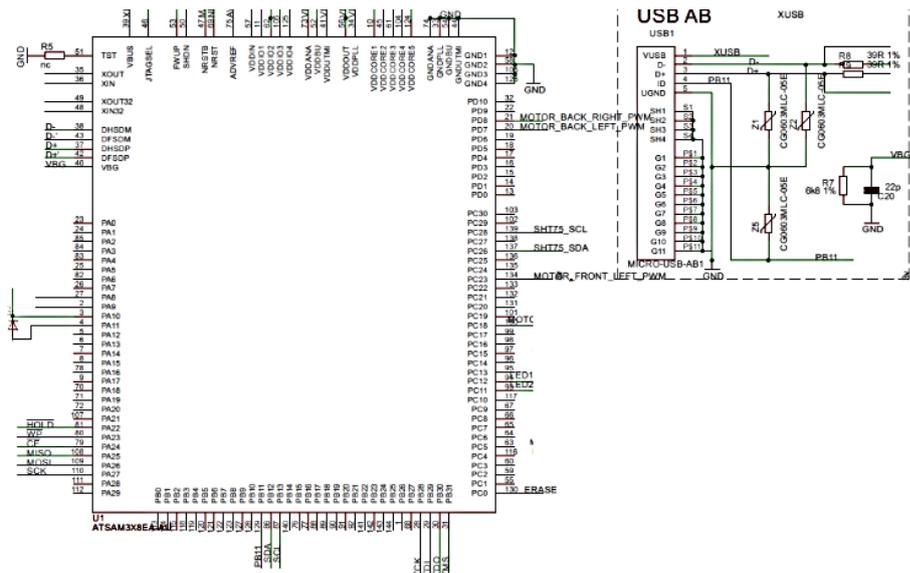
**Figura 33 Placa de control ARD DUE**  
Fuente: (Arduino, 2018)

Se espera que el control de la placa se ubica en el lado derecho de la cabina para que esta pueda ser alimentada de forma directa a través de energía o corriente de DC, o corriente directa, por otro lado es importante recalcar que la carga máxima que puede soportar esta placa y el chip que la porta es de 12 voltios es por eso que se han planteado dos soluciones una en la cual la placa se encuentra energizada a través de una batería individual que proporciona este voltaje o por una alimentación por cable externa que vendría desde el hangar & hasta el avión propiamente dicho.



**Figura 34 Chip ATMEL**  
Fuente: (Arduino, 2018)

Es de Gran importancia recalcar que el código contenido en el IDE de Arduino se encuentra en la parte última de este proyecto contenido como anexo y además se adjuntará dentro del archivo principal un grabado magnético en el cual se encuentre todo el código de escrito para posteriores cargas si en caso se reseteara el chip o la placa de control. Para finalizar se debe entender que esta es sólo una parte del proyecto y que al final deberá conjugarse junto con la parte estructural y con la aeronave en sí.



**Figura 35 Distribución de pines y funciones del chip**  
Fuente: (Arduino, 2018)

### 3.7 Matrimonio de los componentes.

La palabra matrimonio hace referencia a la unión de dos componentes de gran importancia para que su uso final sea el adecuado la terminología matrimonio electrónico o matrimonio de componentes viene de la industria de la aeronáutica o la automoción e indica el punto donde varios componentes se unirán para cumplir una función específica en el caso de en particular en el que se desarrolla este proyecto el matrimonio de componentes hace referencia a la unión entre la placa de control y los componentes físicos como los swichs de activación digital y las salidas de indicación lumínicas además de los controles de pulsos por PWM que controlan los instrumentos de medición de combustible.



**Figura 36 Panel frontal de la aeronave**

El proceso de ensamblaje de los componentes comenzó en el laboratorio de desarrollo en este se lograron hacer la conjunción de la electrónica y la prueba de los pulsos de indicación de cantidad de combustible en los instrumentos además se logró comprobar que las entradas y salidas funcionaban de manera correcta activando las señales lumínicas de accionamiento de las bombas de combustible sean estas derecha o izquierda además se pudo comprobar que las conexiones que iban directamente a los instrumentos estaban realizadas de manera adecuada tomando en cuenta el cableado correspondiente a los voltajes positivo negativo y además al cableado de pulsos.



