



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

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

**“REHABILITACIÓN DEL EXTERNAL POWER SYSTEM DEL
AVIÓN ESCUELA FAIRCHILD HILLER FH-27J PERTENECIENTE
A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS”**

AUTORA: ESTEFANÍA KAROLINA FLORES ESPÍN

DIRECTORA: TLGA. NAUÑAY MIRANDA MARITZA

LATACUNGA

2017



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA**

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación **“REHABILITACIÓN DEL EXTERNAL POWER SYSTEM DEL AVIÓN ESCUELA FAIRCHILD HILLER FH-27J PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS”** realizado por la señorita ESTEFANÍA KAROLINA FLORES ESPÍN, 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 ESTEFANÍA KAROLINA FLORES ESPÍN para que lo sustente públicamente.

Latacunga, 13 de Septiembre de 2017

Tlga. NAUÑAY MIRANDA MARITZA
DIRECTORA DEL PROYECTO



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, ESTEFANÍA KAROLINA FLORES ESPÍN, con cédula de identidad N° 1600576399, declaro que este trabajo de “REHABILITACIÓN DEL EXTERNAL POWER SYSTEM DEL AVIÓN ESCUELA FAIRCHILD HILLER FH-27J PERTENECIENTE A 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, 13 de Septiembre de 2017

ESTEFANÍA KAROLINA FLORES ESPÍN
C.C. 1600576399



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

AUTORIZACIÓN

Yo, **ESTEFANÍA KAROLINA FLORES ESPÍN**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca Virtual de la institución el presente trabajo de titulación **“REHABILITACIÓN DEL EXTERNAL POWER SYSTEM DEL AVIÓN ESCUELA FAIRCHILD HILLER FH-27J PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS”** cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

Latacunga, 13 de Septiembre de 2017

ESTEFANÍA KAROLINA FLORES ESPÍN
C.C. 1600576399

DEDICATORIA

Este proyecto se lo dedico principalmente a Dios todopoderoso por permitirme estar aquí y por permitiré lograr cumplir este tan anhelado sueño.

A mis padres quienes me inculcaron valores que hoy en día han sido de vital trascendencia y quienes día a día me han alentado a seguir y no desfallecer.

A mis hermanas quienes nunca dudaron de mis capacidades y siempre estuvieron dispuestas a animarme día a día.

A toda mi familia, amigos y docentes quienes siempre estuvieron prestos a brindarme una mano de apoyo y no dudaron en darme ánimos.

AGRADECIMIENTO

Agradezco a mis padres Patricio y Adela por la dedicación, el sacrificio y el amor con el que me educaron para poder llegar a ser la persona que ahora soy, ya que nunca dudaron de mis capacidades y siempre estuvieron prestos para levantarme si en algún momento decaía.

De igual manera agradezco a mis hermanas que me ayudaron a no desfallecer y fueron un apoyo incondicional que me alentaron para a poder concluir mi carrera.

A mis docentes y amigos quienes siempre estuvieron prestos a brindarme una mano de apoyo y no dudaron en darme ánimos.

INDICE GENERAL

PORTADA

CERTIFICACIÓN.....	ii
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD	iii
AUTORIZACIÓN.....	iv
DEDICATORIA	v
AGRADECIMIENTO	vi
INDICE GENERAL	vii
ÍNDICE DE FIGURAS.....	xii
ÍNDICE DE TABLAS.....	xv
RESUMEN.....	xvi
ABSTRACT	xvii

CAPÍTULO I

PLANTEAMIENTO DE PROBLEMA	1
1.1 Antecedentes.....	1
1.2 Planteamiento del Problema	3
1.3 Justificación	4
1.4 Objetivos.....	4

1.4.1	Objetivo General.....	4
1.4.2	Objetivos específicos.....	5
1.5	Alcance.....	5

CAPÍTULO II

	MARCO TEÓRICO.....	6
2.1	Antecedentes.....	6
2.2	Características Generales De La Aeronave FAIRCHILD FH-27J.....	7
2.3	Sistema eléctrico de aeronave.....	8
2.3	Requerimientos Del Sistema Eléctrico.....	9
2.4	Revisión De Términos.....	10
2.5	Componentes del sistema eléctrico.....	11
2.5.1	Fuente de energía DC.....	12
2.5.2	Carga Eléctrica.....	12
2.5.3	Circuito Eléctrico Básico.....	13
2.5.4	Dispositivos de control de circuito.....	14
2.5.5	Switches.....	14
2.5.6	Diodos semiconductores.....	16
2.5.7	Relé y Solenoides.....	17
2.6	Circuitos de Energía Eléctrica de Aeronaves.....	18

2.6.1	Circuitos de batería.....	19
2.6.2	Dispositivos de Protección de Circuitos	20
2.6.3	Protección de Corriente Inducida.....	21
2.7	Circuito de Alimentación en Tierra.	22
2.8	Sistemas Generadores de Energía.	24
2.8.1	Circuito del Alternador DC.	25
2.9	Sistema Eléctrico Fairchild FH-27J	26
2.9.1	Fuente de Energía Eléctrica DC.....	28
2.9.2	Fuente de Energía Eléctrica AC.....	28
2.10	Descripción y operación del External Power System	29
2.10.1	Descripción.....	29
2.10.2	Componentes.	29

CAPÍTULO III

	DESARROLLO DEL TEMA	32
3.1	Preliminares.....	33
3.2	Estudio de factibilidad.....	33
3.2.1	Factor técnico.	33
3.2.2	Factor económico	34
3.2.3	Factor legal.....	35

3.2.4	Recopilación Técnica.....	35
3.3	Equipo de Protección Personal (E.P.P.)	36
3.3.1	Requisitos que debe cumplir de un E.P.P.	36
3.3.2	Protección de la cabeza.....	37
3.3.3	Protección de Ojos.	37
3.3.4	Protección a la cara.	38
3.3.5	Protección de los Oídos.....	39
3.3.6	Protección Respiratoria.....	39
3.3.7	Protección de Manos	40
3.3.8	Protección de Pies y Piernas.	40
3.3.9	Ropa de Trabajo.	41
3.4	Introducción.	41
3.4.1	Planta externa	42
3.4.2	Estado de la aeronave	43
3.5	Pruebas iniciales.....	44
3.3	Equipos Herramientas y materiales	46
3.6	Habilitación External Power System	47
3.6.1	Resultados de las pruebas operacionales	55

CAPÍTULO IV

4.1	Conclusiones.....	59
4.2	Recomendaciones.....	60
	BIBLIOGRAFÍA.....	61
	ANEXOS	63

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 Aeronave Fairchild FH-27J	8
Figura 2 Diodo	11
Figura 3 Simbología de Batería	12
Figura 4 Carga Eléctrica	13
Figura 5 Circuito Eléctrico.....	14
Figura 6 Switches	15
Figura 7 Esquema de Bombilla	15
Figura 8 Esquema de Bombilla 2	16
Figura 9 Válvula Check de Electrones	17
Figura 10 Relé con Núcleo Fijo.....	18
Figura 11 Ground.....	19
Figura 12 Contactor de Batería.....	20
Figura 13 Circuito De Energía En Tierra.	24
Figura 14 Circuito Interno de un Alternador DC	25
Figura 15 Sistema del Alternador DC.....	26
Figura 16 Receptáculo DC.....	30
Figura 17 Relé	30
Figura 18 Casco Prymex	37
Figura 19 Gafas contra impactos.	38
Figura 20 Protector de cara	38
Figura 21 Orejera de Diadema.....	39
Figura 22 Mascarilla con respirador.	39

Figura 23 Guantes Hyflex	40
Figura 24 Calzado punta de acero	40
Figura 25 Sistema Eléctrico FAICHILD FH-27J	41
Figura 26 GPU.....	43
Figura 27 Compartimento	44
Figura 28 Compartimento eléctrico.	47
Figura 29 External Power Receptacle vista interna.....	48
Figura 30 Relé	49
Figura 31 Colocación de Diodo.....	49
Figura 32 Cable conectado a relé.	50
Figura 33 Conexión de cable a terminal A2	51
Figura 34 Conector	52
Figura 35 Panel eléctrico	52
Figura 36 External Power Switch	55
Figura 37 Receptáculo.....	56
Figura 38 Planta Externa	56
Figura 39 Medición del voltaje	57
Figura 40 Voltaje cero.....	57

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1	Gastos Primarios	34
Tabla 2	Gastos Secundarios.....	34
Tabla 3	Gasto Total	35
Tabla 4	Continuidad.....	45
Tabla 5	Datos Técnicos AWG.....	51
Tabla 6	Resultados.....	53

RESUMEN

En el presente proyecto se permite conocer de una forma general la aeronave FAIRCHILD FH-27J y el funcionamiento del External Power System, a su vez cita procedimientos y parámetros a ser cumplidos gracias a la información obtenida en el manual de mantenimiento y el manual eléctrico de la aeronave. La rehabilitación del sistema se ha llevado a cabo para cubrir la necesidad de tener un avión escuela funcional y seguro para los diferentes estudiantes de las carreras aeronáuticas, mejorando así su calidad de aprendizaje rehabilitando el External Power System para brindar un dispositivo de control desde cabina que pueda ser utilizado por los docentes y alumnos de la Unidad de Gestión de Tecnologías, en diferentes tareas de mantenimiento, en las cuales sea necesario suministrar corriente eléctrica mediante la GPU (Ground Power Unit), para que puedan ser realizados trabajos de mantenimiento con seguridad y siguiendo los procedimientos establecidos en los manuales de la Aeronave. El GPU es responsable de las maniobras de naturaleza eléctrica que se llevan a cabo en los aeródromos siendo capaz de arrancar turbinas y de poner en marcha cuadros de mando eléctricos en aeronaves, pero para poder controlar la energía proveniente del GPU es necesario un dispositivo que sea accionado desde cabina como lo es el External Power switch para evitar que la energía se disperse por los diferentes sistemas funcionales sin control.

PALABRAS CLAVES:

- **REHABILITACION**
- **EXTRNAL POWER SYSTEM**
- **FAIRCHILD FH-27J**
- **GROUND POWER SYSTEM**

ABSTRACT

In this project is possible to know the FAIRCHILD FH-27J aircraft and the operation of the External Power System in a general way, at the same time it mentions procedures and parameters to be fulfilled thanks to the information obtained in the maintenance manual and the electric manual of the aircraft. The rehabilitation of the system has been carried out to cover the need to have a functional and safe school aircraft for the different students of the aeronautical careers, as a result it is improving their learning quality y rehabilitating the External Power System to provide a control device from a cabin that can be used by teachers and students of the Unidad de Gestión de Tecnologías , in different maintenance tasks, in which it is necessary to give electricity supply through the GPU (Ground Power Unit), in order to perform maintenance work safely and following the procedures established in the Aircraft manuals. The GPU is responsible for the maneuvers of electric nature that are carried out at aerodromes being able to start turbines and to ignite electric control panels in aircraft, but to be able to control the energy coming from the GPU it is necessary a device that is powered from the booth as is the External Power switch to prevent the energy being dispersed through the different functional systems without control.

KEYWORDS:

- REHABILITATION
- EXTERNAL POWER SYSTEM
- FAIRCHILD FH 27J
- GROUND POWER SYSTEM

Lic. Yolanda Santos E.

DOCENTE UGT

CAPÍTULO I

PLANTEAMIENTO DE PROBLEMA

1.1 Antecedentes

Como es citado en la página de información de la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE “Con fecha 13 de enero de 2014, el Honorable Consejo Universitario Provisional de la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE, aprueba la creación de la Unidad de Gestión de Tecnologías – **UGT**, consolidando así la integración del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico – ITSA a la Universidad.

