



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 MENCIÓN MOTORES

TEMA: INSPECCIÓN DEL SISTEMA ELÉCTRICO DE LA
AERONAVE CESSNA 150M PERTENECIENTE A LA UNIDAD
DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE LA UNIVERSIDAD DE
LAS FUERZAS ARMADAS- ESPE

AUTOR: VÁSQUEZ CABRERA DANIEL FERNANDO

DIRECTOR: TLGO. JOHNATAN VALENCIA

LATACUNGA

2019



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

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, “**INSPECCIÓN DEL SISTEMA ELÉCTRICO DE LA AERONAVE CESSNA 150M PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS- ESPE**” realizado por el señor **VÁSQUEZ CABRERA DANIEL FERNANDO**, 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 las Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito acreditarlo y autorizar al señor **VÁSQUEZ CABRERA DANIEL FERNANDO** para que lo sustente públicamente.

Latacunga, 7 de febrero del 2019

Atentamente,

TLGO. JOHNATAN VALENCIA

Director



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

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD.

Yo, **VÁSQUEZ CABRERA DANIEL FERNANDO**, con cédula de identidad N° 1104074081, declaro que este trabajo de titulación. El proyecto de grado de titulación: **“INSPECCIÓN DEL SISTEMA ELÉCTRICO DE LA AERONAVE CESSNA 150M PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS- ESPE”** 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, 7 de febrero del 2019

VÁSQUEZ CABRERA DANIEL FERNANDO

1104074081



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

AUTORIZACIÓN

Yo, **VÁSQUEZ CABRERA DANIEL FERNANDO**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca Virtual de la institución el presente trabajo de titulación **“INSPECCIÓN DEL SISTEMA ELÉCTRICO DE LA AERONAVE CESSNA 150M PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS- ESPE”** cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

Latacunga, 7 de febrero del 2019

VÁSQUEZ CABRERA DANIEL FERNANDO

1104074081

DEDICATORIA

El presente proyecto de titulación va dedicado primeramente a Dios por permitirme llegar hasta este momento, por las grandes bendiciones y buenos momentos en mi vida, así como también por aquellos tiempos que me han dejado buenas enseñanzas, fortalecido como persona y que han ayudado a convertirme en lo que soy ahora.

A mis padres que siempre me han apoyado de manera incondicional en cada una de mis decisiones, inculcándome principios y valores que me han formado como persona, guiándome siempre por el camino del bien y preocupándose por mi bienestar. Este triunfo más en la vida es también es de ellos.

A mi hermano Richard por siempre confiar en mis capacidades, por ese cariño y apoyo incondicional que me ha brindado a lo largo de los años, de esta forma te demuestro que, con determinación, confianza en uno mismo y pasión se puede conseguir lo que nos proponemos.

DANIEL FERNANDO VÁSQUEZ CABRERA

AGRADECIMIENTO

Agradezco primero a Dios por permitir realizarme de forma personal y profesional alrededor de este maravilloso mundo de la aviación, una de las pasiones más arraigadas en mi vida, valorando cada una de las bendiciones recibidas a lo largo de todo este proceso.

A mis padres, por enseñarme que con trabajo, dedicación y esfuerzo se puede conseguir grandes cosas, por el gran apoyo sin el cual no hubiera llegado hasta donde estoy ahora, por ellos soy lo que soy. Del mismo modo a mi hermano por todo el cariño y confianza depositado en mí.

Agradezco de igual forma a los profesores que tuve el honor de conocer durante esta etapa de mi vida, por compartir sus conocimientos y experiencia. A mis queridos compañeros de aula, con los que hemos compartido buenos momentos, por ese apoyo mutuo en pro de cumplir nuestros objetivos.

Gracias también a aquellas personas que he tenido la oportunidad de conocer en las empresas de aviación que me acogieron para realizar mis prácticas, por la confianza depositada en mi persona durante ese periodo, compartiendo humildemente su experiencia de forma desinteresada en virtud de afianzar mis conocimientos, aprendiendo muchas cosas tanto del campo aeronáutico como de la vida misma, en medio de un ambiente de amistad y camaradería.

Finalmente, agradezco a mis buenos amigos que me apoyaron en la realización de esta etapa, por los buenos y malos momentos vividos que fortalecieron nuestra amistad.

DANIEL FERNANDO VÁSQUEZ CABRERA

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICACIÓN.....	ii
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD.....	iii
AUTORIZACIÓN.....	iv
DEDICATORIA	v
AGRADECIMIENTO	vi
ÍNDICE DE CONTENIDOS.....	vii
ÍNDICE DE TABLAS.....	xii
ÍNDICE DE FIGURAS.....	xiii
RESUMEN	xv
ABSTRACT.....	xvi
CAPÍTULO I.....	1
EL TEMA	1
1.1 Antecedentes.....	1
1.2 Planteamiento del problema	1
1.3 Justificación	2
1.4 Objetivos.....	3
1.4.1 Objetivo General	3
1.4.2 Objetivos Específicos.....	3
1.5 Alcance	3
CAPÍTULO II.....	5
MARCO TEÓRICO	5
2.1 Generalidades de la aeronave Cessna 150M.....	5
2.1.1 Cronología del diseño de la aeronave Cessna 150	5
2.1.2 Especificaciones de la aeronave.....	6
2.1.3 Estaciones del fuselaje	7
2.1.4 Sistema eléctrico de la aeronave Cessna 150M.....	8
2.1.4.1 Componentes del sistema eléctrico	8
2.2 Baterías.....	9
2.2.1 Batería de plomo-ácido.....	9
2.2.1.1 Construcción	10
2.2.1.2 Capacidad nominal de una batería	10
2.2.1.3 Operación de la batería.....	11

2.2.1.4 Ciclo de vida	12
2.2.1.5 Métodos de carga	13
2.2.1.5.1 Método de voltaje constante	13
2.2.1.5.2 Método de corriente constante.....	14
2.3 Alternador	14
2.3.1 Escobillas.....	15
2.3.2 Conjunto del rotor	16
2.3.3 Conjunto estator.....	16
2.3.3.1 Conexión en estrella	17
2.3.3.2 Conexión tipo delta	18
2.3.4 Puente rectificador de onda completa.....	19
2.4 Producción de corriente AC y rectificación.....	20
2.5 Energía externa	20
2.6 Distribución del suministro de energía	21
2.6.1 Barra BUS.....	22
2.6.1.1 Barra Bus en aviación general	22
2.6.1.2 Barras bus en aviones grandes	24
2.7 Cableado.....	25
2.7.1 Tipos de cableado.....	25
2.7.2 Ambiente de operación	26
2.7.3 Materiales y construcción.....	26
2.7.4 Riesgos y peligros con el cableado.....	27
2.8 Protección de circuitos	28
2.8.1 Fusibles.....	28
2.8.2 Disyuntores	29
2.8.2.1 Disyuntores electromagnéticos	29
2.8.2.2 Disyuntores térmicos.....	29
2.9 Sistema de iluminación y luces en la aeronave	30
2.9.1 Tecnologías de iluminación.....	31
2.9.1.1 Incandescencia	31
2.9.1.2 Electroluminiscencia	31
2.9.1.3 Lámparas fluorescentes.....	31
2.9.1.4 Estroboscópicas.....	32
2.10 Luces de cabina de vuelo	33

2.10.1 Luces domo	33
2.10.2 Luces tipo reflector.....	33
2.10.3 Luces de los instrumentos	33
2.11 Luces de cabina de pasajeros	33
2.12 Luces exteriores.....	34
2.12.1 Luces de navegación	35
2.12.2 Luces anticollisión.....	35
2.12.3 Luces de aterrizaje.....	36
2.12.4 Luces de rodaje	36
2.12.5 Luces de iluminación del ala	36
2.12.6 Luces de logo.....	37
CAPÍTULO III.....	38
DESARROLLO DEL TEMA	38
3.1 Consideraciones generales.....	38
3.2 Estudio y estructuración de la inspección	38
3.3 Herramientas utilizadas en el proceso	39
3.4 Identificación de la aeronave	39
3.5 Servicio de la batería	41
3.5.1 Remoción de la batería.....	41
3.5.2 Inspección visual.....	41
3.5.3 Limpieza de batería	42
3.5.4 Adición de agua destilada	42
3.5.5 Carga de la batería	43
3.5.6 Prueba de la batería	44
3.5.6.1 Inspección de contactor de la batería y cableado.....	45
3.5.6.2 Master switch y barra bus	45
3.5.6.3 Reemplazo de switch de ignición.....	46
3.5.6.4 Inspección pre arranque	48
3.5.6.5 Arranque en seco del motor.....	49
3.5.7 Troubleshooting de la batería	50
3.5.7.1 Test por batería descargada.....	50
3.5.7.2 Solución	51
3.6 Inspección del alternador.....	51
3.6.1 Remoción del alternador	52

3.6.2 Test al puente rectificador.....	52
3.6.3 Inspección de escobillas	54
3.6.4 Inspección del elemento rotor	55
3.6.5 Inspección del conjunto estator.....	57
3.6.6 Reemplazo de empaque dañado	57
3.7 Instalación del alternador.....	58
3.8 Inspección de dispositivos de protección de circuitos.....	59
3.8.1 Soldadura de cables a fusibles	59
3.8.2 Reemplazo de fusibles.....	60
3.9 Rehabilitación de circuitos de luces de navegación.....	61
3.9.1 Inspección visual del cableado	61
3.9.2 Identificación del cableado.....	63
3.9.3 Unión del cableado	63
3.9.4 Test de continuidad.....	65
3.10 Rehabilitación del circuito de luz de aterrizaje	65
3.10.1 Inspección y evaluación inicial	65
3.10.2 Selección de cable para circuito de luz de aterrizaje	66
3.10.3 Unión de cable al circuito e instalación de luz de aterrizaje	68
3.11 Rehabilitación de luz beacon	69
3.11.1 Instalación del flasher	69
3.11.2 Instalación de luz beacon.....	70
3.12 Test operacional de luces	71
3.13 Inspección de la calefacción del tubo Pitot	73
3.13.1 Remoción del tubo Pitot.....	73
3.13.2 Test del circuito de calefacción	74
3.13.3 Empalme de circuitos.....	75
3.13.4 Test operacional de la calefacción del tubo Pitot.....	76
3.14 Inspección del flap motor	77
3.14.1 Remoción del flap motor	77
3.14.2 Inspección del componente	78
3.14.3 Instalación y primer test operacional.....	78
3.14.4 Troubleshooting del circuito del flap motor.....	79
3.14.5 Acción correctiva.....	80
3.14.6 Segundo test operacional	81