**Figura 37 Trabajo de campo**

Es necesario indicar que previo al matrimonio de los componentes se realizó el ensamble y bosquejo del arnés de conexión eléctrica que es el conjunto de cableados que van a ir internamente dentro de la aeronave para realizar las conexiones y transmisión de datos.



**Figura 38 Trabajo de campo**

### **3.8 Encajamiento de los componentes.**

El encajamiento de los componentes comenzó posterior al proceso de prueba de los sistemas digitales se realizó a través de la ayuda de otra persona que permitió el desmontado del panel de sobre cabeza del avión escuela de la unidad de gestión de tecnologías de la misma forma también se extrajeron los dos instrumentos originales que mostraban la cantidad de combustible de la ala derecha izquierda es de vital importancia puntualizar que los instrumentos del aeronave originales no habían marcado ni tenido ningún tipo de señal hace más de 5 años por lo menos y por ende se encontraban en un estado de desuso y fuera de calibración, dicho particular fue el motivo principal por el cual se realizaron nuevos instrumentos.



**Figura 39 Trabajo de campo**

Para realizar esta actividad se hizo uso de herramientas estándar como el desarmador de estrella y el desarmador plano mismos que permitieron sacar la ferretería existente en el panel de sobre cabeza de la aeronave posterior a esto se utilizaron cintas de sujeción que permitieron que el panel no caiga sobre el están de aceleración del aeronave dando así la posibilidad de trabajar de manera rápida y al mismo tiempo segura sin dañar elementos de la aeronave ni tampoco del proyecto en sí.



**Figura 40 Trabajo de campo**

Una vez desmontado el panel de sobre cabeza se pudo evidenciar que los swichs de control de las bombas no estaban conectadas a ningún sistema eléctrico y que el arnés principal de control de la aeronave se encontraba cortado o tallado hace 25 o 30 cm antes de llegar a estos, esto facilitó la forma la conexión y soldadura de las entradas digitales que servirían de tránsito para enviar señal a la placa de control. La soldadura se realizó de forma estándar con estaño y cautín de calidad normal y recubriendo los sistemas con espaguete de protección y termo formado de 2mm.



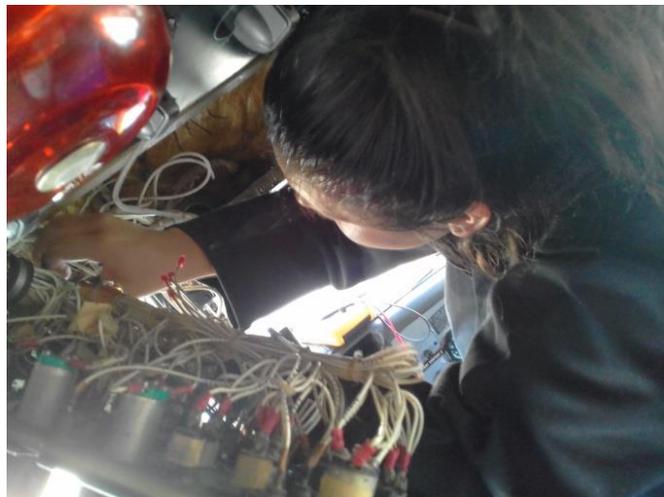
**Figura 41 Trabajo de campo**

El trabajo de las luces de control fue especial dado que las luces que se encontraban en los capuchones de indicación lumínica eran luces que trabajaban a 24 voltios de tipo lámpara y estas fueron cambiadas por luces de 1.2 voltios de tipo LED. Estos LEDS fueron insertados dentro de las bases estándar de la lámpara soldados y sellados con espaguete de 4mm termo formado para que éstos no tengan contacto negativo o de tierra con ningún otro sistema de la aeronave es de gran importancia recordar que la aeronave tiene todo el sistema de aterramiento en la estructura de aluminio más la placa de control deberá tener un sistema de aislamiento estándar para no transferencia de tierras entre ellos.



**Figura 42 Trabajo de campo**

El sistema de control de pulsos modulados y los instrumentos de presentación de cantidad de combustible fueron ubicados en los ojillos correspondientes a estos esto es en la parte frontal en la sección de instrumentos principales y control de motor de la aeronave estos instrumentos fueron montados con ferretería estándar y ajustados por medio de tuercas normales sin frenado este particular no debería tener ningún tipo de inconveniente puesto que la vibración del aeronave después de que fue asentada en tierra se ha reducido prácticamente a cero.