En la provincia de Cotopaxi en la ciudad de Latacunga se encuentra ubicada la Unidad de Gestión de Tecnologías (UGT) de la Universidad de las Fuerzas Armadas “ESPE” que posee una amplia gama de carreras técnicas, tales como: Electrónica mención Instrumentación y Aviónica, Ciencias de la Seguridad Mención Aérea y Terrestre, Logística y Transporte, Electromecánica, Computación, Mecánica Automotriz, Mecánica Aeronáutica Mención Aviones y Motores, en las cuales los estudiantes son capacitados de tal manera que puedan desempeñarse de forma competente en su ámbito laboral.

El principal objetivo de la UGT es preparar a los estudiantes para que sean capaces de enfrentar las diferentes situaciones a las que podrían enfrentarse en su vida profesional y para esto es factible que se cuente con una infraestructura adecuada para el desenvolvimiento en el campo académico de sus estudiantes; poniendo énfasis en la carrera de Mecánica Aeronáutica Mención Aviones y Motores de acuerdo con la RDAC 147 “Centros de Instrucción de Aeronáutica

Civil para formación de mecánicos de mantenimiento de aeronaves” se debe contar con distintos laboratorios, talleres como el bloque 42 y el avión escuela Fairchild FH-27J donado por las Fuerzas Armadas Ecuatorianas en el año 2011 el cual, de acuerdo a la, que deben encontrarse operando satisfactoriamente.

La aeronave que funciona como escuela en primera instancia se hallaba totalmente inhabilitada; debido a la urgencia de utilizar la aeronave como herramienta de estudio, se ha creado la necesidad de habilitar paulatinamente los diferentes sistemas y equipos de la aeronave es por esta razón que egresados de la carrera han desarrollado diversos trabajos de titulación que proponen rehabilitar los diferentes sistemas como es el caso de la “Activación del panel de control, simulación de secuencia de encendido del APU del avión escuela Fairchild FH-27J” (Navas, 2016) la cual fue factible gracias a que se disponían de los manuales del equipo y con la experiencia adquirida en el período de formación llevo a buen término su trabajo de titulación, dejando un sistema habilitado funcional que servirá de guía a los futuros tecnólogos.

Los trabajos que se desarrollaron en el avión escuela en ocasiones cuentan con todos los medios físicos para poder ser desarrollados pues la institución posee una sección de abastecimientos en la cual se puede encontrar una variedad de elementos ,para los diversos sistemas, que se encuentran en óptimas condiciones; ya que estos fueron traspasados de Petroamazonas a la Unidad de Gestión de Tecnologías en las mismas condiciones que se encontraban en su bodega, tal fue el caso de las “Ejecución de las tareas de Overhaul del cubo de hélice Dowty Rotol del avión Fairchild FH-27J” (Martinez, 2016).

1.2 Planteamiento del Problema

En el avión escuela Fairchild se han logrado habilitar varios sistemas que funcionan con corriente directa que, al energizar el avión por planta externa, podrían ocasionar movimientos involuntarios, provocando daños materiales o físicos debido a inexistencia del elemento de control de suministro eléctrico (switch). Tomando en cuenta que este paso es uno de los primeros que se debe seguir en una lista de chequeo para energizar la aeronave, es necesario que este sistema se encuentre en óptimo funcionamiento para que la instrucción que reciban los estudiantes sea segura y que recree el diario vivir del técnico en línea de vuelo.

La inhabilitación del External Power System podría generar diversos incidentes que podrían convertirse en accidentes al no cumplir los procedimientos adecuados al momento de conectar la planta externa, debido a que el sistema no cuenta con los medios físicos para realizar el trabajo, dado que sus partes han sido escindidas al momento de su traslado a la unidad, desconociendo el estado de los componentes involucrados en la operación del sistema y su arnés eléctrico; por tal motivo se dificulta la enseñanza a los estudiantes de la Unidad de Gestión de Tecnologías debido a que no consiguen relacionar la parte teórica impartida en clases con la parte práctica, que debe realizarse en el avión escuela.

Si el sistema permanece inoperativo el alumno que recibe instrucción no podrá visualizar la magnitud e importancia que involucra la activación de este switch generando una complacencia al momento de desarrollar prácticas en otras aeronaves puesto que este sistema si estará habilitado en ellas y marcará una diferencia al momento de realizar la lista de chequeos en su vida profesional

1.3 Justificación

Rehabilitar el External Power System es fundamental para la correcta operación de la aeronave FAIRCHILD FH-27J pues constituye un sistema de seguridad para poder ejecutar los procedimientos que el manual del fabricante describe al momento de desarrollar tareas de mantenimiento del equipo en las cuales es necesaria la utilización del External Power Unit.

Dada la necesidad de mejorar la formación y preparación académica de nuevos tecnólogos de la Unidad de Gestión de Tecnologías UGT se lleva a cabo este proyecto; la habilitación de este sistema ayudará en gran medida a la adquisición de conocimientos por parte de los estudiantes, al relacionar la teoría con la práctica y de esta forma facilitará la labor de los docentes, al tener un medio más real y exacto al momento de impartir las clases.

Con este proyecto se pretende habilitar el External Power System y con esto mejorar el desarrollo de las habilidades en futuros técnicos de mantenimiento aeronáutico graduados de la institución pues contarán con un material de instrucción que se apegue a la realidad descrita por el fabricante y que les permita familiarizarse con los procedimientos que se desarrollan durante el mantenimiento de una aeronave grande, generando una mejor aceptación en el mercado laboral al contar con destrezas desarrolladas en múltiples equipos que les permitan acoplarse a su ambiente de trabajo de una forma eficaz.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo General

Rehabilitar el External Power System del Avión escuela FAIRCHILD FH-27J mediante los Manuales Técnicos de la aeronave, perteneciente a la Unidad de

Gestión de Tecnologías.

1.4.2 Objetivos específicos

- Recopilar la información técnica referente al External Power System, descrita en el manual de mantenimiento y el diagrama eléctrico de la aeronave, que permita desarrollar el proyecto para poder dar mantenimiento para su posterior habitación.
- Rehabilitar el External Power System mediante procedimientos descritos en los Manuales Técnicos de la aeronave.
- Realizar las pruebas operacionales del External Power System.

1.5 Alcance

El presente trabajo tecnológico tiene el fin de rehabilitar el External Power System del avión escuela FAIRCHILD FH-27J perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías, ejecutando un diagnóstico de los elementos que corresponden al control de la energía eléctrica proveniente de la planta externa de la aeronave desde cabina, desarrollar las tareas de mantenimiento de estos sistemas verificando su operación.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 Antecedentes

Virtual Aircraft Museum manifiesta lo siguiente: En abril de 1956 Fokker en los Países Bajos se concluyó un acuerdo con Fairchild para la fabricación de la versión F27 entonces en curso en desarrollo en Holanda. Así, Fairchild se hizo responsable de la producción y comercialización en Norteamérica de la serie F27 de aviones que correspondía a algunos de los construidos por la compañía holandesa. Sin embargo, cuando Fokker desarrolló una versión 'estirada' conocida como F27 Mk 500, Fairchild decidió diseñar su propia versión con un fuselaje alargado y esto fue identificado como el Fairchild Hiller FH-27J.

El FH-27J difería del estándar F27 por tener un "estiramiento" del fuselaje de 1.83m para proporcionar un alojamiento para un máximo de 52 pasajeros, con mayor equipaje y espacio de carga, y por la instalación de 1678kW Rolls-Royce Dart RDa.7 Mk 532-7 turbopropulsores. El primero de dos prototipos FH-27J hizo su vuelo inicial el 27 de enero de 1966. La producción de FH-27J y sus variantes había llegado a 79 cuando la producción terminó. Cerca de 30 FH-27J de diferentes marcas permanecieron en el servicio aéreo en 1991.

El objetivo básico de la Fairchild Hiller era lograr un avión que fuera económicamente rentable, fiable y de fácil operación para las aerolíneas regionales. Los estudios de mercado le dieron la razón y pronto el libro de pedidos registraba 46 por el nuevo avión.

El primer aparato realizó su vuelo inaugural el 27 de enero de 1966, recibió la certificación de la FAA en junio del mismo año y a principios de julio se entrega el primer ejemplar a la Mohawk Airlines. Esta compañía había seguido con mucho detalle todo el desarrollo y producción de sus aviones, teniendo permanentemente un representante técnico en la fábrica de Hagerstown. Piedmont Airlines recibió su primer avión el 15 de marzo de 1967.

2.2 Características Generales De La Aeronave FAIRCHILD FH-27J

- **Tripulación:** 3 (piloto, copiloto y sobrecargo)
- **Capacidad:** 48 a 52 pasajeros.
- **Longitud:** 25,5 m (83,7 ft)
- **Envergadura:** 29 m (95,1 ft)
- **Altura:** 8,4 m (27,6 ft)
- **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).
- **Peso Máximo al aterrizar:** 20.410 kg
- **Planta motriz:** 2x turbo hélice Rolls-Royce Dart 532-7L.
- **Potencia:** 1 692 kW (2 268 HP; 2 300 CV) cada uno.
- **Hélices:** Cuadripala Rotol. Régimen máximo: 16.500 rpm
- **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)
- **Velocidad nunca excedida (V_{ne}):** 478 km/h (297 MPH; 258 kt)
- **Velocidad máxima operativa (V_{no}):** 420 km/h (261 MPH; 227 kt)
- **Velocidad crucero (V_c):** 407 km/h (253 MPH; 220 kt)
- **Velocidad de entrada en pérdida (V_s):** 157 km/h (98 MPH; 85 kt)
- **Velocidad mínima controlable (V_{mc}):** 166 km/h (103 MPH; 90 kt)

- **Alcance:** 2 661 km (1 437 nmi; 1 653 mi)
- **Techo de vuelo:** 8 535 m (28 002 ft)

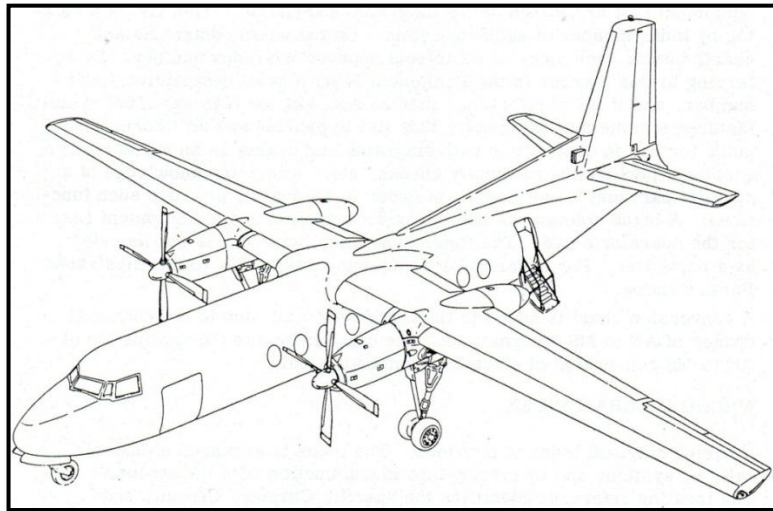


Figura 1 Aeronave Fairchild FH-27J

Fuente: (Fairchild, 1968)

2.3 Sistema eléctrico de aeronave

Según Aviation Maintenance Technician Book Series 3ra. Ed. (2007) establece que: "Un técnico en mantenimiento de aeronaves debe tener un fundamento sólido en base a principios eléctricos y buenos conocimientos de trabajo de forma que esos principios sean aplicables para complementar sistemas complejos". El sistema eléctrico proporciona la energía necesaria para la retracción de trenes de aterrizaje, el arranque de motores y sirve como mente para controles de vuelo eléctrico y monitoreo de sistemas.