3.15 Análisis de la inspección	82
3.15.1 Simbología del diagrama de flujo	82
3.15.2 Diagrama de flujo de la inspección	82
CAPITULO IV	84
4.1 Conclusiones	84
4.2 Recomendaciones	84
ABREVIATURAS	86
GLOSARIO	87
BIBLIOGRAFÍA.....	89

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1 Especificaciones de la aeronave.....	7
Tabla 2 Aspectos químicos de la batería	12

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 Diagrama de estaciones	8
Figura 2 Vista de corte típica de un alternador	14
Figura 3 Diagrama de alternador	15
Figura 4 Conjunto rotor	16
Figura 5 Bobinado del conjunto estator.....	17
Figura 6 Conexión en estrella	18
Figura 7 Conexión tipo delta	19
Figura 8 Diagrama de un puente rectificador trifásico.....	19
Figura 9 Salida de onda completa trifásica rectificada.....	20
Figura 10 Esquema de conexión de planta externa	21
Figura 11 Esquema de una barra bus de la batería	23
Figura 12 Barra bus de aviónica dividida	23
Figura 13 Esquema de distribución de energía típica	25
Figura 14 Fusible y porta fusible	29
Figura 15 Componentes del Circuit breaker.....	30
Figura 16 Distribución de luces exteriores en un Boeing 747	35
Figura 17 Placa de identificación	40
Figura 18 Lista de series del modelo C150.....	40
Figura 19 Batería y compartimento	41
Figura 20 Cargador de batería.....	44
Figura 21 Contactor de la batería	45
Figura 22 Barra bus de la aeronave.....	46
Figura 23 Switch de ignición defectuoso.....	47
Figura 24 Switch de ignición instalado	48
Figura 25 Walk around de la aeronave	48
Figura 26 Medida de voltaje de la batería	51
Figura 27 Alternador	52
Figura 28 Representación gráfica del test de diodos	53
Figura 29 Test del puente rectificador.....	54
Figura 30 Medición de escobillas.....	55
Figura 31 Test de continuidad en rotor	56
Figura 32 Test de aislamiento del rotor.....	56

Figura 33 Aislamiento del bobinado	57
Figura 34 Nuevo empaque del alternador	58
Figura 35 Soldadura en barra bus	60
Figura 36 Diagrama de fusibles	61
Figura 37 Cableado suelto en ala izquierda	62
Figura 38 Cableado suelto en ala derecha	62
Figura 39 Identificación del cableado	63
Figura 40 Proceso de soldadura	64
Figura 41 Test de continuidad de luz de navegación	65
Figura 42 Receptáculo sin luz de aterrizaje	66
Figura 43 Tabla de selección de cable	68
Figura 44 Luz de aterrizaje instalada	69
Figura 45 Instalación de flasher	70
Figura 46 Instalación de conector	70
Figura 47 Luz de navegación ala izquierda	71
Figura 48 Luz de navegación ala derecha	72
Figura 49 Luz de navegación de cola	72
Figura 50 Luz de aterrizaje	73
Figura 51 Luz beacon	73
Figura 52 Componentes del tubo Pitot	74
Figura 53 Test del circuito de calefacción del Pitot	75
Figura 54 Crimpado de conectores	76
Figura 55 Flap motor	78
Figura 56 Medida de comprobación	81
Figura 57 Posiciones de los flaps	81
Figura 58 Simbología de diagrama de flujo	82
Figura 59 Diagrama de flujo de la inspección	83

RESUMEN

El propósito de este proyecto fue realizar una inspección y mantenimiento del sistema eléctrico de la aeronave C150M para determinar el estado de sus componentes de generación y distribución de energía eléctrica, el cableado eléctrico y las diferentes luces utilizadas en la aeronave para navegación e iluminación en cabina. Se realiza un test a la batería para demostrar su estado, realizando las acciones de mantenimiento recomendadas por el fabricante. El alternador fue removido de la aeronave e inspeccionado internamente para mediante inspección visual comprobar el estado de sus componentes internos y tomar las medidas correctivas necesarias. Al analizar el tablero de control del sistema eléctrico en la aeronave, se evidenció fusibles e interruptores para operación de luces en mal estado, por lo que se procede a su identificación y reemplazo de ser necesario. El cableado eléctrico se encontraba mal distribuido y sin identificación, por lo cual con ayuda de un multímetro se identificó el propósito de cada cable y se realizaron las conexiones adecuadas. Las luces de la aeronave se encontraban en buen estado, sólo con la necesidad de implementar algunas luces como la luz de posición sobre el estabilizador vertical y la luz de aterrizaje. Además, se realizó un chequeo al sistema de calefacción del tubo Pitot.

PALABRAS CLAVES:

- **AERONAVE**
- **MANTENIMIENTO AERONÁUTICO**
- **SISTEMA ELÉCTRICO**
- **INSPECCIÓN**
- **ALTERNADOR**
- **BATERÍA**

ABSTRACT

The present study was to perform an inspection and maintenance of the electrical system of the C150M aircraft to determine the status of its components for generating and distributing of electric power, the electrical wiring and the different lights used in the aircraft for navigation and cabin lighting. A battery test is performed to demonstrate its status, performing the maintenance actions recommended by the manufacturer. The alternator was removed from the aircraft and inspected internally by visual inspections to check the condition of its internal components and take the necessary corrective measures. When analyzing the control board of the electrical system in the aircraft, fuses and switches for the operation of lights in poor condition were evidenced, for which reason they are identified and replaced if necessary. The electrical wiring was poorly distributed and without identification, so with the help of a multimeter the purpose of each cable was identified and the appropriate connections were made. The lights of the aircraft were in good condition, only with the need to implement some lights such as the position light on the vertical stabilizer and the landing light. In addition, a check was made to the Pitot tube heating system to ensure its good operation.

KEYWORDS:

- **AIRCRAFT**
- **AERONAUTICAL MAINTENANCE**
- **ELECTRICAL SYSTEM**
- **INSPECTION**
- **ALTERNATOR**
- **BATTERY**

Checked by:

.....
Lcda. María Elisa Coque
Docente UGT

CAPÍTULO I

EL TEMA

“INSPECCIÓN DEL SISTEMA ELÉCTRICO DE LA AERONAVE CESSNA 150M PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS- ESPE”

1.1 Antecedentes

La Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de Las Fuerzas Armadas ESPE se encuentra ubicada en la ciudad de Latacunga. Fue Creada el 13 de enero de 2014 mediante la aprobación del Honorable Consejo Provisional de la Universidad de Las Fuerzas Armadas-ESPE, integrando de esta forma al antiguo Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico- ITSA a la Universidad de Las Fuerzas Armadas.

La carrera de Mecánica Aeronáutica de la Unidad de Gestión de Tecnologías-UGT de la Universidad de Las Fuerzas Armadas- ESPE es la encargada desde años atrás en formar tecnólogos en aviación con un perfil teórico-práctico elevado que cumpla con los altos estándares que exige el mantenimiento de aeronaves a nivel nacional e internacional. Sus laboratorios de motores jet, ensayos no destructivos, hidráulica, electricidad y electrónica entre otros aseguran un aprendizaje íntegro del estudiante.

La institución cuenta con un avión escuela del tipo aeronave turbohélice modelo Fairchild F27J en el cual se desarrollan las actividades prácticas de los estudiantes. Así mismo, recientemente se adquirió por donación del Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público una aeronave jet de modelo Hawker Siddeley 125-400 con matrícula XB-ILD para fortalecer los conocimientos en motores turbojet.

1.2 Planteamiento del problema

La Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de Las Fuerzas Armadas es la única institución a nivel nacional en ofrecer carreras técnicas en el ámbito aeronáutico y certificado por la DGAC para reforzar la industria

aérea nacional y ayudar al cambio de la matriz productiva del país, disponiendo de diversos laboratorios para fortalecer el aprendizaje y habilidades del estudiante en formación, por lo cual es imprescindible que el mobiliario sea continuamente mejorado de acuerdo a las exigencias de la industria aeronáutica en continua innovación.

La institución cuenta con diversos aviones escuela como la aeronave Fairchild F27J para el aprendizaje en motores turbohélices, una aeronave tipo jet privado modelo Hawker Siddeley 125 equipada con motores turbojet y una aeronave Cessna 150M equipada con un motor recíproco recién adquirida, obteniendo de este modo un apoyo integral para que los estudiantes se familiaricen y obtengan nuevos conocimientos de cada tipo de aeronave, los diferentes motores y sistemas asociados.

La aeronave Cessna 150M de matrícula N2919V recientemente donada a la institución requiere de una inspección del sistema eléctrico para determinar la condición del mismo y realizar procesos de mantenimiento y reparación de sus componentes asociados con el fin proporcionar una fuente de energía a la aeronave para la manipulación de las diferentes luces, instrumentos y demás equipo eléctrico a bordo, ya que sin generación y distribución de energía la aeronave no puede ser utilizada para realizar chequeos operacionales que fortalezcan las destrezas del personal estudiantil de la carrera de Mecánica Aeronáutica.

1.3 Justificación

La Unidad de Gestión de Tecnologías necesita mantener a sus aviones escuela en óptimas condiciones para la correcta instrucción por parte del docente a los estudiantes, siendo la recién adquirida aeronave Cessna 150M de instrucción básica y de fácil familiarización para el estudiante, por lo que un buen funcionamiento del sistema eléctrico de esta aeronave es de suma importancia para cumplir con los objetivos de diversas asignaturas de la malla curricular de la carrera.