**Figura 43 Trabajo de campo**

De la misma manera el cableado que se encontraba conectado a los indicadores de cantidad de combustible fue atravesando el panel frontal hasta llegar a la consola derecha donde se instaló la placa de control que gestiona la función de los swichs de las luces y de los indicadores de combustible cómo pasó final se realizó las pruebas de tipo operacional y

funcional que debían corresponder a las condiciones de implementación y desarrollo del proyecto.



**Figura 44 Trabajo de campo**

### **3.9 Pruebas Fundacionales.**

Las pruebas funcionales fueron concretadas para fijar a los instrumentos de control y posición e indicación de combustible y determinar si se encontraban dentro de los parámetros para una operación segura o al menos una operación que permita discernir al estudiante como se realiza la transferencia o la lectura de cantidad de combustible en una aeronave. La funcionabilidad por supuesto no tiene que ver con la operatividad la primera hace referencia a los procesos por los cuales un equipo puede funcionar sea esté bien o mal más la operatividad indica que un instrumento o conjunto de sistemas realizan las acciones que se le piden de forma adecuada y responde en base a una tabla de actividades previamente establecidas.

Para determinar que el equipo funciona primeramente se debe entender que antes de la implementación de este equipo no existía ningún componente del sistema de combustible que indique ninguna cantidad o ninguna indicación lumínica o menos o un control de un sistema por ello se decidió indicar que los parámetros de funcionamiento serían los siguientes.

**Tabla 1****Pruebas Funcionales.**

PRUEBAS FUNCIONALES			
ACCIÓN REALIZADA POR EL USUARIO	CONDICION DE CUMPLIMIENTO	FAVORABLE	DESFAVORABLE
Los SWICH de control son activados	Las luces de condición se apagan indistintamente de la posición de activación	si	
Los swichs de control tiene recepción RX a la placa de control	El IDE de Arduino en la sección DEBUG existe señal	si	
Los indicadores de combustible tienen movilidad indistintamente de la función que se tenga de las bombas selectoras	El instrumento indicador de combustible fluctúa y recibe señal	si	
La placa de control es energizada	La luz de control se enciende	si	

**3.10 Pruebas operativas.**

Las pruebas operativas fueron diseñadas para determinar si el sistema en conjunto funciona de manera objetiva con los lineamientos trazados en el proyecto en sí el sistema debe ser capaz de indicar la cantidad de combustible en un lado de la aeronave y en el otro lado del aeronave además de indicar si las bombas de combustible de lado derecho o izquierdo

se encuentran activadas o desactivadas a través del control de switch de bombas maestro.



**Figura 45 Trabajo de campo**

A continuación se describe en una tabla cuáles son las condiciones para la aprobación de las pruebas operativas del sistema en ellas se dice de forma fácil y cuáles son las principales características que debe tener cada instrumento y cada elemento del sistema incluido los parámetros de control se desglosan en la siguiente tabla.

**Tabla 2**

**Pruebas Operativas**

PRUEBAS OPERATIVAS			
ACCIÓN REALIZADA POR EL USUARIO	CONDICION DE CUMPLIMIENTO	FAVORABLE	DESFAVORABLE
El swichs de control es activado	La luz correspondiente solo a ese Swichs se encenderá	si	

continua →

El swichs de control es desactivado	La luz correspondiente solo a ese Swichs se apagara	si	
La indicación de combustible es visible	El combustible es mostrado en el instrumento de mediciones	si	
La placa de control se enciende y corre el programa insertado	La luz indicadora de la placa de control se enciende	si	

## CAPÍTULO IV

### CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

#### 4.1 Conclusiones.

- Se concluye a través de la investigación del avión escuela que se encuentra en la Unidad De Gestión De Tecnologías UGT-ESPE que la información correspondiente a ciertos sistemas de la aeronave como el de combustible, se encuentra totalmente limitada puesto que a la importación de la aeronave a la institución, no llegó con la totalidad de la información, produciéndose así vacíos o lagunas en ciertos lugares del conocimiento. Para completar esta información se optó por seguir la guía del manual del avión FOKKER 748 ya que son sistemas con principios de funcionamiento similares.
- Aunque sistema de control de combustible de esta aeronave es ciertamente complejo puesto que hace uso de ciertos elementos que en la actualidad se encuentran obsoletos en el uso de aeronaves de tipo Jet como la inyección de agua metanol para el incremento de potencia en el despegue se concluye que las tecnologías que se pueden aplicar para generar la simulación de funcionamiento de los sistemas de combustible que pueden ser realizadas a través de medios digitales que se encuentran actualmente al alcance del bolsillo y de la mano del investigador.
- Posterior a las pruebas operacionales se puede indicar que el sistema de combustible funciona de manera tal que el estudiante puede entender cuál es la correlación entre encendido y apagado del swichs y el encendido y

apagado de la luz indicadora así también como la posición de los tanques de combustible en las alas la introducción al sistema de potencia de agua metanol e incluso la presentación de cantidad de combustible pese a que está no se encontraba habilitada.