Una de las reglas fundamentales del mantenimiento de las aeronaves es que se use la última información aprobada, tal como el suministrado por el fabricante de la aeronave al dar servicio a cualquier parte de una aeronave. Esto es particularmente cierto en los sistemas eléctricos, ya que estos sistemas

y sus componentes son demasiado caros para arriesgarse a dañarse como resultado de un procedimiento de mantenimiento inadecuado. Existen límites, así como que es lo que un mecánico aeronáutico o técnico puede hacer en la reparación de ciertos componentes eléctricos electrónicos algunos de estos pueden ser reparados solo por el fabricante o por una estación de reparación específica autorizada para este trabajo. (p. 495)

2.3 Requerimientos Del Sistema Eléctrico.

El título 14 del código de regulaciones generales, parte 23 (Airworthiness Estándar: Normal, Utility, Acrobatic, And Commuter Category Airplane). Enlista los requerimientos para el sistema eléctrico en aeronaves civiles. Los requerimientos básicos para estos sistemas incluyen los siguientes:

- Cada sistema eléctrico debe ser capaz de proporcionar la energía requerida al voltaje adecuado para cada circuito de carga esencial para una operación segura.
- Cada sistema eléctrico debe ser libre de riesgo en sí mismo, en su método de operación, y en sus efectos en otras partes del avión. Este debe ser protegido de daño y ser diseñado de tal forma que produzca la mínima posibilidad de un choque eléctrico a los miembros de la tripulación, pasajeros, o personal en tierra.
- Las fuentes de energía eléctrica deben funcionar adecuadamente cuando es conectada en combinación o independiente, y ningún fallo o malfuncionamiento de cualquier fuente de energía eléctrica pueda perjudicar la capacidad de la fuente restante para suministrar circuitos de carga esenciales para una operación segura.
- Cada sistema debe ser diseñado de manera que cada circuito de carga esencial pueda ser suministrado en el caso de una razonable posible falla o circuitos abiertos.

- Debe existir al menos un generador/alternador si el sistema eléctrico suministra energía a los circuitos de carga esencial para una operación segura. Debe también tener una forma segura de dar una alarma inmediata a la tripulación de vuelo de un fallo del generador/alternador.
- Debe existir un MASTER SWITCH instalado en el sistema eléctrico que permita a la fuente de energía eléctrica ser desconectada de la barra de suministro principal de energía. El punto de desconexión debe ser adyacente a la fuente controlada por el SWITCH. (p. 496)

2.4 Revisión De Términos.

- **BUS:** Un punto en un sistema eléctrico del avión suministrado con energía desde la batería o el generador/alternador y desde el cual varios circuitos obtienen su energía.
- **CONDUCTOR:** Material que permite a los electrones moverse libremente de un átomo a otro dentro del material
- **CORRIENTE:** El presunto flujo de electricidad que es considerado para moverse a través de un circuito eléctrico del lado positivo de la batería a su lado negativo. Este es opuesto al flujo o movimiento de electrones. La corriente sigue las flechas en el diodo y los símbolos de transistor. Cuando la corriente fluye a través de un conductor, tres cosas suceden:
 - Calor es generado en el conductor.
 - Un campo magnético rodea el conductor.
 - El voltaje es dejado caer a un lado del conductor.
- **DIODO:** dispositivo en estado sólido que actúan una válvula de control de electrones. Los electrones pueden fluir a través del diodo en una dirección, pero no pueden fluir a través del mismo en el sentido contrario.

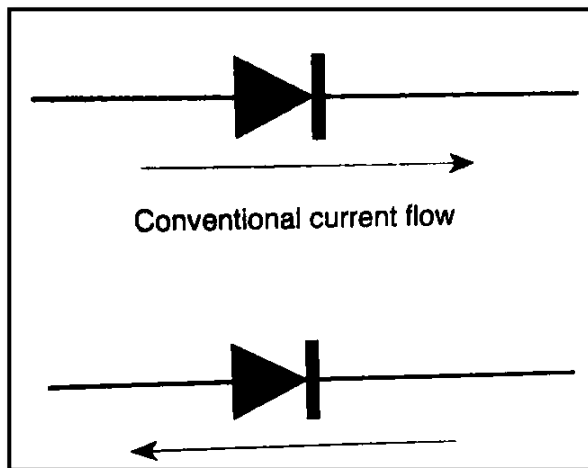


Figura 2 Diodo

Fuente: (Crane, 2007)

- **ELECTRONES:** Cargas eléctricas invisibles negativas que actualmente se mueven en un circuito eléctrico.
- **RESISTENCIA:** Opuesto al flujo de corriente. La unidad de resistencia es el Ohmio, y su símbolo es R.
- **VOLTAJE:** Presión eléctrica. La unidad de voltaje es el voltio y su símbolo es V o E.
- **CAIDA DE VOLTAJE:** Disminución en la presión eléctrica que ocurre cuando la corriente fluye a través de una resistencia.

2.5 Componentes del sistema eléctrico.

La herramienta más importante para entender el sistema eléctrico del avión es el diagrama esquemático. Este mapa del camino del sistema eléctrico usa símbolos estandarizados para representar varios componentes. Sin embargo su

ubicación en el diagrama esquemático no dice nada acerca de su localización en el avión.

2.5.1 Fuente de energía DC

En la figura.3 se representa el símbolo para la batería. La corriente convencional deja el terminal positivo y fluye a través del circuito al terminal negativo. La línea larga es siempre el terminal positivo de la batería.

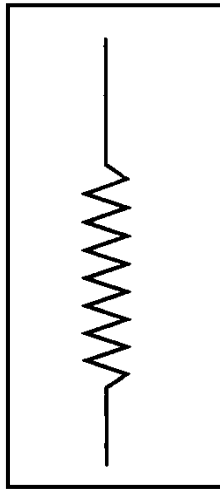


Figura 3 Simbología de Batería

Fuente: (Crane, 2007)

2.5.2 Carga Eléctrica.

En la figura.4 se representa el símbolo de un resistor, o de una carga eléctrica. Este puede ser un componente actual o puede ser parte de otro dispositivo. El filamento en una bombilla y el calentador en un soldador ambos son resistencias.

Cuando la corriente fluye a través de un circuito, tres cosas suceden:

- El campo magnético envuelve el conductor que lleva la corriente.

- Algo de energía usada para empujar la corriente a través de la carga se transforma en calor, luz, y/o energía mecánica.
- Algo del voltaje se deja caer a través de la carga.

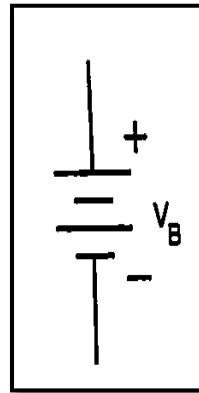


Figura 4 Carga Eléctrica

Fuente: (Crane, 2007)

2.5.3 Circuito Eléctrico Básico.

En la figura.5 se muestra un circuito eléctrico completo. La batería (V_B) suministra una presión eléctrica (voltaje) que fuerza la corriente a través del resistor(R). Las flechas en el diagrama muestran la dirección de la corriente convencional. La corriente proporcionada por la batería sigue las flechas. El resistor obtiene calor, y todo el voltaje, o la presión eléctrica, desde la batería es consumida a través del resistor. Todos los circuitos eléctricos deben tener tres cosas:

- Una fuente de energía eléctrica (batería).
- Una carga que transforme la energía eléctrica en energía mecánica, calor y/o luz. (resistencia).
- Conductores o cables, que unan la fuente y la carga.

Además de estos componentes, Switches y fusibles pueden ser adicionados para el control de la corriente y la protección del circuito.

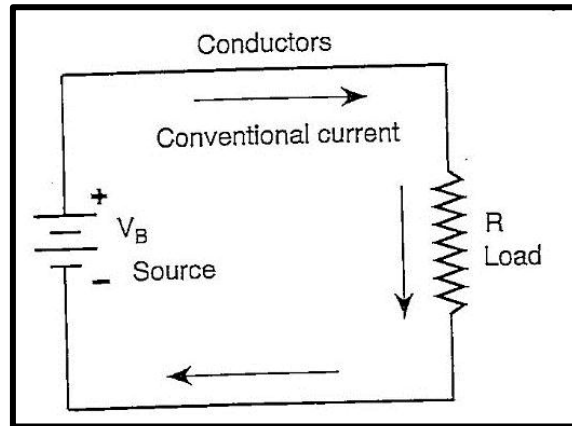


Figura 5 Circuito Eléctrico

Fuente:(Crane, 2007)

2.5.4 Dispositivos de control de circuito.

Los dispositivos de control de circuitos son todos aquellos componentes los cuales inician o detienen el flujo de corriente, lo direccionan a varias partes del circuito, incrementan o disminuyen la cantidad de este flujo. Estos componentes pueden ser mecánicos o dispositivos semiconductores

2.5.5 Switches

En la figura.6 se muestra el símbolo para uno de los más comunes Switches usados en los sistemas eléctricos de aeronaves. Cuando un Switch está abierto, la corriente no puede fluir en el circuito, pero cuando este está cerrado, la corriente puede fluir.

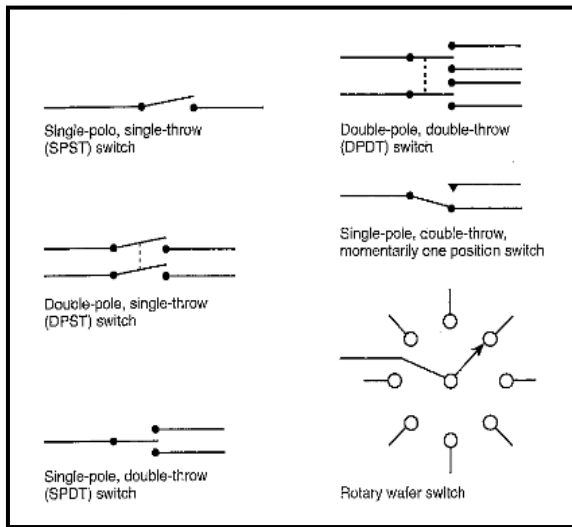


Figura 6 Switches

Fuente:(Crane, 2007)

En las figuras.7 y 8, muestra el símbolo para una bombilla que ha reemplazado a la resistencia como carga eléctrica. Rayos provenientes de la bombilla muestran que la corriente está fluyendo. Cuando no hay rayos, la corriente no está fluyendo.