Los docentes y estudiantes se beneficiarán de una aeronave con un sistema eléctrico en óptimas condiciones con el cual se pueda realizar

diversas tareas como inspecciones, mantenimiento y chequeos operacionales a la aeronave que fortalezca el conocimiento de los estudiantes.

De esta forma el estudiante aprenderá acerca del sistema eléctrico, la generación y distribución de energía, además de los componentes asociados al sistema eléctrico de una aeronave del fabricante Cessna, de gran presencia en la industria aérea nacional, fortaleciendo de manera sustancial el conocimiento de un sistema de suma importancia en la aeronave y su operación.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo General

Inspeccionar el sistema eléctrico de la aeronave Cessna 150M, mediante el uso de manuales de la aeronave y procedimientos técnicos, para la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas.

1.4.2 Objetivos Específicos

- Recopilar la información necesaria para desarrollar las inspecciones planificadas para el sistema eléctrico de la aeronave.
- Inspeccionar los sistemas de generación y distribución de energía de la aeronave y sus componentes asociados.
- Realizar pruebas de comprobación de los componentes del sistema eléctrico para verificar su funcionamiento una vez realizada la inspección y mantenimiento.

1.5 Alcance

El presente proyecto pretende proporcionar en óptimas condiciones de operación el sistema eléctrico de la aeronave C150M de la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas, para robustecer el aprendizaje y conocimientos de los estudiantes de la carrera de Mecánica Aeronáutica.

Se realiza mediante el análisis, inspección y chequeos operacionales de cada componente de sus subsistemas de generación, distribución de energía y luces de la aeronave, determinando su operación mediante pruebas y

comparando con las tablas de datos e información técnica proporcionada por el fabricante del componente o descritas en el manual de servicio de la aeronave. Si un componente se encuentra fuera de su rango de operación permisible o inoperativo se procede a realizar un troubleshooting en el cual se determina el problema y se soluciona.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 Generalidades de la aeronave Cessna 150M

La aeronave Cessna 150M es el modelo final de la producción original de la Cessna 150, la cual llegó al mercado aéreo en 1958 después de varios años de desarrollo, buscando un reemplazo para su sucesor, la Cessna 140. La Cessna 150M cuenta con varias modificaciones con respecto a los modelos anteriores como un tren de aterrizaje tipo triciclo que facilita la operación de despegue y aterrizaje, actualizaciones en aviónica, mayor superficie de aleta en los estabilizadores, lo cual permite un mejor control de la aeronave en situaciones de viento cruzado.

2.1.1 Cronología del diseño de la aeronave Cessna 150

- **1958:** Inicio de la producción del Cessna 150.
- **1960:** Nace el Cessna 150 Patrulla, con puertas de metacrilato y un depósito de combustible de 144 litros.
- **1962:** Ligeras mejoras en la velocidad y capacidad de ascenso con un nuevo perfil de la carlinga del motor.
- **1964:** Se incluye la ventana trasera, a la que el departamento de marketing de Cessna llamó Omni-Vision.
- **1965:** Se sustituye la bancada de asientos por dos asientos individuales.
- **1966:** El estabilizador vertical fue desplazado 35 grados, mejorando las vistas y reduciendo ligeramente la autoridad del timón. Ésta sería recuperada en 1975 con el modelo M, en el que el timón fue alargado un 15%.
- **1969:** Configuración en T del panel de instrumentos. Se sustituye el starter de palanca por un sistema de arranque accionado por llave, que,

aunque era menos robusto y de averías más caras, resultaba más fácil de manejar.

- **1970:** Es presentado el modelo Aerobat, capaz de soportar maniobras con G's positivas limitadas (Máximos factores de carga: + 6.0g (+3.5g) flaps arriba (abajo): -3.0g). Cuenta con una gran ventana en el techo, arneses de cuatro puntos de anclaje, protecciones removibles en los asientos para poder llevar un paracaídas y puertas de apertura rápida.
- **1971:** El tren de aterrizaje sobre ballestas de metal es sustituido por otro más ancho soportado por barras, consiguiendo un aterrizaje más estable. La luz de aterrizaje fue desplazada del ala a la carlinga del motor, pues las vibraciones acortaban el tiempo de vida de las bombillas. En el Cessna 152 de 1984 fue recolocada en el ala.
- **1978:** Es presentado el Cessna 152 con motores Lycoming O-235 de 82 kW (110 hp). El propulsor Continental de 75 kW (100 hp) presentaba problemas de depósitos de plomo cuando se empleaba el nuevo combustible 100LL. Sin embargo, el Lycoming presentaba los mismos problemas y de forma más grave, algo que no se solucionó hasta 1983 cuando se montó un motor Lycoming ligeramente menos potente.

2.1.2 Especificaciones de la aeronave

La Cessna 150 es considerada como la cuarta aeronave más vendida en el mundo debido a su fácil interpretación y maniobrabilidad en vuelo, lo que la ha convertido por décadas en la preferida de escuelas de aviación para la instrucción inicial de vuelo. Adicionalmente, se la puede reconocer como un avión escuela en la formación de mecánicos de mantenimiento aeronáutico, ya que sus sistemas ofrecen un diseño básico que fortalece el conocimiento del mecánico y le otorga bases sólidas para su posterior transición a sistemas más complejos de aeronaves grandes.

Tabla 1**Especificaciones de la aeronave**

Tripulación	1
Pasajeros	1
Longitud	7,5 m (24,8 ft)
Envergadura	10,2 m (33,3 ft)
Altura	2,6 m (8,5 ft)
Superficie alar	15m ²
Peso vacío	1111 lb
Peso máximo de despegue	1600 lb
Peso bruto máximo	1600 lb
Carga útil	489 lb
Capacidad de combustible	26 gal
Planta Motriz	Continental O-200A
Hélice	Bipala de paso fijo

2.1.3 Estaciones del fuselaje

Las aeronaves son divididas por estaciones para ayudar a identificar y localizar componentes en la aeronave cuando no es posible detallar su ubicación de forma escrita o resulta poco práctico. Normalmente se toma como referencia a formadores a la hora de determinar las estaciones y su numeración corresponde a la medida de longitud desde la estación 0 o estación de referencia. A continuación, se muestra el diagrama de la Cessna 150M.

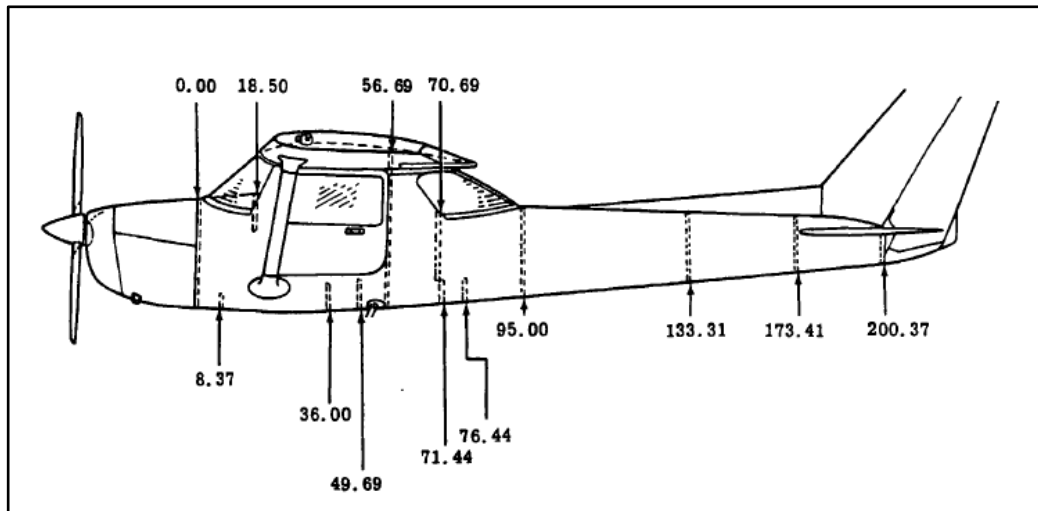


Figura 1 Diagrama de estaciones

Fuente: (Cessna, 1990)

2.1.4 Sistema eléctrico de la aeronave Cessna 150M

El sistema eléctrico en este tipo de aeronaves es de tipo corriente continua, debido a que, al ser una aeronave pequeña, este tipo de sistema es más ligero, barato y eficiente para el tipo de operación. El sistema se encuentra compuesto por un sistema de generación de energía de 14V, de cable simple de tierra negativa, una batería de 12V que suministra energía para el encendido de la aeronave y con capacidad de suplir energía a la aeronave por tiempo limitado en un evento de fallo de alternador.

De forma opcional, en algunas aeronaves, se encuentra equipado una toma de servicio de energía externa para suplir a la aeronave de energía durante el encendido en tierra.

2.1.4.1 Componentes del sistema eléctrico

El sistema eléctrico en una aeronave Cessna 150 consta de los siguientes componentes:

- Batería
- Alternador
- Barra BUS
- Master Switch
- Medidor de amperaje

- Contactor de la batería
- Receptáculo para servicio en tierra (opcional)
- Regulador de voltaje
- Sistema de luces
- Panel de control eléctrico y fusibles
- Calentador del Pitot
- Transmisor de localización de emergencia- ELT

2.2 Baterías

En aviación se utilizan varios tipos de baterías, definidas por el tipo de material usado en su construcción; las cuales incluyen las baterías de plomo-ácido y las de níquel-cadmio, las más utilizadas en la industria. La elección del tipo de batería depende principalmente del factor costo y rendimiento.

Aeronaves de aviación menor por lo general se encuentran equipadas con baterías de plomo-ácido debido a su bajo coste de manufactura y alta capacidad de suministro de corriente disponible para el encendido del motor de la aeronave.

2.2.1 Batería de plomo-ácido

Desarrolladas en 1859, este tipo de baterías son la tecnología secundaria de celdas más antigua usada hoy en día en aeronaves. El área de superficie de las placas, la fuerza del electrolito y la temperatura determinan la capacidad real de una celda de plomo-ácido. Hay dos tipos de baterías de plomo-ácido que se usan en los aviones: flotantes (de celda húmeda) y selladas. Las desventajas de las baterías flotantes son que requieren un mantenimiento regular, liberan gas durante la carga y el electrolito puede derramarse o gotear. El derrame y / o la fuga del electrolito requieren una limpieza inmediata para evitar la corrosión. Estos problemas se superan con las baterías selladas de plomo ácido. Aunque las baterías de plomo-ácido siguen siendo populares entre aeronaves de aviación menor, esta tecnología de la batería finalmente se eliminará debido a problemas ambientales.