#### **4.2 Recomendaciones.**

- Crear un método en la cual se proponga recolectar la información faltante de la aeronave en base a la colaboración de estudiantes de la misma institución que pueden aportar o pueden contribuir con su contingente a la investigación con la búsqueda adquisición y entrega de los manuales que se encuentran faltantes otra alternativa factible es la de crear un consenso con todos los estudiantes y docentes de la carrera de mecánica aeronáutica para poder hacerles conocer este particular y ellos puedan a través de lluvia de ideas e iniciativas propias ayudar a la reducción de este problema documental.
- Puntualizar hacer hincapié en que los estudiantes deben correlacionarse con las nuevas tecnologías digitales que están abarcando el mundo de la Aviación puesto que en la actualidad el uso de las mismas prácticamente ha abarcado la totalidad de la función de un aeronave es por eso que hoy en día existen sistemas que integran sistemas de control de parámetros de motor y sistemas de navegación y comunicación que integran la aviónica moderna.
- Continuar con el proceso de implementación o simulación en otros sistemas que no estén dentro del aeronave puesto que el entrenamiento con métodos simulados en la actualidad es uno de los más fiables más seguros y más utilizados en el campo de instrumentación aplicado a los sistemas de aviónica.

- Con el proyecto de instrumento simulado se pudo crear un sistema de visualización análogo de respuesta a variable reales.

## BIBLIOGRAFÍA

### Bibliografía

- *word-present*. (2014). Recuperado el 2016, de [neumaticabasicaepp.wordpress.com](http://neumaticabasicaepp.wordpress.com):  
[neumaticabasicaepp.wordpress.com](http://neumaticabasicaepp.wordpress.com)
- 3dimpresoras. (2015). *Impresoras3d*. Recuperado el 2016, de [www.3dimpresoras3d](http://www.3dimpresoras3d.com/que-es-una-impresora-3d/): <http://www.3dimpresoras3d.com/que-es-una-impresora-3d/>
- 50megs. (2015). *www.737.50megs.com*. Recuperado el 11 de 2016, de <http://www.737.50megs.com/>
- Aerospace, B. (1999). Manual de mantenimiento AVRO 748. En B. Aerospace. UK.
- Aero-spañol. (2015). *aerohispanoblog*. Recuperado el 2016, de <http://www.aerohispanoblog.com/>
- Aircrafts, H. &. (2016). *elicopter&aircrafts*. Obtenido de <http://heli-air.net/2016/02/25/fly-by-wire/>
- Airplane&PowerplantMaintenance. (01 de 01 de 2014). PowerplantMaintenance. USA.
- airwar, r. (2017). <http://www.airwar.ru>. Obtenido de <http://www.airwar.ru>:  
<http://www.airwar.ru>
- area-tecnologia. (2014). *area tecnologia. com*. Recuperado el 2016, de <http://www.areatecnologia.com/>
- avionestodo. (2015). *www.todo-aviones.com.ar*. Recuperado el 2015, de <http://www.todo-aviones.com.ar/>
- BOEING. (2005). ATA 27.
- Boeing. (2014). ATA 22.
- BOEING. (2014). CBT COMPUTER TRAINING SYSTEM. USA.
- Borja, T. (2018). *Investigacion de campo*. Latacunga.
- Brandy, C. (2012). *b737 systems*. Recuperado el 2016, de <http://www.b737.org.uk/flightcontrols.htm>
- CBTB737, B. (2018). Boeing 737-800 COMPUTER TRAINING BASED.
- daraghbyrne/github. (2015). *daraghbyrne*. Obtenido de