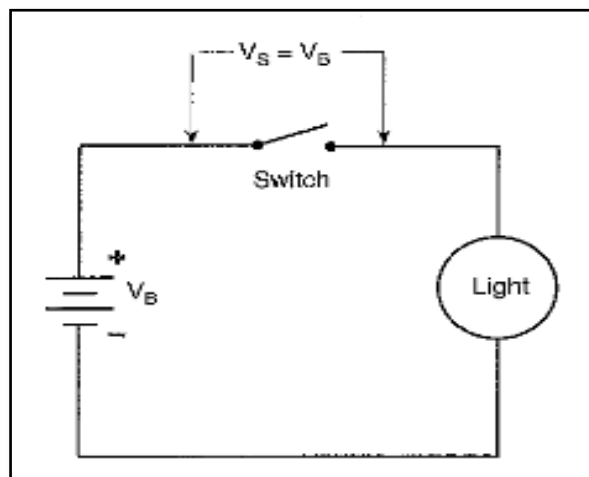


Figura 7 Esquema de Bombilla

Fuente:(Crane, 2007)

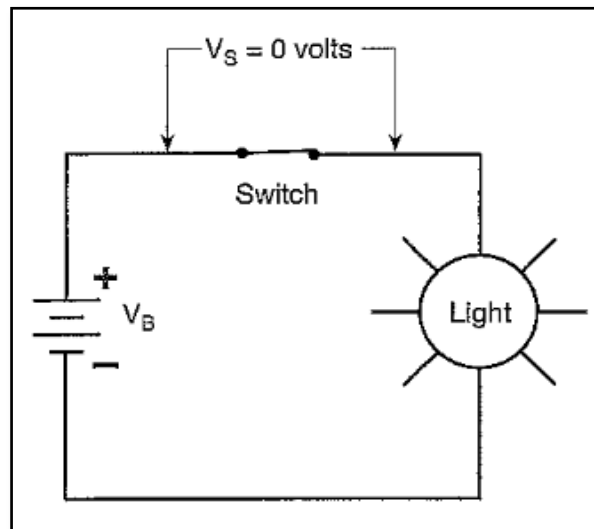


Figura 8 Esquema de Bombilla 2

Fuente (Crane, 2007)

2.5.6 Diodos semiconductores.

Un Diodo semiconductor (figura.9) es una válvula de flujo de electrones que permite que el flujo de electrones pase a través de este en una dirección, pero bloquea el flujo en dirección opuesta. La corriente convencional sigue a dirección de las flechas del Diodo en el símbolo.

Cuando un diodo es instalado en un circuito de tal forma que su ánodo es más positivo que su cátodo, este está polarizado y la corriente puede fluir a través de él. Un diodo causa una caída de voltaje a través de este como lo haría un flujo de corriente a través del mismo, pero diferente a como lo haría con un resistencia, esta caída de voltaje no cambia con el aumento de corriente. Un Diodo de silicón tiene relativamente una caída de voltaje de aproximadamente 0,7 voltios cuando la corriente fluye a través del mismo. La caída de voltaje a través de un Diodo de germanio es de alrededor de 0,3 volt.

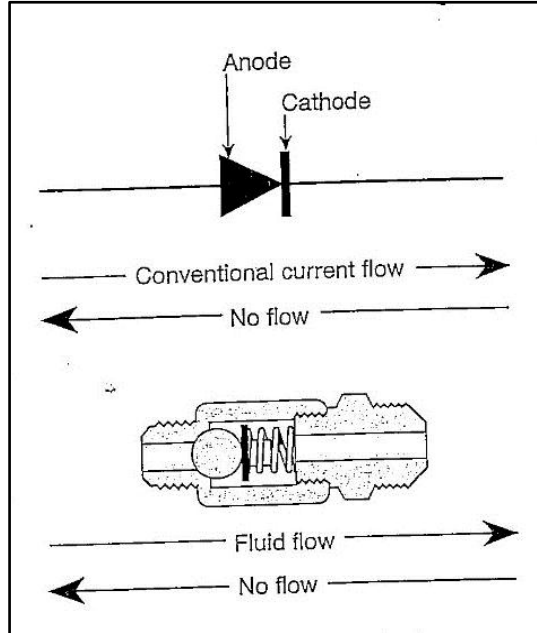


Figura 9 Válvula Check de Electrones

Fuente: (Crane, 2007)

2.5.7 Relé y Solenoides.

Un Relé es un Switches operado magnéticamente que es capaz de llevar una larga cantidad de corriente a través de sus contactos. Esto sucede solo cuando una pequeña cantidad de corriente fluye a través de la bobina para producir el empuje magnético necesario para cerrar los contactos.

Sea cualquier tiempo de flujo de corriente en un cable, un campo magnético envuelve el cable. Si el cable está formado dentro de una bobina rodeado de muchas vueltas de un núcleo de hierro blando, el campo magnético es suficientemente concentrado que solo una pequeña cantidad de corriente produce el empuje suficientemente fuerte para cerrar los contactos del Relé. Tan pronto como la corriente para de fluir a través de la bobina, el muelle encaja en el contacto abierto (ver figura.10).

Un solenoide es similar a un relé, excepto que su núcleo es movable. Los

Switches del solenoide también llamados contactores, son usados en circuitos que llevan grandes cantidades de corriente. El contactor de la batería principal y el arranque del solenoide ambos son Switches del solenoide. Un cable pesado lleva la corriente desde la batería a través del arranque de los contactores del solenoide para arrancar el motor, pero solo un cable pequeño es necesitado entre la bobina del solenoide y el Switch de arranque en la cabina para causar que los contactores del solenoide se cierren.

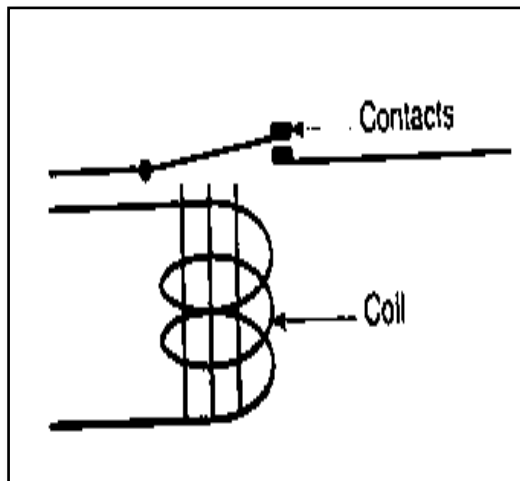


Figura 10 Relé con Núcleo Fijo

Fuente: (Crane, 2007)

2.6 Circuitos de Energía Eléctrica de Aeronaves

Los sistemas eléctricos de aeronaves están divididos en dos clasificaciones principales de circuitos: circuitos de energía y circuitos de carga. Los circuitos de energía consisten en circuitos de batería, circuitos de energía en tierra, circuitos generadores y alternadores, y circuitos de distribución hasta los buses de energía

2.6.1 Circuitos de batería

Todos los circuitos eléctricos del avión deben tener un camino completo desde un lado de la batería a través de la carga al otro lado de la batería. Las aeronaves usan un sistema eléctrico de un solo cable. En este tipo de sistemas un lado de la batería, casi siempre el lado negativo, es conectado a la estructura del avión con un cable pesado. Todos los componentes están conectados al lado positivo de la batería a través de los circuit breakers y Switches apropiados, y el circuito es completado conectando el negativo del componente al metal de la estructura del avión.

En esquemas eléctricos, los símbolos que muestran muchas líneas paralelas formando una pirámide invertida como la figura.11 es usada para mostrar que este punto es conectado a la estructura del avión. Esta es llamada tierra (ground).

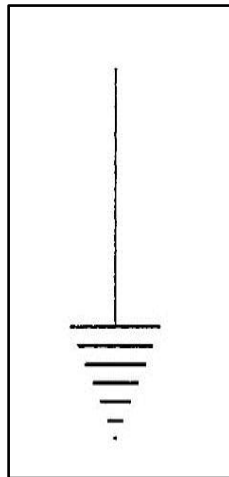


Figura 11 Ground

Fuente: (Crane, 2007)

En el circuito mostrado en la figura 12, el lado negativo de la batería está conectado a la tierra y el lado positivo está conectado a uno de los contactores

de la batería y el otro al terminal del contactor de la bobina. El otro terminal de la bobina se conecta a tierra a través del Master Switch.

Cuando el Master Switch está cerrado, la corriente fluye a través de la bobina y produce un empuje magnético que cierra los contactos. Con los contactos cerrados, la corriente fluye al bus de la batería, el punto en el avión desde el cual todos los otros circuitos obtienen su energía. Los circuitos están todos conectados al bus a través de los Circuit Breakers.

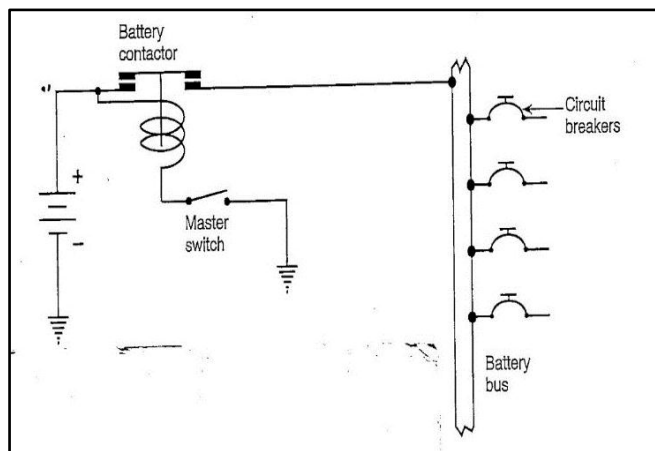


Figura 12 Contactor de Batería

Fuente: (Crane, 2007)

2.6.2 Dispositivos de Protección de Circuitos

La función principal de un dispositivo de protección de circuitos es proteger el cable en el circuito. Este debe abrir el circuito lo suficientemente antes de que la corriente fluya para causar el aislamiento en el cable del humo. En el momento que fluya demasiada corriente, estos dispositivos abren el circuito y paran la corriente.

Algunos Circuit Breakers tienen una palanca operacional o botón que le permite ser usada como un Switch para abrir o cerrar un circuito manualmente.

Otras Circuit Breakers tienen solo un botón, los cuales saltan cuando el circuito está sobrecargado pero puede ser restaurado al circuito. Estos Circuit Breakers push-to-reset no pueden ser usados manualmente para abrir circuitos. Todos los Circuit Breakers tienen algunas formas para mostrar cuando ellos han abierto un circuito.

Los Circuits Breakers aprobados para el uso en circuitos eléctricos de aviación no deben ser de tipo desenganche libre y requieren un manual operacional para restaurar el servicio antes del desenganche. Todos los fusibles y Circuits Breakers que protegen los circuitos que son esenciales para el vuelo deben estar localizados e identificados de tal manera que sean reemplazables o reiniciables en vuelo.

Algunos circuitos están protegidos por fusibles en lugar de circuit breakers. Un fusible es simplemente una tira de cable con punto de derretimiento bajo encerrado en un tubo de vidrio pequeño con un terminal de metal en cada terminal. Cuando demasiada corriente fluye a través del fusible el calor causado por la corriente derrite el cable del fusible y abre el circuito. Un nuevo fusible debe ser instalado después para que la corriente pueda fluir de nuevo. Además debe haber un fusible de repuesto de cada clasificación de fusibles de repuesto del 50% de cada clasificación.

2.6.3 Protección de Corriente Inducida

Fusibles y Circuit Breakers son instalados en un circuito para proteger el cableado; muchos componentes eléctricos tienen fusibles incorporados en ellos para protegerlos de una cantidad excesiva de corriente.

Factores importantes acerca del campo magnético que envuelve el cable cuando la corriente fluye a través del mismo.

- En el momento en que la corriente fluye a través del conductor, este causa que el campo magnético rodee el conductor. Cuanta más corriente hay, más fuerte es el campo magnético.
- En el momento en que un conductor cruza por un cambio en el campo magnético, o es movido a través de un campo magnético estacionario, un voltaje es inducido y esto causa que la corriente fluya a través del mismo. Esto es llamado corriente inducida.
- Cuando la corriente fluyendo en un conductor cambia, el campo magnético que envuelve al conductor también cambia.
- La cantidad de corriente inducida es determinada por el porcentaje al cual el campo magnético corta a través del conductor. Mientras más rápido cambia la corriente, más grande es la corriente inducida.
- La corriente inducida siempre fluye en la dirección opuesta al flujo de corriente que produce el campo magnético.