2.2.1.1 Construcción

Las células inundadas se alojan dentro de una carcasa resistente al impacto y al ácido hecha de materiales a base de poliestireno. La carcasa retiene los dos terminales e incluye una tapa de ventilación para evitar la acumulación de presión de gas, mientras que no permite que el electrolito se escape. Una única celda de batería contiene una serie de grupos de placas positivas y negativas construidas. Las placas individuales están separadas por un material poroso para evitar cortocircuitos a través del contacto físico; hay espacio debajo de las placas para permitir que cualquier material desprendido de las placas se acumule sin cortocircuitar las placas. Se puede acceder a las células inundadas de forma individual para verificar el contenido y el estado del electrolito.

Cada placa positiva se constituye de un marco de plomo / antimonio fundido formado como una rejilla, el cual se impregna con una pasta de dióxido de plomo (PbO_2). La placa negativa es un marco similar que contiene plomo (Pb); esto a veces denominado "plomo esponjoso". En la práctica, una celda típica se construye con varias placas para obtener la salida de corriente requerida. Las placas positivas se distorsionan cuando las reacciones químicas tienen lugar en un solo lado; por esta razón, siempre hay un número par de placas positivas intercaladas entre un número impar de placas negativas. Todas las placas positivas están conectadas juntas al igual que todos los negativos. Las placas están entrelazadas y separadas por un separador poroso que permite la libre circulación del electrolito en las superficies de la placa; Las placas están todas apiladas dentro del contenedor de la celda. El electrolito es ácido sulfúrico diluido con agua destilada (H_2SO_4).

2.2.1.2 Capacidad nominal de una batería

El voltaje de una batería está determinado por el número de celdas conectadas en serie para formar la batería. Aunque el voltaje de una celda de plomo-ácido que se acaba de extraer de un cargador es de aproximadamente 2.2 voltios, esta normalmente se clasifica en aproximadamente 2 voltios. En

la industria aeronáutica, las baterías más utilizadas son de 12 y 24 voltios. Una batería de 12 voltios consta de 6 celdas de plomo-ácido conectadas en serie, y una batería de 24 voltios se compone de 12 celdas. La clasificación nominal de una batería más común es la clasificación de amperios / hora. Esta es una unidad de medida para la capacidad de la batería. Se determina multiplicando el flujo de corriente en amperios por el tiempo en horas en que se descarga la batería.

2.2.1.3 Operación de la batería

Cuando está completamente cargada, cada celda tiene una diferencia de potencial de 2.5V (cayendo a 2.2V después de un período de aproximadamente una hora) en sus terminales; cuando se descarga, esta diferencia de potencial es de 1.8V. Una batería de seis celdas produciría 13.2V completamente cargada y 10.8V DC cuando se descarga. Una batería de doce celdas produciría 26.4V DC completamente cargada y 21.6V DC cuando se descargue. Durante el uso normal de celdas de plomo-ácido, el voltaje del terminal se mantiene en alrededor de 2V durante un largo período de vida, fenómeno conocido como voltaje nominal de la celda. La batería, cuando está completamente cargada, su placa positiva es dióxido de plomo (PbO_2) y la placa negativa es plomo (Pb). La conexión de una carga externa a la batería completa el circuito eléctrico, los electrones se transfieren desde la placa negativa y la batería comienza a descargarse. La reacción química que tiene lugar durante la descarga transforma cada una de las placas en sulfato de plomo (PbSO_4). Se forman moléculas de agua, diluyendo así el electrolito. La siguiente tabla resume los aspectos químicos de una célula de plomo-ácido cargada y descargada. En la tabla 2 se aprecia la comparación química de una batería cargada y una descargada.

Tabla 2**Aspectos químicos de la batería**

Estado	Placa positiva	Placa negativa	Electrolito
Cargada	Dióxido de plomo (PbO ₂)	Plomo (Pb)	Concentrado de ácido sulfúrico (H ₂ SO ₄)
Descargada	Sulfato de plomo (PbSO ₄)	Sulfato de plomo (PbSO ₄)	Débil concentración de ácido sulfúrico (H ₂ SO ₄)

2.2.1.4 Ciclo de vida

El ciclo de vida de la batería se define como el número de ciclos de carga/descarga que la batería puede realizar antes de que su capacidad de carga caiga por debajo del 80% de su capacidad de carga nominal inicial. Este ciclo de vida puede variar desde 500 a 1300 ciclos de carga/descarga, dependiendo de varios factores que ocasionen desgaste prematuro y por ende una reducción del periodo de vida útil.

El primer factor es una sobrecarga que induce un exceso de sulfatación; el segundo es una carga o descarga demasiado rápida que provoca un sobrecalentamiento de las placas y desprendimiento de material activo. A su vez, la acumulación de material desprendido puede ocasionar un cortocircuito entre las placas dando como resultado una descarga interna.

Una batería que permanece descargada durante un largo tiempo puede sufrir graves daños que podrían ser permanentes. El deterioro puede continuar hasta el punto de que su capacidad disminuya por debajo del 80% al llegar a los 1000 ciclos. Las celdas podrían seguir funcionando hasta aproximadamente los 2000 ciclos, pero con su capacidad disminuida al 60% aproximadamente de su capacidad original.

2.2.1.5 Métodos de carga

El paso de corriente continua a través de la batería en una dirección opuesta a la de la corriente de descarga puede cargar una batería de almacenamiento. Debido a la resistencia interna (IR) en la batería, el voltaje de la fuente de carga externa debe ser mayor que el voltaje del circuito abierto. Por ejemplo, el voltaje de circuito abierto de una batería de plomo y ácido de 12 celdas completamente cargada es de aproximadamente 26.4 voltios (12×2.2 voltios), pero se requieren aproximadamente 28 voltios para cargarla. Este voltaje mayor es necesario para cargar debido a la caída de voltaje en la batería causada por la resistencia interna. Por lo tanto, la tensión de carga de una batería de plomo-ácido debe ser igual a la tensión del circuito abierto más la caída de IR dentro de la batería (producto de la corriente de carga y la resistencia interna).

Cuando una batería se está cargando, genera una cierta cantidad de hidrógeno y oxígeno. Dado que esta es una mezcla explosiva, es importante tomar medidas para evitar la ignición de la mezcla de gases, por lo que el proceso de carga se debe realizar en lugares alejados de dispositivos emisores de llamas, chispas u otras fuentes de ignición.

2.2.1.5.1 Método de voltaje constante

Se lleva a cabo con una fuente de voltaje constante que fuerza la corriente a través de la batería. En este método, la corriente al inicio del proceso es alta, reduciéndose automáticamente a medida que aumenta el nivel de carga, alcanzando un valor de aproximadamente 1 amperio cuando la batería está completamente cargada. Este método requiere menos tiempo y supervisión que el método de corriente constante.

En la aeronave, la batería se carga mediante la energía eléctrica provista por el sistema generador de energía. Este método de carga es el método de voltaje constante, ya que el voltaje del generador se mantiene constante mediante el uso de un regulador.

2.2.1.5.2 Método de corriente constante

En el método de corriente constante, la corriente permanece casi constante durante todo el proceso de carga. Esto hace que se requiera mayor tiempo para cargar una batería por completo y, hacia el final de la carga, se presenta un riesgo de sobrecarga si no se mantiene una supervisión adecuada del proceso. Este método es más ampliamente utilizado cuando se requiere reparar una batería que ha sido profundamente descargada y muestra señales de desgaste.

2.3 Alternador

El alternador es el componente de generación de energía utilizado ampliamente en aviación menor. Esta energía es utilizada para mantener un estado de carga del batería adecuado y suministra corriente a los equipos y accesorios que funcionan con electricidad en la aeronave. Esta función la realiza convirtiendo la energía mecánica derivada de sus partes giratorias en electricidad.

Los componentes básicos del alternador son los siguientes:

- Conjunto de escobillas
- El conjunto rotor
- El conjunto estator
- Puente rectificador de onda completa

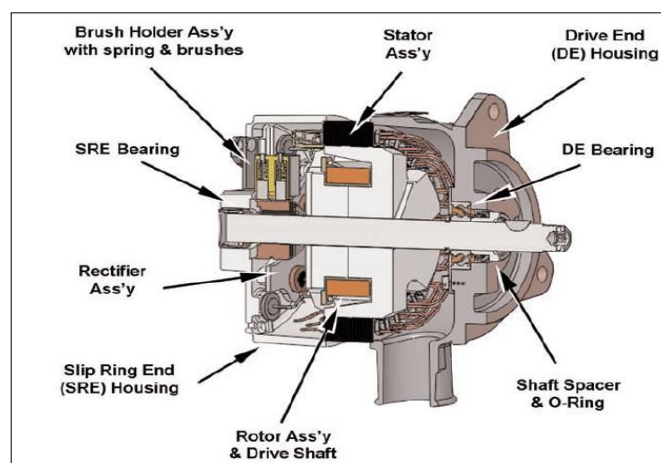


Figura 2 Vista de corte típica de un alternador
Fuente: (Hartzell, 2016)

En la figura 3 se observa un diagrama de un alternador típico utilizado en aeronaves pequeñas, dónde, durante la operación, el terminal F1 está excitado eléctricamente por un regulador de voltaje externo. El terminal F2 está conectado eléctricamente a la carcasa (tierra) interna al alternador, externamente al alternador, o de manera remota mediante el sistema eléctrico de la aeronave. A medida que la corriente fluye a través de la bobina del rotor, se crea un campo magnético con líneas de flujo que se concentran entre los dedos de la zapatilla. A medida que el rotor gira, estas líneas de flujo se barren sobre los devanados de la bobina del estator, lo que induce un flujo de corriente alterna dentro de ellos. Esta corriente alterna trifásica se conduce al circuito del puente rectificador, que convierte la corriente alterna en corriente continua. Esta corriente de DC rectificada se dirige hacia la barra bus de la aeronave a través del terminal de salida positivo.