- <http://daraghbyrne.github.io/>
- Fokker227. (2017). <http://img696.imageshack.us>. Obtenido de <http://img696.imageshack.us>:  
<http://img696.imageshack.us/img696/8403/fokkerf27friendshipmk50.jpg>
  - Gallo, P. S. (2018). *Investigacion de campo*.
  - Hedkings, R. (2015). *slide share*. Obtenido de [www.slideshare.net](http://www.slideshare.net)
  - Hofma, S. (2016). [www.jetphotos.com](http://www.jetphotos.com). Obtenido de [www.jetphotos.com](http://www.jetphotos.com):  
[www.jetphotos.com](http://www.jetphotos.com)
  - Microsoft. (2015). *microsoft*. Recuperado el 2016, de [www.microsoft/games/simulatorx.com](http://www.microsoft/games/simulatorx.com)
  - Molina, L. G. (2015). Conceptos Básicos de Fisiología de Aviación. En L. G. Molina, *Conceptos Básicos de Fisiología de Aviación* (pág. 3). Fuerza aerea Chilena.
  - Ramos, C. (2016). *trabajo de camo*.
  - Realidad-virtual. (2013). *Realidad-virtual*. Recuperado el 2016, de <https://entrenamientovr.wordpress.com/>
  - Sliding, R. (2014). *takeo ffbriefing*. Recuperado el 2016, de <http://www.takeoffbriefing.com/>
  - Staniunas, J. (2015). *historia y biografias boeing 737*. Recuperado el 2016, de <http://historiaybiografias.com/boeing737>
  - Thingiverse. (2016). *Thing 3D*. Obtenido de [www.thingiverse.com](http://www.thingiverse.com)
  - todo-aviones. (01 de 2016). *todo aviones argentina*. Recuperado el 2016, de <http://www.todo-aviones.com.ar/>
  - Turkey/Denzli. (2015). *zamandayolculuk*. Recuperado el 2016, de <http://www.zamandayolculuk.com/aeroplane>.
  - Uptodown. (2014). *Uptodown*. Recuperado el 2016, de <https://free-pascal.uptodown.com/windows>
  - VerticalScopeInc. (2018). <http://www.airliners.net>. Obtenido de <http://www.airliners.net>: <http://www.airliners.net/photo/Ecuador-Air-Force>

# ANEXOS

## Manuales

### Manual de mantenimiento

	MANUAL	Pág. : 1 de 2
	MANUAL DE MANTENIMIENTO DEL SISTEMA DE SIMULACIÓN DE COMBUSTIBLE DEL AVION FAIRCHILD FH-227	Código: LMB-M1-31P5
	<b>Elaborado por:</b> Srta. Tatiana Jazmine Borja Vaca.	Revisión Nº: 01
	<b>Aprobado por:</b> Tlga. Maritza Nauñay.	Fecha : 31/07/2018
<p><b>1. OBJETIVO</b> Describir el conjunto de pasos lógicos que se deben seguir para poner en marcha el sistema que permite visualizar ciertas funciones del sistema de combustible del avión FAICHILD FH-227.</p> <p><b>2. ALCANCE</b> El presente manual tiene como alcance a los docentes que se encargan de su operación para la docencia, y también a los estudiantes pertenecientes al área de mecánica aeronáutica de la Unidad de Gestión de Tecnologías UGT-ESPE.</p> <p><b>3. MATERIALES</b></p> <ul style="list-style-type: none"><li>• Caja de control</li><li>• Panel de control</li><li>• Indicadores</li><li>• Switch</li><li>• Luces led</li></ul> <p><b>4. HERRAMIENTAS</b></p> <ul style="list-style-type: none"><li>• Destornillador plano y estrella magnetizado 1/4x8</li><li>• Playo</li></ul> <p><b>5.- ENERGICE EL SISTEMA.</b></p> <ul style="list-style-type: none"><li>• Revise que las dos conexiones se encuentren energizadas, y los SWICHS de activación todos en ON.</li></ul>		



- Si no se encuentran conectadas conéctelas a una fuente de 110 Ac 50hz.
- Verifique que las dos agujas de los dos instrumentos se encuentren apuntando totalmente hacia abajo, si esto no se ejecuta, verifique con un voltímetro, el voltaje de salida de la fuente de energía, verifique que se encuentre conectada a una fuente estable las dos fuentes son de 12V, y una intensidad de 1.3Amp.
- Verifique si hay reacción de los componentes como bombas. E indicadores lumínicos, coloque el swichs de control de entrega de agua metanol en cualquiera de las dos posiciones posibles, si la luz de indicación cambia de estado se considera que el equipo se ha energizado de forma adecuada, continúe al siguiente campo, si alguna de los procedimientos anteriores no se realizaron, vuelva a comenzad desde 4.