2.7 Circuito de Alimentación en Tierra.

La batería instalada en la aeronave debe ser ligera, y por lo tanto tiene una capacidad bastante limitada. Debido a esto, es a menudo necesario conectar la batería a una Unidad de Energía en Tierra, o GPU, para proporcionar energía eléctrica para el arranque de los motores y para operar algunos de los sistemas mientras el motor no está encendido.

Es extremadamente importante que la polaridad del GPU sea la misma que la batería en el avión, una polaridad inversa puede dañar muchos de los equipamientos electrónicos sensibles. El circuito de energía en tierra mostrado en la Figura.13 está diseñada de tal manera que la energía no puede ser conectada a la aeronave si las polaridades de las dos fuentes no son las correctas.

El plug instalado en la aeronave tiene 3 pines, con los dos pines superiores más largos y anchos que el pin inferior. El pin negativo (el pin superior en el diagrama está conectado a la estructura del avión a través de un cable pesado). El pin del medio es el pin positivo, y este está conectado con el cable pesado al contactor del solenoide de energía en tierra. Un cable pequeño viene desde este pin al Diodo D₂, al resistor y a un fusible conectado en serie. Este cable después va a lado de la batería de e contactor de la batería, al mismo punto donde la bobina del contactor de la batería se conecta.

El GPU suministra energía a la bobina del contactor de la batería así que este puede ser cerrado incluso si la batería en el avión es demasiado baja para cerrarlo. El solenoide cerrado permite que el GPU cargue la batería. Es importante que la salida de voltaje del GPU sea regulada para que la batería no sea dañada debido a una sobrecarga de alto voltaje, el cual causara un excesivo porcentaje de carga.

La corriente fluye desde el pin positivo del plug de energía en tierra a la bobina de la batería a través del diodo D₂, pero este diodo mantiene la corriente desde la batería hasta el plug del GPU. El resistor limita la corriente que puede fluir en el circuito a un valor que es lo suficientemente alto para cerrar el contactor de la batería, pero no lo suficientemente alto como para sobrecargar la batería. Si hay un corto circuito en la batería, el fusible se fundirá y abrirá este circuito, previniendo que el Relé de la batería sea cerrado.

Los enchufes en el terminal del cable de energía en tierra hacen buen contacto con los dos pines principales en el plug de energía en tierra. La corriente que fluye del GPU a través del diodo D₁ energiza esta bobina. Si el GPU tiene la polaridad equivocada, el diodo D₁ puede bloquear la corriente así que el solenoide del GPU no se cerrara.

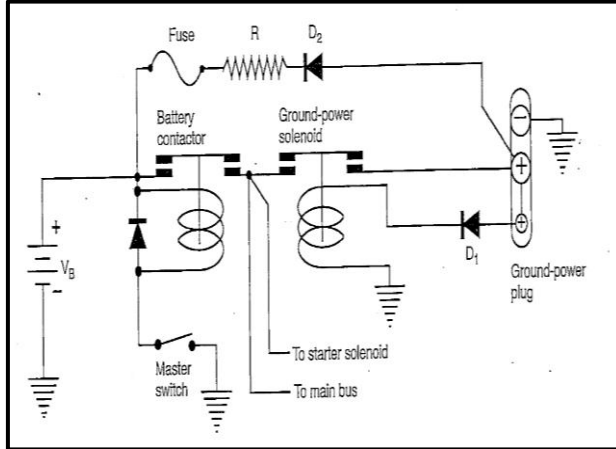


Figura 13 Circuito De Energía En Tierra.

Fuente: (Crane, 2007)

2.8 Sistemas Generadores de Energía.

La batería es instalada en una aeronave solo para suministrar energía eléctrica para arrancar el motor y proporcionar corriente para asistir al alternador (generador) cuando una carga pesada extra es colocada en el sistema eléctrico. Esto también suministra un campo de corriente para el alternador y ayudar a arrancar el alternador produciendo corriente.

Por muchos años, los generadores DC fueron el primer recurso de energía eléctrica para aeronaves así como para automóviles. Pero con la llegada del eficiente diodo de estado sólido, el alternador DC ha reemplazado al generador en casi todas las aeronaves de pequeño y mediano tamaño.

Los alternadores tienen dos ventajas principales sobre los generadores: ellos normalmente tienen más pares de polos de campos que los generadores, permitiéndoles producir su porcentaje de corriente a los más bajos RPM.

2.8.1 Circuito del Alternador DC.

Un alternador DC convierte algo de energía mecánica de los motores de la aeronave en energía eléctrica. Un campo rotatorio electromagnético con cuatro a ocho pares de polos es girado por el motor. El flujo magnético producido por este campo se rebaja a través de algunos devanados pesados, llamados bobinas estatoras o devanados estatores, los cuales se enrollan en ranuras en el alojamiento del alternador. Así como el campo magnético baja a través de estos devanados, esto produce corriente alterna trifásica en él. Esta corriente alterna es cambiada en corriente directa por seis diodos rectificadores de estado sólido montados dentro del alojamiento del alternador.

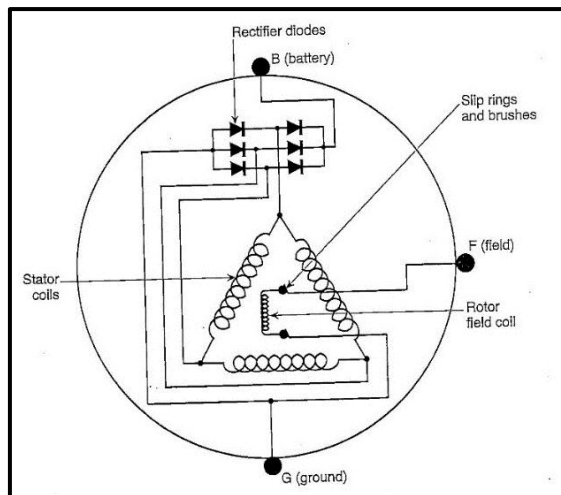


Figura 14 Circuito Interno de un Alternador DC

Fuente: (Crane, 2007)

La cantidad de voltaje producida por el alternador es controlada por un regulador de voltaje el mismo que actual como un resistor variable entre el bus de batería y la bobina en el rotor del alternador. La fuerza del campo magnético es controlada por la cantidad de corriente fluyendo a través del campo de bobina, y el regulador de voltaje varia esta corriente para mantener constante el voltaje de salida del alternador como la cantidad de corriente que este

produce cambios con la carga eléctrica. La figura 15 muestra cómo el alternador se vincula dentro del sistema eléctrico como el bus de batería principal.

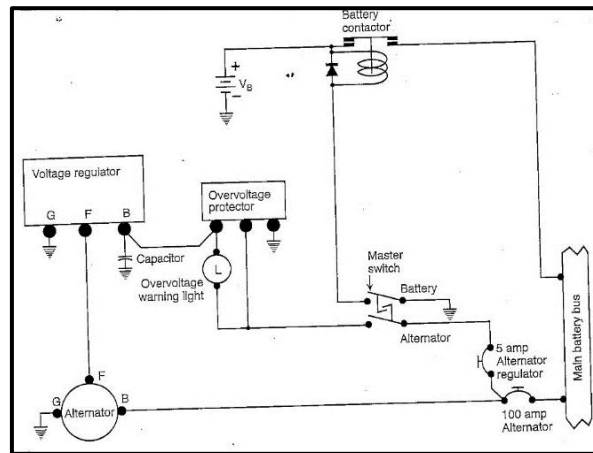


Figura 15 Sistema del Alternador DC

Fuente: (Crane, 2007)

2.9 Sistema Eléctrico Fairchild FH-27J

La energía eléctrica primaria para la aeronave es derivada de dos generadores DC controlados por motores y dos baterías de Níquel-Cadmio. Dos inversores, principal y auxiliar operados desde el sistema eléctrico DC, proporcionan 115 voltios, 400 ciclos, una sola fase de corriente alterna. Un generador de corriente alterna, trifásico es instalado en cada caja de accesorios de cada motor. El APU es utilizado para generar energía alterna trifásica para la operación del sistema de enfriamiento con freón o sistemas anti congelamiento. Adicionalmente el APU genera 28 voltios de corriente directa para el uso en tierra cuando un generador externo no está disponible, proporciona energía suplementaria durante las operaciones de arranque de motores, y puede ser utilizada como otra fuente de energía directa mientras esta en el aire.

Energía de corriente alterna de emergencia para los instrumentos de vuelo

de la aeronave es obtenida de dos alternadores trifásicos de 115 voltios los cuales también están instalados en las dos secciones de accesorios del motor. La energía es distribuida a través del avión por medio de un sistema de bus eléctrico.

El bus primario sirve a la mayoría de los componentes del avión y es normalmente conectada al bus de emergencia en vuelo al igual que el generador de corriente directa es conectado al bus de emergencia de vuelo. Durante una situación de emergencia causada por la falla de los generadores de corriente directa, la energía de la batería es suministrada por el bus de emergencia de vuelo solamente aquellos componentes necesarios para la seguridad del vuelo. El bus de radio de corriente alterna es normalmente conectado al sistema eléctrico de corriente alterna del avión pero puede ser aislado por el master switch de radio. El bus radio de corriente directa es normalmente conectado al bus primario pero puede ser aislado por un Relé controlado por el Master Switch de radio. En aeronaves del Noreste una porción del bus de radio puede ser acoplada al bus de emergencia de vuelo mediante el más Master Switch de radio.

En aviones LCD una porción del bus de radio puede ser conectada directamente a la batería número 1 por el Master Switch de radio. El bus del sistema de Freón proporciona energía de corriente directa al sistema de enfriamiento de Freón. Un receptáculo de energía externa directa y alterna, localizado en la parte inferior trasera del fuselaje, es provista para la operación en tierra de los sistemas de la aeronave cuando no se desea usar la energía de los generadores o el APU.

Ciertos componentes en la aeronave usan la energía eléctrica de fuentes independientes no conectadas con el sistema eléctrico principal de la aeronave. Los sistemas de tacómetro del APU y Motor, y sistema de temperatura de

gases de escape y sistema de sincronización del motor son sistemas eléctricos independientes equipados con fuentes de energía integrales y controles separados, y facilidades de distribución. El sistema de luces de emergencia usa energía del bus primario para cargar las unidades pero es independiente en el uso.

2.9.1 Fuente de Energía Eléctrica DC

- 28 VOLTIOS
 - 2 Baterías
 - 2 Generadores DC del motor
 - 1 Generador DC del APU
 - 1 Receptáculo de energía externa DC

2.9.2 Fuente de Energía Eléctrica AC

- UNA FASE, 115 VOLTIOS
 - 2 Inversores AC, de 28 voltios DC a 115 voltios AC (Principal y Auxiliar)
- UNA FASE, 26 VOLTIOS
 - 2 Transformadores de 115 voltios a 26 voltios (Principal y Auxiliar)
- TRIFASICO, 208 VOLTIOS FASE A FASE, 115 VOLTIO FASE A TIERRA
 - 2 Generadores AC del motor
 - 1 Generador AC del APU
 - 1 Receptáculo de energía externa AC
- TRIFASICO, 115 VOLTIOS
 - 2 Adaptadores de fase

- 2 Alternadores de instrumentos de emergencia
- TRIFASICO, 26 VOLTIOS
 - 2 Transformadores adaptadores de base (Piloto Copiloto)

2.10 Descripción y operación del External Power System

2.10.1 Descripción

Un receptáculo de energía externa trifásico AC o DC es provisto para facilitar la conexión de una fuente externa de energía AC o DC al avión. La energía externa DC es conectada al bus de emergencia de vuelo a través de un Relé. La energía externa AC es proporcionada para la operación en tierra del sistema de enfriamiento con Freón, sin embargo la energía externa DC debe ser aplicada primero de acuerdo al uso del receptáculo AC.