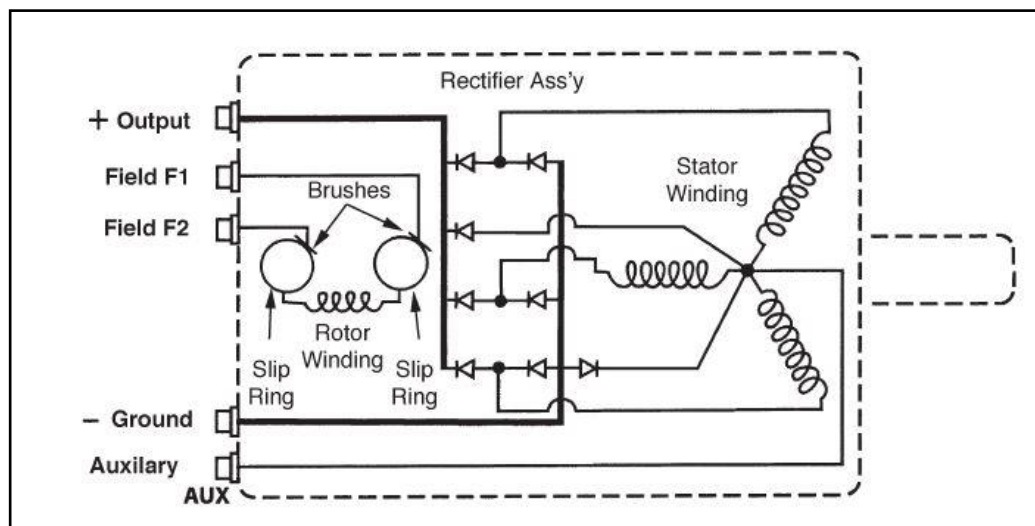


Figura 3 Diagrama de alternador

Fuente: (Hartzell, 2016)

2.3.1 Escobillas

Las escobillas son unos bloques de grafito de carbono que tiene un cable de alambre de cobre trenzado flexible montado en un resorte helicoidal. Cada cepillo está conectado eléctricamente a un perno terminal separado montado en la carcasa de la porta escobillas. Estos pernos son los terminales F1 y F2. El conjunto de la porta escobillas se monta en el alojamiento del extremo del eje rotor en una posición y manera que permite que una escobilla se mueva

en cada anillo, lo que proporciona una conexión eléctrica de deslizamiento continuo mientras el rotor gira.

2.3.2 Conjunto del rotor

El conjunto del rotor está compuesto por un eje, dos polos, un conjunto de bobina y un conjunto de anillo deslizante. El conjunto de la bobina es una bobina de alambre esmaltado simple enrollada en forma de bobina. La bobina se monta entre dos polos de hierro que sirven como guías de flujo magnético. El eje del rotor se presiona a través de los polos formando un gran ajuste de interferencia, lo que hace que un conjunto permanente fije los polos en su lugar en el eje. El conjunto de anillos deslizantes está compuesto por dos anillos de cobre montados en el eje del rotor.

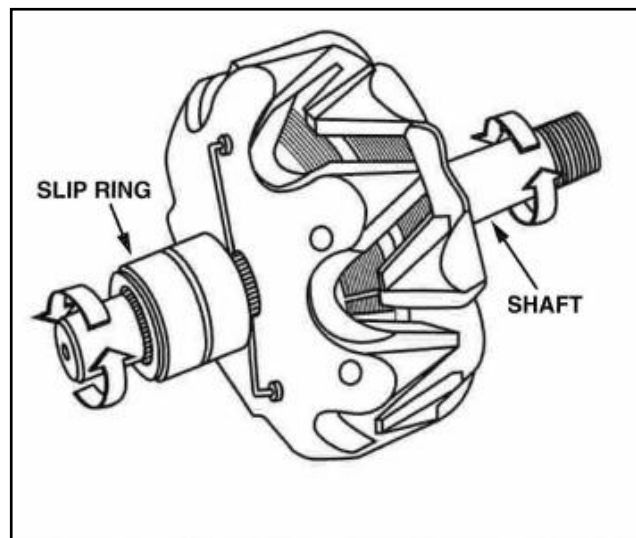


Figura 4 Conjunto rotor

Fuente: (Sanderson, 1996)

2.3.3 Conjunto estator

El conjunto estator se forma con tres bobinas de alambre de cobre esmaltado separadas montadas en un núcleo de hierro común. Las bobinas están separadas de forma simétrica alrededor del núcleo y se superponen entre sí. Se aíslan los bobinados para evitar un daño por abrasión debido al contacto con el núcleo.

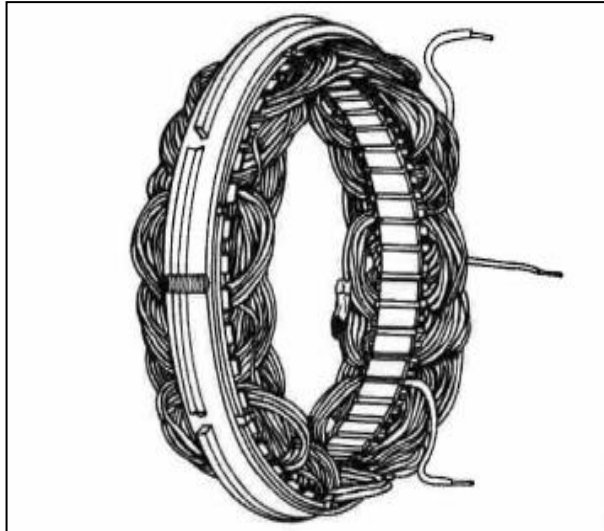


Figura 5 Bobinado del conjunto estator
Fuente: (Sanderson, 1996)

2.3.3.1 Conexión en estrella

En la configuración en estrella, un extremo de cada devanado de fase está conectado a un punto común llamado Punto Neutro (N) o Estrella, mientras que el otro extremo de cada devanado de fase está conectado a los terminales de salida hacia el conjunto rectificador para la conversión de la corriente AC a DC. Las características de una conexión estrella son:

- En el punto de unión de las tres líneas, los voltajes se anulan, produciendo un potencial de cero voltios. A este punto se lo conoce como neutro.
- A los voltajes medidos desde dos líneas cualesquiera se les conoce como voltajes de línea.
- A los voltajes medidos desde cualquier línea y el neutro se lo conoce como voltaje de fase o voltaje de carga.
- Cuando se desconecta una fase, sólo se afecta a la carga que esa línea está alimentando.
- La corriente que demanda la línea es también la corriente que consume la carga.

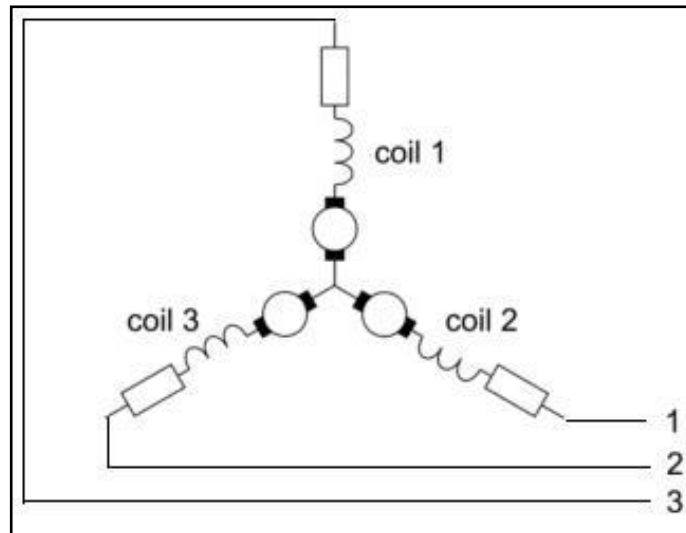


Figura 6 Conexión en estrella

Fuente: (Reuk, 2015)

2.3.3.2 Conexión tipo delta

En la configuración delta, las fases están conectadas entre sí formando un triángulo sin ningún punto en común o neutral. Sus características son:

- A los voltajes medidos entre dos líneas cualesquiera se les conoce como voltajes de línea.
- El voltaje de línea es también el voltaje de fase; porque todo el voltaje de línea se aplica a cada carga.
- La intensidad de la fase es igual a la suma de intensidad de dos bobinados.
- Cuando se desconecta alguna de las fases se afecta a dos cargas; dos de los voltajes se reducen a la mitad
- La corriente que demanda cada carga es menor a la corriente de línea.
- Las cargas conectadas en delta reciben mayor voltaje que las cargas conectadas en estrella.

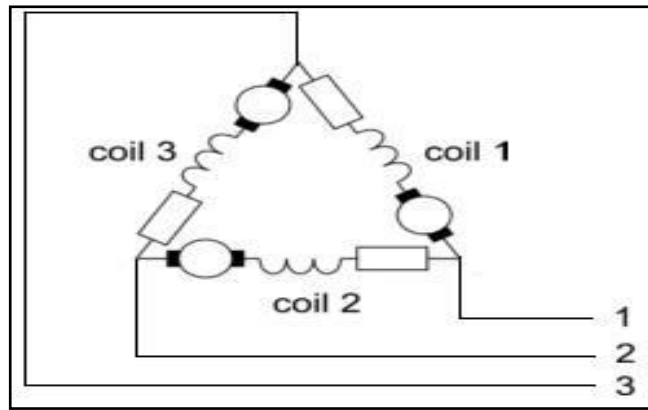


Figura 7 Conexión tipo delta

Fuente: (Reuk, 2015)

2.3.4 Puente rectificador de onda completa

Un puente rectificador de onda completa se forma a partir de diodos discretos positivos y negativos montados dentro del alternador. Los rectificadores positivos se instalan en un disipador de calor de aluminio en forma de media luna. La conexión mecánica entre las carcasas del rectificador y el disipador de calor forma la conexión eléctrica positiva para el puente que deja el disipador de calor energizado eléctricamente. Como tal, el disipador de calor se monta de una manera que lo mantiene aislado eléctricamente de las carcasas del alternador. El terminal de la batería del alternador (B +) está conectado mecánica y eléctricamente al disipador de calor. Los rectificadores negativos están instalados en la carcasa SRE (slip ring end), que también actúa como un disipador de calor. La conexión mecánica entre las carcasas del rectificador y la carcasa forma la conexión eléctrica a tierra para el puente. El terminal de tierra del alternador está conectado mecánica y eléctricamente a la carcasa SRE.