## 6.- PREPARE EL SISTEMA.

El sistema debe realizar la simulación del desbalance de combustible en los tanques de la aeronave FAIRCHILD F-227, para esto los instrumentos deben mostrar una condición de inequidad en la cantidad de carburante de las alas, para esto debe haberse cumplido los pasos de el numeral 4 de forma correcta.

- Verifique la posición de **TODOS LOS SWICHES EN ON**, y la **POSICIÓN DE LAS AGUJAS, HACIA ABAJO**.



- En la parte derecha se encuentran los SWICH RFP1, RFP2 Bombas de combustible del lado derecho, 1 y 2, **MUEVALAS A LA POSICIÓN OFF**, verifique que exista movimiento en las agujas de los dos instrumentos, además debe haber encendido las luces correspondientes a las bombas desactivadas, luego de aproximadamente 35 segundos la aguja del instrumento FUEL TANK 2 debe encontrarse en la indicación 10x100 Lbs, y la del FUEL TANK 1 en 45x100 Lbs. Las luces realizan un STEADY momentáneo, indicando que se encuentran en transferencia.



- Cuando la aguja se encuentre en la posición antes descrita, debe **VOLVER A COLOCARSE LAS BOMBAS EN LA POSICIÓN ON**, esto debería detener el movimiento de las agujas, si esto es así, el equipo está listo para

realizar una práctica de balance de combustible, y refuerzo de conocimientos generales. Si por otro caso el sistema no se encuentra como se describe en este manual, debe volver a realizarse las actividades de 4, y 5.



#### **6.- REALICE PRÁCTICA REFUERZO DE CONOCIMIENTO DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE AGUA-METHANOL**

- Explique que es el sistema de AGUA-METHANOL
- Explique por qué el sistema AGUA-METHANOL, se aplica en este tipo de aeronaves.
- Recuerde cual es el sentido del uso de indicadores lumínicos.
- Explique por qué es importante el sistema de AGUA-METHANOL en la geografía ecuatoriana.
- Active el sistema de AGUA-METHANOL, e indique su relación entre la activación y las luces de alerta de estado.



## **8.- REALICE PRÁCTICA DE BALANCE, Y BOMBAS DE COMBUSTIBLE.**

El objetivo de esta parte del manual es presentar los pasos más adecuados para simular el proceso de balance de la aeronave, a partir de un desbalance exagerado de los tanques izquierdo y derecho.

- Verifique que los tanques estén en desequilibrio.

DERECHO.....10 x 100Lbs

IZQUIERDO.....45 x 100Lbs

VELOCIDAD DE TRANSFERENCIA.....25 segundos cada 500 Lbs

LOS TANQUES ALCANZAN EL EQUILIBRIO **A LOS 23X100 LBS APROXIMADAMENTE.**

Las acciones continuas supervisadas es un conjunto de tareas que deben hacerse de forma secuenciada y supervisada, por un ente docente, es fundamental crear un ambiente de inmersión en las tareas que se realizan para denotar la importancia del conocimiento en la ejecución del balance de la aeronave a partir de la transferencia de combustible.

- Tomar en cuenta que el tiempo aproximado para realizar el balance es de 2,6 minutos.
- Explicar la importancia del balance y equilibrio de peso en la aeronave.
- Explicar la importancia del uso de las bombas de combustible.
- Refuerce el conocimiento acerca de las luces de indicación de estado.
- Realice una introducción al uso de la válvula **CROSS FEED.**

- Realizar las acciones continuas supervisadas.



### ACCIONES CONTINUAS SUPERVISADAS

Válvula CROSS FEED	OPEN
Válvulas selectoras de tanque	OUT BOARD
RFP1 (Bomba derecha 1)	OFF
RFP2 (Bomba derecha 2)	OFF
LFP1	ON
LFP2	ON
VERIFICA DERECHO INSTRUMENTO	Aumenta la cantidad de combustible
VERIFICA IZQUIERDO INSTRUMENTO	Disminuye la cantidad de combustible

- Verificar el tiempo, 2.6 minutos después, o 170 segundos, los instrumentos deben estar cercanos al balance que está dentro de los 23x100Lbs, en ese momento debe retornarse **RFP1 (Bomba derecha 1) a ON, y RFP2 (Bomba derecha 2) a ON.**
- Verifique que el movimiento de las agujas se ralentiza hasta detenerse totalmente en pocos segundos, de la misma manera los indicadores lumínicos se apagan indicando que las bombas se encuentran activas de nuevo.
- Cierre la válvula COSS FEED.