2.10.2 Componentes.

- **Receptáculo de Energía Externa DC**

Un receptáculo de energía externa DC está localizado en la sección inferior trasera del fuselaje entre la estación 720 y 730 para facilitar la conexión a una fuente de poder DC externa al avión. El receptáculo es accesible a través de una puerta que consiste de un pin de diámetro pequeño y dos pines de diámetro ancho. El pin largo conecta la energía externa al bus de emergencia de vuelo en el avión a través de contactores en el Relé de energía externa. El pin pequeño conecta la energía externa a la bobina del Relé. Esto previene el arco permitiendo que el pin largo encaje totalmente antes de que la energía sea aplicada al avión, y para permanecer sujeta hasta después de que la energía haya sido removida del avión.



Figura 16 Receptáculo DC

- **Rectificador, Relé y Switch del External Power**

Un Relé de energía externa está en la estación eléctrica 730 de la caja de unión para conectar la energía externa a la barra de emergencia de vuelo. Un switch en el overhead panel controla el Relé.



Figura 17 Relé

- **Receptáculo de Energía Externa AC**

Un receptáculo trifásico de energía externa AC, localizado en la parte trasera del fuselaje adyacente al receptáculo de energía externa DC es provisto para la operación en tierra del sistema de enfriamiento con Freón con la energía de una fuente externa. La energía externa DC debe ser aplicada en primer lugar para usar el receptáculo AC.

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

Este capítulo detalla el procedimiento para el desarrollo de la habilitación de External Power System del avión Fairchild FH-27J, el cual es de gran utilidad para la unidad debido a que es utilizado como material didáctico para los alumnos y docentes de las diversas carreras tecnológicas de la Unidad De Gestión de Tecnologías

CAMPO: Mecánica Aeronáutica

ÁREA: Aviones

TEMA: “REHABILITACIÓN DEL EXTERNAL POWER SYSTEM DEL AVIÓN ESCUELA FAIRCHILD HILLER FH-27J PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS”.

BENEFICIARIOS: “Carrera De Mecánica Aeronáutica Mención Aviones Y Mecánica Aeronáutica Mención Motores”

UBICACIÓN: Latacunga, La FAE, calle Javier Espinoza 3-47 y Av. Amazonas.

INSTITUCIÓN EJECUTORA: Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE.

COSTO: \$ 600

3.1 Preliminares

En este capítulo detallan los procedimientos que se siguen para la rehabilitación del External Power System del Avión Escuela Fairchild FH-27J, cumpliendo así con los requisitos establecidos en el Manual de Mantenimiento, Diagrama Eléctrico y demás Ordenes Técnicas de la aeronave.

El avión escuela Fairchild FH-27J con matrícula HC-BHD, fue donado a la Unidad de Gestión de Tecnologías por parte de Petroecuador en el año , con el objetivo de ser utilizada como avión escuela para las respectivas prácticas de los estudiantes de la carrera de Mecánica Aeronáutica y así poder desarrollar los conocimientos adquiridos en su fase de aprendizaje .

Debido a la necesidad de tener un material didáctico funcional y disponible para los estudiantes de la Unidad, se ha procedido a habilitar uno de los sistemas de la aeronave para que las practicas sean ejecutadas y con el fin de realizar con seguridad las operaciones en tierra.

3.2 Estudio de factibilidad

Para el estudio de factibilidad del presente proyecto técnico se consideran los siguientes factores:

3.2.1 Factor técnico.

Se refiere al proceso de estudio de cada uno de los factores que intervienen en el proceso de rehabilitación del External Power System, considerando los procedimientos técnicos establecidos en el Manual de Mantenimiento y diagramas eléctricos de la aeronave, que determinan, el estado físico y funcional del sistema.

3.2.2 Factor económico

La adquisición de cada elemento eléctrico certificado a ser utilizado en el desarrollo de este proyecto, ha implicado gastos personales necesarios para poder efectuar los procedimientos siguiendo la Orden Técnica, el Manual de mantenimiento y el diagrama eléctrico, debido a que cada elemento fue minuciosamente seleccionado de acuerdo a su calidad y costo, para obtener un óptimo resultado en el funcionamiento de este sistema.

Tabla 1

Gastos Primarios

Gastos Primarios	Valor
Materiales	70
Herramientas	60
Equipos	90
Total	220

Tabla 2

Gastos Secundarios

Gastos Secundarios	Valor
Copias	20
Impresiones	30
Empastado	70
Transporte	170
Alimentación	90
Total	380

Tabla 3

Gasto Total

Gasto Total	Valor
Gastos Primarios	220
Gastos Secundarios	380
Gasto Total	600

3.2.3 Factor legal

Por parte de la carrera de “Mecánica Aeronáutica Mención Aviones” no existe ningún impedimento para la realización del proyecto “REHABILITACIÓN DEL EXTERNAL POWER SYSTEM DEL AVIÓN ESCUELA FAIRCHILD HILLER FH-27J PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS”

3.2.4 Recopilación Técnica

Para llevar a cabo la rehabilitación del External Power System, en primer lugar, se procedió a la recopilación de fuentes bibliográfica las cuales aportan la información necesaria para comprender el funcionamiento del sistema así como la necesidad de mantener al mismo en un estado Operativo por lo cual se recurrió a la adquisición del Manual de Mantenimiento y demás Ordenes Técnicas para poder realizar la operación de forma segura siguiendo los procedimientos técnicos establecidos por el fabricante de la aeronave.

Una vez obtenida la autorización para poder utilizar las instalaciones de la Unidad de Gestión de Tecnologías, se procedió a generar la respectiva Orden de Trabajo que nos faculte la rehabilitación del External Power System Del Avión Escuela Fairchild Hiller FH-27J, así como la documentación respectiva de la aeronave.

Para cumplir con la Orden De Trabajo fue necesario revisar la información en los siguientes manuales:

- Manual de Mantenimiento del avión Fairchild.
- Manual de Diagrama de Eléctrico (Wiring Diagram Manual).
- 0147 RDAC Parte 147 Centros de Instrucción de Aeronáutica Civil para mecánicos de mantenimiento de aeronaves (vigente a partir 01-Jun-2015)

3.3 Equipo de Protección Personal (E.P.P.)

Antes de abordar cualquier tipo trabajo de mantenimiento no solo en aviación, si no en cualquier ámbito que conlleve tareas complejas de trabajo físico, es importante contar con el equipo de protección personal adecuado para realizar dicho trabajo con seguridad y eficiencia.

El Equipo de Protección Personal (EPP) es aquel elemento físico que protege a un individuo frente a cualquier riesgo o amenaza que puedan presentarse en las diferentes actividades laborales aeronáuticas, previniendo accidentes y daños al personal. El EPP es de uso obligatorio y de responsabilidad de cada trabajador llevarlo puesto debido a que la empresa está obligada a proporcionar gratuitamente el EPP apropiado a cada uno de los colaboradores correspondientes a las actividades laborales que se realizan en sus instalaciones en este caso trabajos de Mantenimiento Aeronáutico.

3.3.1 Requisitos que debe cumplir de un E.P.P.

- Proporcionar máximo confort y su peso debe ser el mínimo compatible con la eficiencia en la protección.
- No debe restringir los movimientos del trabajador.
- Debe ser durable y de ser posible el mantenimiento debe realizarse en la

misma empresa.

- Debe ser construido de acuerdo con las normas de certificación de calidad.
- Debe tener una apariencia atractiva.

3.3.2 Protección de la cabeza.

Los elementos protectores de la cabeza son aquellos cuya función es proteger la cabeza en casos de impactos y penetración de objetos que caen sobre esta; los elementos se resumen básicamente en cascos de seguridad.



Figura 18 Casco Prymex

Fuente: (Global's distribuidor, 2017)

3.3.3 Protección de Ojos.

Los elementos protectores de ojos son aquellos cuya función es proteger a todos trabajadores contra proyección de partículas, contra líquidos, humos, vapores y gases, contra radiaciones o cualquier operación que pueda poner en peligro sus ojos.



Figura 19 Gafas contra impactos.

Fuente: (Global's distribuidor, 2017)

3.3.4 Protección a la cara.

Los elementos protectores de la cara son aquellos cuya función es proteger de los ojos y cara, dentro de estos tenemos: mascarar con lentes de protección (mascarar de soldador), Protectores faciales.



Figura 20 Protector de cara

Fuente: (Global's distribuidor, 2017)

3.3.5 Protección de los Oídos

Los elementos protectores de oídos son aquellos cuya función es proteger al oído Cuando el nivel del ruido exceda los 85 decibeles, ya que es considerado como límite máximo para la audición normal.



Figura 21 Orejera de Diadema

Fuente:(Global's distribuidor, 2017)

3.3.6 Protección Respiratoria.

Estos elementos protectores son aquellos cuya función es proteger las vías respiratorias contra determinados contaminantes presentes en el aire.



Figura 22 Mascarilla con respirador.

Fuente: (DIENQUINSA, 2017)

3.3.7 Protección de Manos

Estos elementos protectores son aquellos cuya función es ayudar proteger las manos de cualquier accidente en el que se tenga peligro de ocasionar algún daño o lesión en las manos y/o dedos.



Figura 23 Guantes Hyflex

Fuente: (Global's distribuidor, 2017)

3.3.8 Protección de Pies y Piernas.

Estos elementos protectores se refieren al calzado de seguridad y este debe proteger el pie contra sustancias calientes, contra pisadas sobre objetos filosos y agudos, contra objetos que pudieran caer encima, debe proteger también contra el riesgo eléctrico.



Figura 24 Calzado punta de acero

Fuente: (GAPPER, 2017)

3.3.9 Ropa de Trabajo.

Cuando se seleccione ropa de trabajo se deberán tomar en consideración los riesgos a los cuales el trabajador puede estar expuesto y se seleccionará aquellos tipos que reducen los riesgos al mínimo.

- La ropa de trabajo no debe ofrecer peligro de engancharse o de ser atrapado por las piezas de las máquinas en movimiento.
- No se debe llevar en los bolsillos objetos afilados o con puntas, ni materiales explosivos o inflamables.
- Es obligación del personal el uso de la ropa de trabajo dotado por la empresa mientras dure la jornada de trabajo.