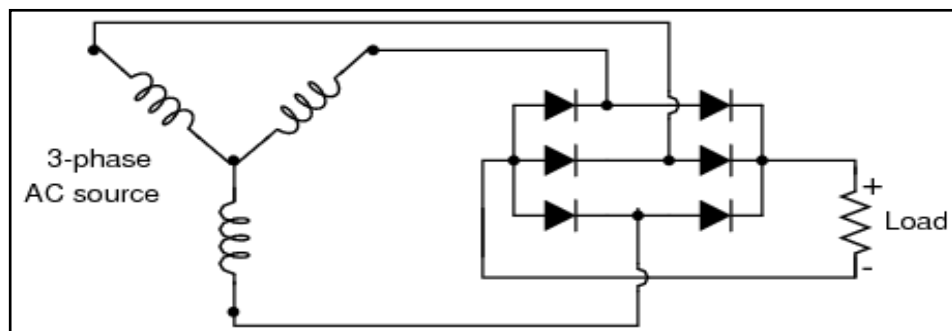


Figura 8 Diagrama de un puente rectificador trifásico

Fuente: (circuits, 2018)

2.4 Producción de corriente AC y rectificación

El proceso de rectificación de corriente alterna a corriente continua para la distribución y operación de los equipos eléctricos de la aeronave que realiza el puente rectificador de diodos funciona de la siguiente manera.

A medida que el rotor gira, la corriente de carga se induce a las bobinas estacionarias. La mayoría de alternadores son trifásicos por lo que tenemos tres bobinados separados por un desfase de 120 grados cada uno. Esto se lleva a cabo al conectar el extremo de cada bobinado entre sí formando una Y o estrella. Con el devanado estator en configuración trifásico, vamos a tener un pico de corriente máxima en cada conjunto de devanado cada 120°.

La corriente de salida de cada bobinado es conducida hacia un puente rectificador de onda completa, el cual está compuesto de diodos de silicio que rectifican la corriente de salida a una onda mucho más suave, la cual ya se denomina como corriente continua.

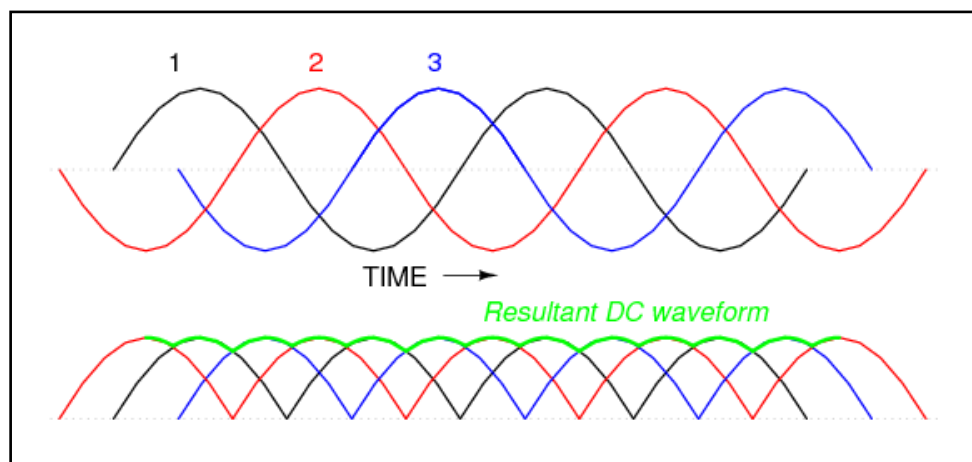


Figura 9 Salida de onda completa trifásica rectificada

Fuente: (circuits, 2018)

2.5 Energía externa

La alimentación externa puede provenir de una unidad de alimentación en tierra o simplemente de una batería externa. La batería instalada en la aeronave proporciona una manera autónoma de la aeronave para arrancar los motores por sus propios medios, pero debido a inclemencias del clima o a un

corto periodo de funcionamiento del motor que no permitieron la carga completa de la batería, el uso de una fuente externa de energía es necesaria.

La fuente externa aplica energía a la aeronave aun cuando la batería se encuentre descargada. La mayoría de fuentes de energía externas poseen un conector con tres pines de diferente tamaño para evitar una conexión incorrecta en la aeronave que se aplique un voltaje de polaridad inversa.

La energía comienza a fluir cuando el tercer pin, el más corto hace contacto para energizar un relé que cierra el circuito del segundo pin hacia la barra bus de la batería. El primer pin se utiliza para toma a tierra.

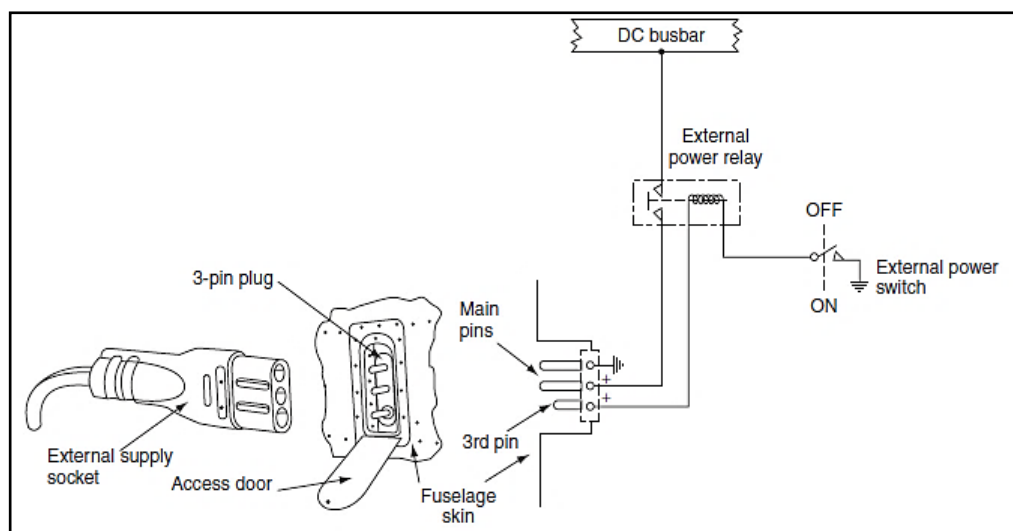


Figura 10 Esquema de conexión de planta externa

Fuente: (Michael H Tooley, 2008)

2.6 Distribución del suministro de energía

La energía eléctrica es suministrada a las cargas de la aeronave a través de barras llamadas comúnmente busbar que establecen rutas predeterminadas a circuitos alrededor de toda la aeronave. Este sistema de distribución se compone de una o varias busbar dependiendo de la complejidad del sistema eléctrico de la aeronave, la cual es directamente proporcional al tamaño y rol que cumpla la aeronave.

En aeronaves monomotor de aviación general, el sistema eléctrico se nutre fundamentalmente de corriente DC siendo de poca complejidad en la distribución de esta energía hacia los componentes eléctricos.

Para cualquier tipo de aeronave, la forma en que se distribuye la energía consta de los siguientes elementos:

- Barras Busbar
- Elementos de protección
- Elementos de control
- Cableado
- Cargas

2.6.1 Barra BUS

La palabra "bus" (como se usa en los sistemas eléctricos) se deriva de la palabra latina ómnibus que significa "para todos". Las barras bus a menudo se forman a partir de tiras gruesas de cobre, de ahí el nombre "barra". Estos tienen orificios a intervalos apropiados para unir un lado del dispositivo de protección (circuit breaker o fusible). Alternativamente, están hechos de alambre de gran calibre. La barra bus puede suministrarse desde una o más de las fuentes de alimentación que puede proporcionar una aeronave (generador, inversor, rectificador de transformador o batería). Los dispositivos de protección, ya sean fusibles o interruptores automáticos, están conectados en serie con un sistema específico; eliminarán la energía de ese sistema si surge una condición de sobrecarga.

2.6.1.1 Barra Bus en aviación general

Un sistema de distribución simple por medio de una barra bus y controlado por un master switch se utiliza en la mayoría de aeronaves pequeñas de aviación menor o general.

La corriente suministrada por la batería se dirige hacia la barra bus para lo cual debe pasar por un contactor de la batería que es accionado a través del master switch en cabina cuando se requiere energía en la barra bus. Adicionalmente, un alternador también suministra corriente a la barra a través de un propio sistema de control a través de un switch en cabina y un regulador de voltaje para mantener una salida de energía estable.

Una variación de la simple barra bus de la batería se llama barra de aviónica dividida (Split avionic bus) la cual consta una barra para suministro de energía a motores, luces y demás cargas eléctricas de la aeronave y una barra para suministro de energía a componentes electrónicos tales como radios, instrumentos y cargas electrónicas. De esta manera, a través de un switch se aísla la barra electrónica de la barra eléctrica para proteger a los dispositivos electrónicos de las fuertes cargas durante el arranque del motor o al utilizar una fuente de energía externa.