#### **9.- REALICE PRÁCTICA REFUERZO DE CONOCIMIENTO DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE FUEL HEATER**

- Explique que es el sistema de **FUEL HEATER**
- Explique por qué el sistema **FUEL HEATER**, se aplica en este tipo de aeronaves.
- Recuerde cual es el sentido del uso de indicadores lumínicos.
- Active el sistema de **FUEL HEATER**, e indique su relación entre la activación y las luces de alerta de estado.

## Hoja de vida del graduado

### CURRICULUM VITAE.



#### I.- DATOS PERSONALES.

Nombre: BORJA VACA TATIANA JAZMINE  
Fecha de nacimiento: 25 de Noviembre de 1994  
Estado civil: Soltera  
Nacionalidad: Ecuatoriana  
Domicilio: Calle Pichincha Barrio Chimbacalle  
Pujili, Ecuador  
Teléfono: (+593)- 0999777877  
e-mail: tatyssbv20@gmail.com

#### II.- ANTECEDENTES ACADÉMICOS.

Educación Superior : Mecánica Aeronáutica Mención Motores.  
Universidad de las Fuerzas Armadas  
Unidad de Gestión de Tecnologías –ESPE

#### III.- ANTECEDENTES LABORALES.

2014 **Ayudante de Mantenimiento**, Fuerza Aérea Ala de Transporte No-11

- Aeronaves: Boeing 737-500  
 Interpretación diagramas eléctricos WDM  
 Aeropuerto Internacional Cotopaxi, Latacunga-Ecuador
- 2015 **Ayudante de Mantenimiento**, Tame Amazonia  
 Aeronaves: Cessna 182P,  
  
 Sistemas de carburador e inyección  
 Aeropuerto Rio Amazonas Shell, Pastaza-Ecuador
- 2015 **Ayudante de Mantenimiento**, Aerokashurco  
 Aeronaves: Cessna 182P, 206  
 Aeropuerto Rio Amazonas Shell, Pastaza-Ecuador

#### IV.-CURSOS

- CURSO INICIAL DE SEGURIDAD AEROPORTUARIA.  
 CERTIFICATE OF ACHIVEMENT Jul/12/2018  
 AEROPUERTO RIO AMAZONAS SHELL,PASTAZA-ECUADOR  
 DGAC AVSEC
- CURSO INICIAL DE CONTROL DE CALIDAD EN MANTENIMIENTO  
 AERONAUTICO.  
 CERTIFICATE OF ACHIVEMENT Jun/28/2018  
 AEROPUERTO RIO AMAZONAS SHELL,PASTAZA-ECUADOR  
 DIRECCION GENERAL DE AVIACION CIVIL-ECUADOR
- CURSO INICIAL DE FACTORES HUMANOS EN MANTENIMIENTO  
 AERONAUTICO.  
 CERTIFICATE OF ACHIVEMENT Jun/04/2018  
 AEROPUERTO RIO AMAZONAS SHELL,PASTAZA-ECUADOR  
 DIRECCION GENERAL DE AVIACION CIVIL-ECUADOR
- CURSO INICIAL DE MERCANCIAS PELIGROSAS.  
 CERTIFICATE OF ACHIVEMENT Apr/20/2018

AEROPUERTO RIO AMAZONAS SHELL,PASTAZA-ECUADOR  
DIRECCION GENERAL DE AVIACION CIVIL-ECUADOR

V.- IDIOMAS

Inglés: Hablado y Escrito Nivel Básico-Medio

Inglés técnico: Comprensión Básica

HOJA DE LEGALIZACIÓN DE FIRMAS

DEL CONTENIDO DE LA PRESENTE INVESTIGACIÓN SE  
RESPONSABILIZA EL AUTOR

Tatiana Jazmine Borja Vaca

---

C.C: 050406180-5

DIRECTOR DE CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

---

Ing. Rodrigo Bautista

Latacunga, Agosto del 2018