3.4 Sistema Eléctrico del Fairchild FH-27J.

La energía eléctrica en el avión escuela FAIRCHILD FH-27J es suministrada por 4 principales fuentes como se muestra en la figura.25

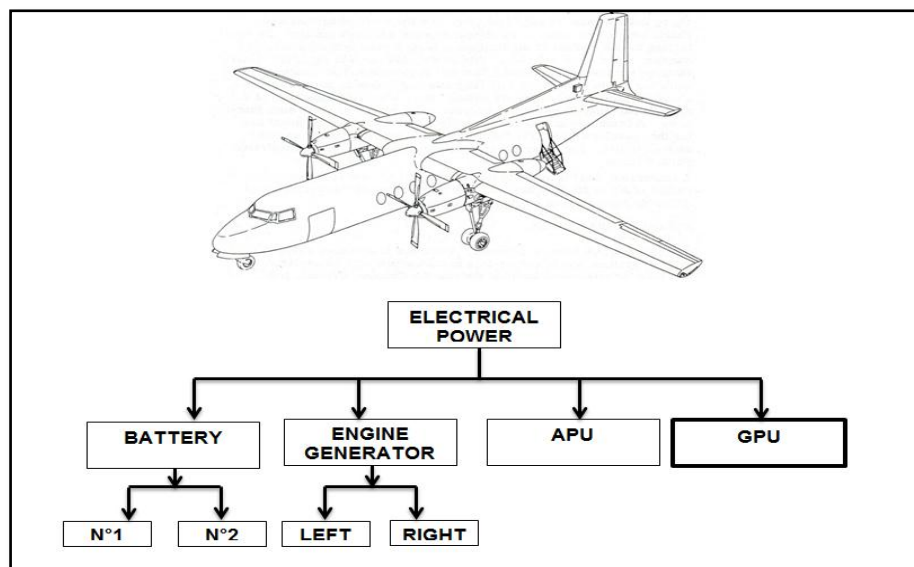


Figura 25 Sistema Eléctrico FAICHILD FH-27J

El External Power System en todas las aeronaves es un sistema que funciona gracias a una unidad de planta externa (GPU) que es la fuente de energía eléctrica normal que permite tener al APU y los motores cortados, la cual es conectada en la aeronave para suministrar energía a los sistemas necesarios en tierra además de proporcionar energía eléctrica al Cargador de Batería.

3.4.1 Planta externa

Las operaciones de naturaleza eléctrica que se suscitan en los aeródromos para el arranque y mantenimiento de aeronaves requieren de fuentes de alimentación estables, controlables y confiables, que además cumplan con las necesidades de portabilidad y accesibilidad requeridas. Para el desarrollo de estas tareas en tierra, uno de los equipos de soporte más utilizados es la Unidad De Potencia En Tierra (GPU, de sus siglas en inglés *Ground Power Unit*).

Este generador de corriente continua, es capaz de arrancar turbinas y de poner en marcha cuadros de mando eléctricos en aeronaves, liberando a los equipos de a bordo de dicha tarea y quedando la potencia de éstos reservada para otros momentos críticos... Los requerimientos de tensión de estas unidades varían dependiendo del tipo de aeronave.

La Unidad de Gestión de Tecnologías cuenta con un GPU funcional que suministra 28 V DC- 20 A la cual se necesita ser conectada a la Aeronave Fairchild FH-27J para realizar las pruebas operacionales necesarias para el aprendizaje de los estudiantes.



Figura 26 GPU

3.4.2 Estado de la aeronave

La aeronave se encuentra en las instalaciones de la UGT de la Universidad De Las Fuerzas Armadas ESPE ubicada en la ciudad de Latacunga, la misma que actualmente sirve como material didáctico para los estudiantes y docentes de la Unidad.

Al ser donada por Petroecuador debió ser transportada a la ciudad de Latacunga, debido a la distancia y magnitud de la aeronave se procedió a seccionarla en partes para facilitar el transporte a la Unidad, en esta operación no se siguió el procedimiento adecuado para la desconexión de los equipos y sistemas eléctricos, por tal razón todo el arnés eléctrico se encontró en mal estado y en los lugares equivocados.

Tal es el caso del External Power System, el relé estaba fuera de su sitio y totalmente desconectado, los cables que van desde el receptáculo hacia el Relé no se encontraron, el cable que iba desde el Switch de control en tierra hacia la

posición de conexión al relé se encontraba cercenado; los cables de los demás sistemas estaban en lados equivocados y amontonados dentro de compartimentos.



Figura 27 Compartimento

3.5 Pruebas iniciales.

Continuidad

Para estas pruebas es necesario multímetro, el cual permite medir directamente magnitudes eléctricas activas como corrientes y diferencia de potenciales o pasivas como resistencias, capacidades y otras. Se debe colocar El multímetro en la función de óhmetro, según el diagrama eléctrico del External Power System a (ver anexo 1) se comprobó la continuidad de los cables de acuerdo al siguiente detalle:

Tabla 4
Continuidad

CABLE	UBICACIÓN	OBSERVACIONES	ESTADO INICIAL
P42A20	Desde: External Power Receptacle Hasta: External Power Relé terminal X1.	No existe Diodo de protección de acuerdo al diagrama de anexo 1	Mal estado
P43A20	Desde: External Power Relé terminal X2. Hasta: estación 117	Arnés roto	Mal estado
P43B20	Desde: External Power Receptacle Hasta: External Power Relé terminal A1.	Cable roto	Buen estado
P41A2	Desde: External Power Receptacle Hasta: External Power Relé terminal A1.	Cable roto	Mal estado
P41B2	Desde: External Power Receptacle Hasta: External Power Relé terminal A1.	Cable roto	Mal estado

Continúa



P41C2	Desde:	External	Cable roto	Mal estado
		Power Receptacle		
	Hasta:	External		
		Power Relé terminal		
		A1.		
P41D2	Desde:	External	Cable roto	Mal estado
		Power Receptacle		
	Hasta:	External		
		Power Relé terminal		
		A1.		

Se comprobó el funcionamiento del Relé alimentando los puntos A1 y A2 con una fuente de poder de 28 voltios verificando que se encuentra en un buen estado.

3.3 Equipos Herramientas y materiales

- Multímetro digital.
- Cautín suelda, pasta, porta cautín
- Remachadora de terminales eléctricos
- Planta externa
- Pistola de calor
- Contact cleaner
- Terminales eléctricos
- Cable 20AWG
- Cable 6AWG
- Uniones eléctricas
- Diodo de protección 2 A
- Cinta aislante
- Tuercas y arandelas varias

- Tyreup (amarras plásticas)
- Contactor Relé 28v
- Diagonal
- Alicates
- Llaves varias medidas
- Destornilladores
- Extensión eléctrica
- Espagueti termoencogible
- Linterna
- Flexómetro

3.6 Habilitación External Power System

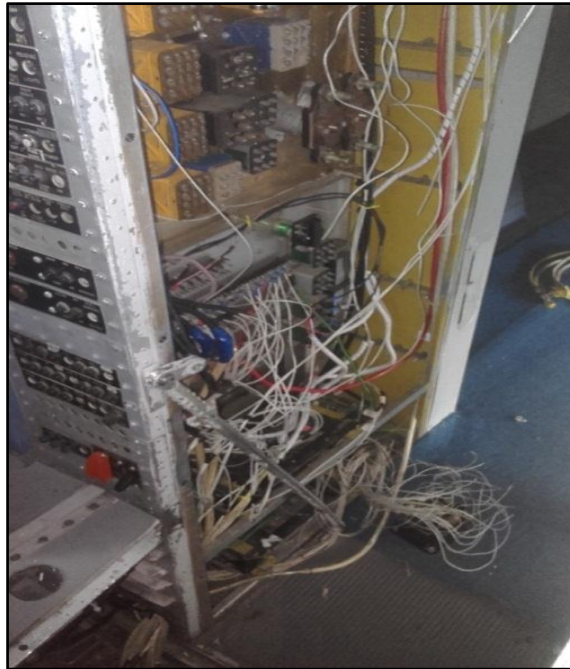


Figura 28 Compartimento eléctrico.

Una vez familiarizado con el diagrama eléctrico, mediante la interpretación del mismo, se procedió con localizar los diferentes cables y componentes que intervienen en el funcionamiento del External Power System.

Localizados los componentes del sistema se detectaron las fallas gracias a los resultados arrojados por las pruebas de continuidad, acto seguido se procedió a la reparación utilizando elementos eléctricos encontrados en el mercado local (elementos de buena calidad utilizados para circuitos eléctricos industriales).

El External Power Receptacle tiene 3 pines para ser conectados en el conector hembra de la planta externa.



Figura 29Extrenal Power Receptacle vista interna.

Se empezó por limpiar todas las superficies de contacto con la utilización de un disolvente limpiador de precisión de alta pureza de nombre Contact Cleaner, posterior se procedió a ubicar en el lugar correspondiente al Relé el cual se encontraba desconectado en un compartimento del avión. Utilizando tuercas y arandelas encontradas en el mercado industrial.



Figura 30Relé

Continuamos el proceso de rehabilitación ubicando y siguiendo el diagrama eléctrico del avión con los cables que salen directamente del External Power Receptacle; se procedió a la reconexión y reparación del cable P42A20, este cable se encontraba conectado directamente a la barra de emergencia de vuelo sin pasar por elemento de control que es el Relé, este cable según el diagrama citado en el anexo 1 debe tener un elemento de protección que es un Diodo de 2 amperios, elemento que no se halló colocado en el cable .



Figura 31Colocación de Diodo.

El Diodo de protección que menciona el diagrama sirve para proteger al circuito en caso de una mala colocación de la toma de la planta externa.

La colocación del diodo de protección se lo realizó soldando el Diodo al cable mediante la utilización de un cautín de acuerdo al diagrama eléctrico de la aeronave y se lo protegió con un elemento termoencogible. Posteriormente se procedió a conectar el cable funcional y colocado elemento de protección que es el Diodo, en el terminal X1 del Relé.



Figura 32 Cable conectado a relé.

Continuando con los cables que salen directamente del External Power Receptacle se siguió el Diagrama Eléctrico y encontramos un conjunto de 4 cables del mismo diámetro y capacidad los cuales provienen del pin N°2; P41A2, P41B2, P41C2, P41D2, estos cables no se pudieron localizar en su totalidad en las instalaciones del avión.

P41A2 no se encontró en el mercado local el cable de este grosor N° 2 AWG por lo que se decidió utilizar los mismo cables que estaban conectados directamente en el Bus de Emergencia de Vuelo para completar los tramos que

se encontraban rotos, como dato el cable N° 2 puede soportar una corriente de 130 A dando un total de 260A que suficiente para soportar la energía proveniente de la planta externa para suministrarla los sistemas necesarios. En la siguiente Tabla se detalla las especificaciones técnicas AWG de cada cable.

Tabla 5
Datos Técnicos AWG

TABLA DE DATOS TECNICOS THW - 90 (AWG / MCM)									
CALIBRE CONDUCTOR	SECCION NOMINAL	NUMERO HILOS	DIAMETRO HILO	DIAMETRO CONDUCTOR	ESPESOR AISLAMIENTO	DIAMETRO EXTERIOR	PESO	AMPERAJE (*)	
								AIRE	DUCTO
AWG/MCM	mm ²		mm	mm	mm	mm	Kg/Km	A	A
14	2.1	7	0.60	1.75	0.8	3.4	28	35	25
12	3.3	7	0.76	2.20	0.8	3.8	40	40	30
10	5.3	7	0.96	2.78	0.8	4.4	59	56	40
8	8.4	7	1.20	3.61	1.1	5.9	98	80	56
6	13.3	7	1.53	4.60	1.5	7.6	161	107	75
4	21.1	7	1.93	5.80	1.5	8.9	240	141	96
2	33.6	7	2.44	7.31	1.5	10.4	363	192	130
1/0	53.4	19	1.87	8.58	2	12.7	570	260	170
2/0	67.4	19	2.10	9.64	2	13.8	704	300	197
3/0	85.1	19	2.35	10.82	2	15	871	350	226
4/0	107.2	19	2.64	12.15	2.4	17.1	1109	406	260
250	126.7	37	2.06	13.25	2.4	18.2	1289	457	290
300	151.9	37	2.25	14.51	2.4	19.5	1527	505	321
350	177.5	37	2.44	15.69	2.4	20.6	1769	569	350
500	253.1	37	2.91	18.73	2.8	24.5	2512	699	429

(*) NO MAS DE TRES CONDUCTORES POR DUCTO / TEMPERATURA AMBIENTE 30°C.