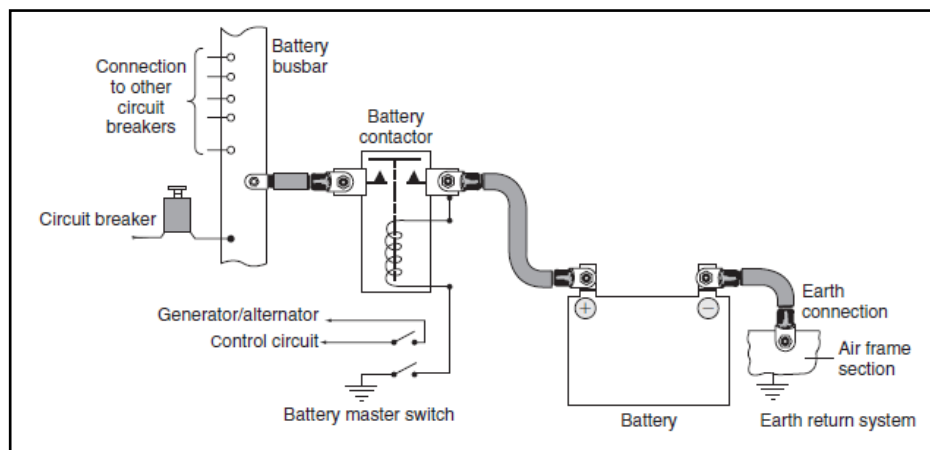


Figura 11 Esquema de una barra bus de la batería
Fuente: (Michael H Tooley, 2008)

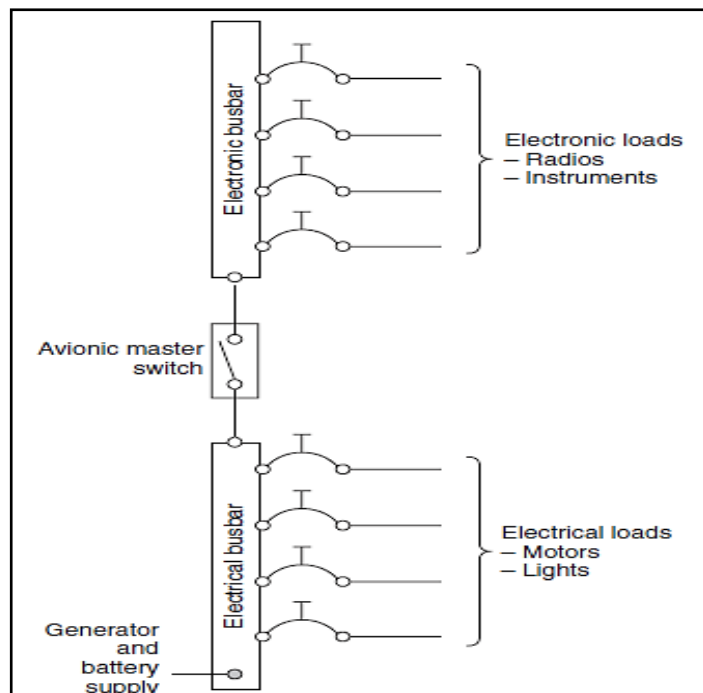


Figura 12 Barra bus de aviónica dividida
Fuente: (Michael H Tooley, 2008)

2.6.1.2 Barras bus en aviones grandes

Los grandes aviones de pasajeros y cargas comprenden varios sistemas eléctricos adicionales comparados a aeronaves de aviación menor, por lo que se utilizan varias barras bus. Este es un requerimiento debido a las posibles fallas de los generadores, cableado, etc. El manejo de estas fallas potenciales se realiza categorizando las cargas y desconectándolas unas de otra de acuerdo a una determinada secuencia.

El proceso de desconectar cargas del bus se denomina reparto de carga; esto se puede lograr mediante control automático o manual. Estas cargas están conectadas a barras de bus específicas que cumplen una función específica. Las conexiones entre las barras bus se realizan a través de contactores de servicio pesado o disyuntores. Los tipos de aeronaves varían, sin embargo, las siguientes categorías son típicas para muchas instalaciones.

- **Main bus**

El bus principal, también llamada bus no esencial, bus del generador o bus de carga; comprenden cargas como los galleys, el sistema de luces en cabina, el sistema de entretenimiento a bordo, etc. Estas cargas se pueden desconectar y aislar del sistema de distribución de energía sin afectar la seguridad de las operaciones.

- **Essential bus**

A veces llamado el bus vital o bus de seguridad, el bus esencial incluye equipo e instrumentos de vital importancia para una correcta y segura operación de la aeronave.

- **Battery bus**

Llamado también el bus standby o de emergencia, el bus de la batería suministra energía para un aterrizaje seguro de la aeronave. En la mayoría de aviones comerciales, se distinguen dos tipos, el main battery bus y la hot battery bus, siendo esta última siempre energizada para proporcionar corriente a cargas esenciales para la aeronave. En caso de falla masiva de los sistemas, este sería el último bus en fallar ya que se alimenta de energía de la batería.

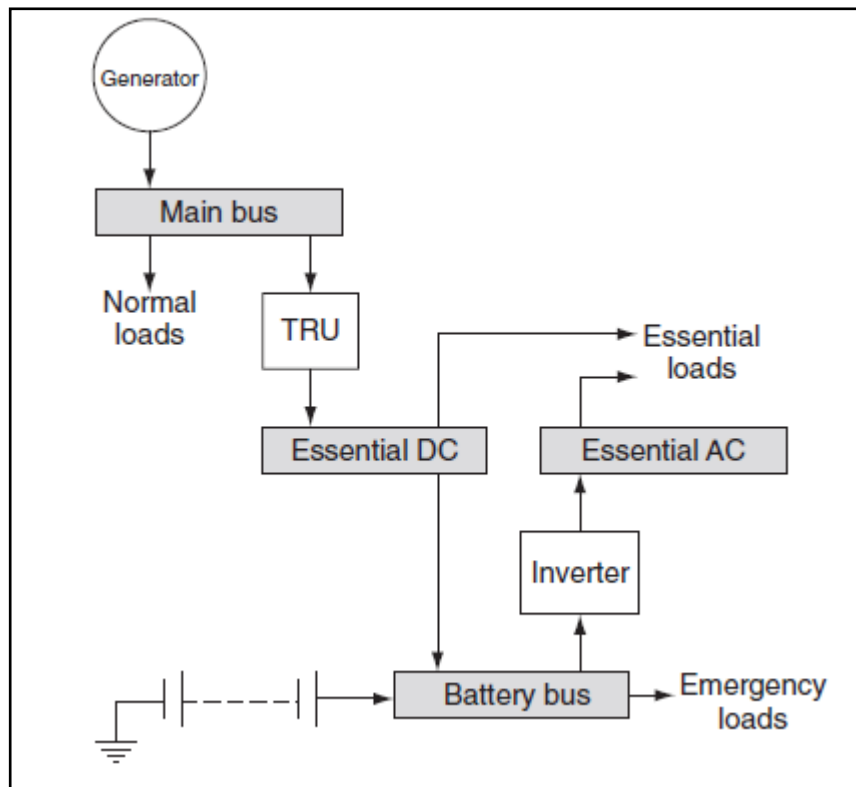


Figura 13 Esquema de distribución de energía típica
Fuente: (Michael H Tooley, 2008)

2.7 Cableado

Con el ingreso de nuevas tecnologías en el campo de la industria aeronáutica, los sistemas eléctricos y electrónicos se están volviendo más indispensables para una operación económica y segura de la aeronave. Todos estos sistemas están interconectados por medio de cables, por lo que una correcta instalación y mantenimiento del cableado es indispensable. Al cableado hay que tomarlo como una parte integral de la aeronave, ya que su función es de vital importancia. El cableado debe ser protegido de condiciones de sobrecarga que pueden llevar a condiciones de sobrecalentamiento, causando la liberación de humos tóxicos e incluso a un incendio inicial en el cableado.

2.7.1 Tipos de cableado

En la industria aeronáutica hay una amplia variedad de tipos de alambres y cables que son usados; por lo que pueden ser categorizados según el uso, especificaciones y aplicación:

- Cables y cableado de la estructura de la aeronave.
- Cables y cableado de equipos.
- Cables del sistema de ignición.
- Cables de las termocuplas.
- Cables de los buses de datos.
- Cables de radio-frecuencia (RF).

2.7.2 Ambiente de operación

En una aeronave, el cableado opera en un ambiente más severo que en otros tipos de vehículos de transporte. A parte de conducir corriente, a veces a alto voltaje, el cableado está expuesto a una variedad de ambientes, condiciones de operación e incluso contaminantes como:

- Fluido hidráulico.
- Combustible y / o aceite.
- Temperaturas extremas.
- Abrasión.
- Vibración.

2.7.3 Materiales y construcción

El cableado de la aeronave debe ser físicamente flexible para permitir que se instale, y luego soportar la vibración de la aeronave que hará que los cables se flexionen. El multi trenzado del conductor aumenta la flexibilidad del cable, lo que facilita la instalación y resistencia a la vibración de la aeronave.

El material aislante debe ser capaz de soportar la tensión aplicada, el material cobertor debe ser capaz de soportar la acción de contaminantes especificados según el cable. Los conductores deben llevar la corriente sin sobrecalentarse o tender a quemarse; también deben tener una baja resistencia de aislamiento para evitar caídas de tensión. Por estas razones, la mayoría de conductores son fabricados de cobre y aluminio.

El aluminio es utilizado a veces en la aeronave, pero el cobre es el mayor utilizado en instalaciones. En general, se utiliza el cobre como conductor por las siguientes razones:

- Alta ductilidad
- Fácil de soldar
- Alta resistencia al estrés de tensión
- Baja resistividad

2.7.4 Riesgos y peligros con el cableado

Un riesgo latente en el sistema eléctrico son los cortocircuitos, por lo cual un conductor debe estar aislado. En cableados de fuentes de alimentación de 12 o 28 voltios no se sufre el riesgo de descarga eléctrica, pero deben ser aislados para evitar la formación de un arco eléctrico, la pérdida de integridad y finalmente la falla del sistema.

Un aislante dañado y un fluido contaminante dan lugar a un arco húmedo. Esto se da cuando las superficies aislantes están en contacto con contaminantes que tengan iones libres, convirtiendo a la superficie en un electrolito, un medio eléctricamente conductor.

Las fugas de corriente son lo suficientemente altas para evaporizar el contaminante, convirtiendo a estas áreas en altamente resistivas al flujo de corriente, ocasionando que se desarrollen altos voltajes y pequeñas descargas en la superficie. Inicialmente, estas descargas emitirán pequeños destellos de luz en el aislante y un aumento de la temperatura hasta los 1000°C aproximadamente, causando una degradación en el material aislante. La capacidad del cableado de la aeronave para resistir el seguimiento del arco húmedo depende en gran medida del material de aislamiento del cable. El nivel de conductividad del electrolito influirá en el modo de falla resultante de este seguimiento de arco húmedo.