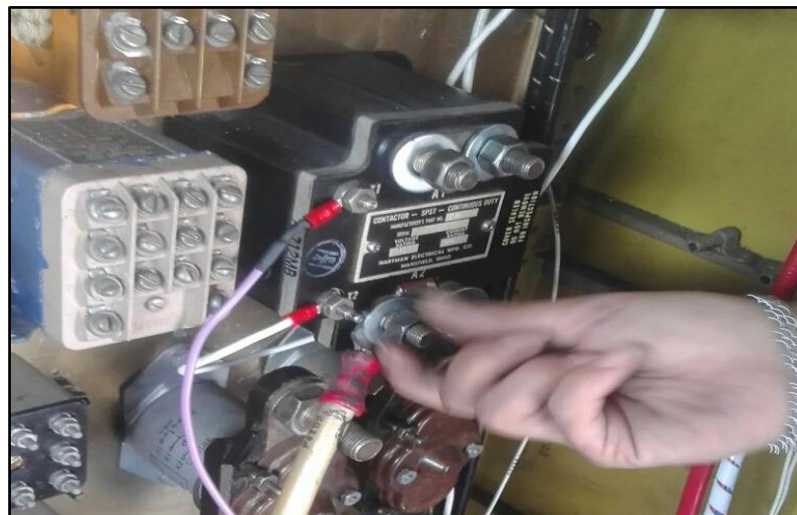


Figura 33 Conexión de cable a terminal A2

Continuando con el proceso de rehabilitación se procedió desconectar el cable del bus de emergencia de vuelo para empatarlo otro cable de aviación encontrado en el avión, con el uso de un caudín se colocó una unión N°2 de uso industrial en el extremo de cada cable, una vez realizado el proceso de suelda se pudo conectar el cable al terminal A1 del Relé

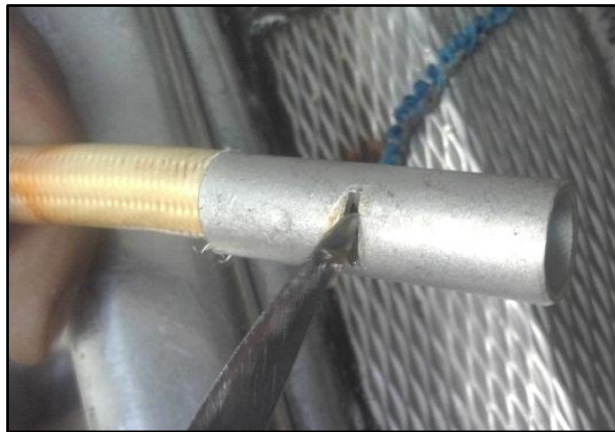


Figura 34 Unión de cable

Seguidamente se desmontaron los paneles de acceso provenientes del Overhead panel para poder localizar el cable P43B20 ya que al medir continuidad entre el Relé y el switch no se encontró resultados positivos



Figura 35 Panel eléctrico

Una vez localizado el cable P43B20 se procedió a localizar el siguiente segmento de cable ya que al para a otra estación el mismo cable cambia de nombre, ahora es el cable P43A20 el cual va conectado directamente al Relé, al Relé, se encontraba cortado debido a la trasportación del avión a la UGT, se lo acondiciono de tal manera que pueda brindar la misma funcionalidad que el original. La siguiente tabla resume los trabajos de reparación realizados en la rehabilitación del External Power System.

Tabla 6
Resultados

CABLE	UBICACIÓN	ACCIÓN CORECTIVA	ESTADO FINAL
P42A20	Desde: External Power Receptacle Hasta: External Power Relé terminal X1.	<ul style="list-style-type: none"> Implementación de Diodo protegido con termoencogible. 	Buen estado
P43A20	Desde: External Power Relé terminal X2. Hasta: estación 117	<ul style="list-style-type: none"> Arnés reparado Limpieza con Contact cleaner. Colección de terminales 	Buen estado.
P43B20	Desde: External Power Receptacle Hasta: External Power Relé terminal A1.	<ul style="list-style-type: none"> Limpieza con Contact cleaner 	Buen estado
P41A2	Desde: External Power Receptacle Hasta: External Power Relé terminal A1.	<ul style="list-style-type: none"> Reparación de cables. Colocación de 	Buen estado

Continúa



terminales y
uniones
• Limpieza con
Contact cleaner.

P41B2 **Desde:** External Power Receptacle
Hasta: External Power Relé terminal A1.

- Reparación de cables.
- Colocación de terminales y uniones

Limpieza con Contact cleaner.

Buen estado

P41C2 **Desde:** External Power Receptacle
Hasta: External Power Relé terminal A1.

- Reparación de cables.
- Colocación de terminales y uniones

Limpieza con Contact cleaner.

Buen estado

P41D2 **Desde:** External Power Receptacle
Hasta: External Power Relé terminal A1.

- Reparación de cables.
- Colocación de terminales y uniones

Limpieza con Contact cleaner.

Buen estado

- **Importancia de la rehabilitación.**

Realizar este proyecto de rehabilitación de un sistema , ha sido de gran relevancia, debido a que gracias a la culminación de este proyecto se puede realizar los trabajo en tierra del avión escuela con total seguridad, controlando el dispositivo de seguridad que se encuentra funcionando correctamente, siguiendo los pasos descritos en la Orden Técnica, ya que en caso de no funcionar el sistema, se atentaba contra la seguridad de los estudiantes y demás personas que pudieran intervenir en las tareas de aprendizaje en el avión escuela.

3.6.1 Resultados de las pruebas operacionales

Para comprobar el correcto funcionamiento del External Power System se siguieron los siguientes pasos

1. Verificar la posición de los Switches en off.



Figura 36 External Power Switch

2. Colocar receptáculo hembra en la planta externa al avión.



Figura 37 Receptáculo

3. Encendemos la planta externa la cual suministra 28vDC.



Figura 38 Planta Externa

4. Medición de voltaje en el External Power Receptacle el cual es aproximadamente 28v DC.
5. Medición de voltaje en el terminal A1 y X1 con respecto a la estructura del avión.

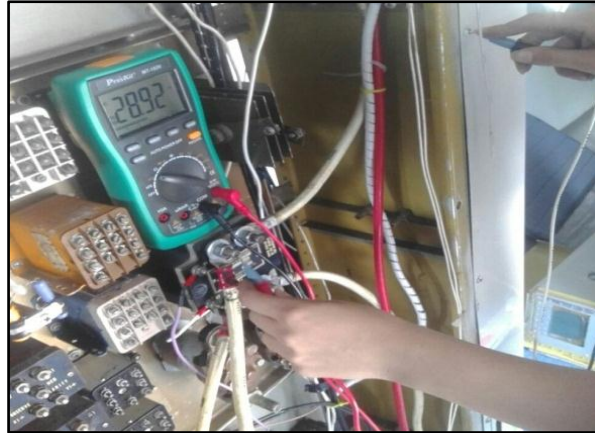


Figura 39 Medición del voltaje

6. Verificar que External Power switch este apagado y en el voltímetro de corriente continua no exista voltaje como se muestra en la figura



Figura 40 Voltaje cero

7. Accionar el External Power switch ubicado en el panel eléctrico encima del piloto y verificar que el voltímetro de corriente continua debe indicar aproximadamente 28v.
8. Medir con un multímetro que la barra DC (terminal A2) tenga 28 v.
9. Apagar el External Power switch y comprobar que la barra DC tenga 0v.
10. Encender nuevamente el interruptor y comprobar su funcionamiento encendiendo algunos circuitos como el de las luces, parabrisas, controles de vuelo etc.
11. Luego de verificar los pasos anteriores se pudo comprobar que el External Power System trabaja adecuadamente.

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones.

- La información técnica, hallada en el manual de mantenimiento y diagramas eléctricos del Avión Fairchild FH-27J referente al External Power System determina los fallos en dicho sistema permitiendo dar mantenimiento a los componentes, corregir errores de continuidad y reconectar los cables.
- La rehabilitación del External Power System brinda una solución a los problemas de seguridad que al momento de conectar la planta externa GPU, permitiendo a los estudiantes y docentes cumplir con las tareas propuestas en este proyecto
- La prueba de funcionamiento del External Power System se ha realizado satisfactoriamente, cumpliendo con los requerimientos y procedimientos establecidos llevando a cabo eficazmente las tareas de mantenimiento.

4.2 Recomendaciones.

- Se recomienda preservar los manuales y/o documentación técnica de la aeronave escuela ya que están deteriorados puesto que la aeronave es muy antigua.
- Para todo trabajo de mantenimiento es de suma importancia utilizar el equipo de protección personal a fin de preservar tanto la salud del personal técnico como los componentes de la aeronave.
- Incentivar a los Estudiantes y Docentes de la Unidad a que se sigan desarrollando más proyectos en los diversos sistemas faltantes del avión escuela FAIRCHILD FH-27J, ya que es una herramienta indispensable para el desarrollo de los futuros técnicos aeronáuticos.

BIBLIOGRAFÍA

AMM, F. H. (1967). *ATA 24*.

Cielos, s. l. (2014). *surcando los cielos*. Obtenido de <http://surcandoloscielos.es/blog/frequently-asked-questions-ix-el-radar-3parte/>

Crane, D. (2007). *Aviation Maintenance Technician Series*. Newcastle, Washington: ASA.

DIENQUINSA. (06 de Julio de 2017). *DIEQUINSA*. Obtenido de <http://diequinsa.com/mascarillas-y-respiradores>

Flores, E. (06 de Junio de 2017). FAIRCHILD FH-27J. *External Power System*. Latacunga, Ecuador.

GAPPER. (06 de julio de 2017). *GAPPER*. Obtenido de <http://www.gapper.pe/detalle/calzado-de-seguridad25062014183931/punta-de-acero/calzado-seguridad-pacero-modelo-constructor>

Global's distribuidor. (06 de Julio de 2017). Obtenido de <http://www.globaldistribuidor.ec/index.php/es/>

http://www.aviastar.org/air/usa/fair_fh-227.php. (s.f.).

Martinez, J. L. (2016). *ejecución de las tareas de overhaul del cubo de hélice Dowty rotol del avión Fairchild FH27J perteneciente a la unidad de gestion de tecnologías*. Latacunga: Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE.

Meneces, A. (2016).

Navas, P. H. (2016). *Activacion del panel de control, simulacion de secuencia de encendido del APU del avion Fairchild FH-27J*. Latacunga: Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE.

NAVCOMPANELS. (2015). *allstar*. Recuperado el 2016, de <http://www.allstar.fiu.edu/>

pasión, por, & volar. (2014). *pasión por volar*.

SISMA. (2014). *ProteccionPersonal*. Obtenido de

<http://www.sismaconsultores.com/proteccionper.html>

SODIMAC. (03 de JULIO de 2017). *SODIMAC*. Obtenido de

<http://www.sodimac.com.pe/sodimac-pe/product/524360/Overol-Drill-Azil-con-Reflectante-Talla-M/524360>

UGT. (2016). *UGT-Unidad de Gestión de tecnologías*. Obtenido de

<http://ugt.espe.edu.ec/la-institucion/historia/>

Virtual Aircraft Museum. (12 de mayo de 2017). www.aviastar.org/air/usa/fair_fh-227.php. Obtenido de www.aviastar.org/air/usa/fair_fh-227.php:

www.aviastar.org/air/usa/fair_fh-227.php

ANEXO