2.8 Protección de circuitos

El cableado está expuesto a la abrasión durante la vida de servicio de la aeronave, ocasionando que a la larga el conductor quede expuesto, pudiendo llevar a cabo una trayectoria de baja resistencia entre el conductor y la estructura de la aeronave u otro conductor adyacente. Una falla en el equipo, recorridos de baja resistencia y condiciones de sobrecarga en circuitos adicionales ocasionan que la corriente aumente en el circuito pudiendo superar la capacidad máxima del conductor. El calor se irá incrementando en el conductor ocasionando humo y finalmente fuego. Es de vital importancia proteger a los sistemas de estas subidas de corriente, para lo cual se emplean diferentes dispositivos.

2.8.1 Fusibles

Los fusibles son conexiones de alambre que están conectados en serie con el circuito. Los fusibles se calientan y se funden cuando su capacidad de carga de corriente se sobrepasa, interrumpiendo de esta forma el paso de corriente y aislando el circuito. La capacidad de corriente que lleva un fusible es predeterminada en el momento de construcción. El plomo, las aleaciones de estaño-bismuto y aleaciones de cobre o plata son los materiales utilizados para el filamento del fusible.

A través de la siguiente figura observamos las características de un fusible, el filamento del fusible está contenido dentro de una carcasa de vidrio o cerámica para evitar que el metal del filamento que se escapen ocasione daños a componentes adyacentes. Los extremos del fusible son tapas de metal que establecen la conexión entre el fusible y el circuito eléctrico. El portafusibles consiste de los terminales y de una tuerca de sujeción.

Los fusibles son de una sola vida, una vez que el filamento se funde en caso de subida de corriente, el único procedimiento es reemplazar el fusible por uno nuevo.

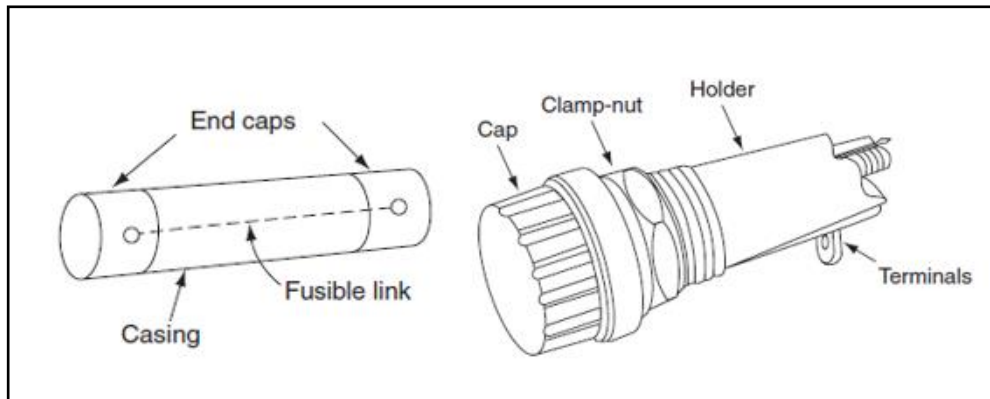


Figura 14 Fusible y porta fusible

Fuente: (Michael H Tooley, 2008)

2.8.2 Disyuntores

Los disyuntores o circuit-breakers son dispositivos electromecánicos que interrumpen la corriente en un circuito y lo aíslan en un evento de aumento excesivo de corriente. A diferencia de los fusibles, los disyuntores se pueden resetear para que vuelvan a conducir la corriente en un circuito cuando el problema se haya solucionado. Hay dos tipos de principios de disyuntores, el térmico y el electromagnético.

2.8.2.1 Disyuntores electromagnéticos

Un interruptor electromagnético es esencialmente un relé con corriente que fluye a través de una bobina. El campo magnético resultante atrae un mecanismo de armadura. La corriente es normalmente una proporción de la corriente de carga principal; esto aumenta en proporción a la corriente de carga principal. El mecanismo de armadura está vinculado a un par de contactos que transportan la corriente de carga principal. Estos contactos se abren cuando la corriente a través de la bobina excede un cierto límite.

2.8.2.2 Disyuntores térmicos

Este tipo de disyuntores consisten de un elemento térmico bimetálico, contactos del switch y un cierre mecánico. El elemento bimetálico es un resorte por el cual fluye la corriente, en un evento de subida de intensidad repentina, este se calienta y dispara el mecanismo de cierre cuando se excede el nivel nominal. El mecanismo está enlazado a los interruptores de conexión,

de modo que cuando el circuit breaker se dispara, abriendo el circuito y desconectándolo del sistema de energía eléctrica. Cuando se desconecta el sistema, un botón tipo pulsador salta hacia afuera del disyuntor indicando que el circuito está abierto. Un collar blanco en el botón ayuda a identificar el estado del disyuntor.

Este tipo de disyuntores son los utilizados en aviación actualmente porque permiten en un evento de subida de corriente, aislar automáticamente el circuito en conflicto y resetearlo una vez corregida la falla, sin necesidad de colocar un nuevo disyuntor, como en el caso de un fusible. Otra ventaja es la capacidad de aislar sólo un circuito o sistema de la aeronave con fines de mantenimiento.

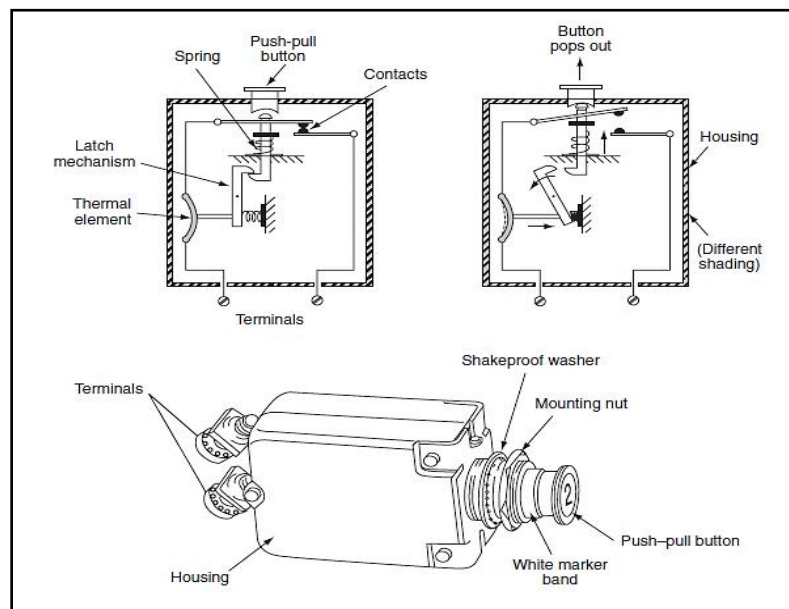


Figura 15 Componentes del Circuit breaker

Fuente: (Michael H Tooley, 2008)

2.9 Sistema de iluminación y luces en la aeronave

Las luces en las aeronaves son utilizadas por varios propósitos que incluyen, iluminación para seguridad en las operaciones, iluminación de cabina de mando y pasajeros, iluminación de bodegas de carga, etc. Las luces son controladas por medio de interruptores, resistores variables o algún tipo de circuito automático.

2.9.1 Tecnologías de iluminación

Durante años, el sistema de luces en las aeronaves ha ido evolucionando, ofreciendo en la actualidad alternativas más económicas y seguras dentro de la operación de la aeronave. Desde aeronaves de aviación general, hasta los aviones de pasajeros más sofisticados, utilizan varios tipos de luces, por lo que a continuación describiremos las tecnologías en iluminación utilizadas.

2.9.1.1 Incandescencia

La incandescencia es la radiación de luz de un filamento eléctrico debido a un aumento de su temperatura. El filamento es una pequeña longitud de cable, por ejemplo, el tungsteno, que resiste el flujo de electrones cuando se aplica un voltaje, calentando así el filamento. El tungsteno se puede dibujar en un filamento de alambre muy delgado y tiene un punto de fusión muy alto. El flujo de electrones crea una caída de voltaje que calienta el filamento a una temperatura donde la radiación se emite en el espectro visible.

2.9.1.2 Electroluminiscencia

La electroluminiscencia es un fenómeno óptico y eléctrico que provoca la emisión de luz. Esto se puede lograr con un flujo de electrones a través de un material semiconductor o mediante un campo eléctrico fuerte aplicado a través de un material de fósforo. La electroluminiscencia es el efecto de la recombinación de electrones y agujeros en un diodo emisor de luz (LED) o material de fósforo. Los electrones se imparten con una fuente de energía externa y liberan su propia energía como fotones. Esto se irradia como energía luminosa. En el semiconductor LED, los electrones y los orificios están separados por un proceso de dopaje para formar la unión p-n. Con la pantalla de fósforo electro-luminiscente, los electrones se imparten con energía por el impacto de electrones de alta energía que son acelerados por un campo eléctrico fuerte.

2.9.1.3 Lámparas fluorescentes

Las lámparas fluorescentes son dispositivos de descarga de gas formados por un tubo de vidrio sellado que está recubierto por dentro con fósforo; el tubo

de vidrio contiene vapor de mercurio mezclado con un gas inerte, por ejemplo, el argón o neón. La lámpara utiliza un alto voltaje para energizar el vapor de mercurio; resultando en un gas ionizado donde los electrones se separan del núcleo de sus átomos creando plasma. La liberación de energía hace que el revestimiento de fósforo tenga fluorescencia, es decir, produce luz visible. Las lámparas fluorescentes requieren una resistencia de balastro para regular el flujo de energía en el tubo.

2.9.1.4 Estroboscópicas

Las luces estroboscópicas se forman a partir de un pequeño tubo o envoltura de tubo o vidrio de cuarzo sellado de diámetro pequeño llenado con gas Xenón, el cual es un gas inerte químicamente muy estable, por eso es muy utilizado en equipos generadores de luz. La energía de la barra bus de la aeronave es convertida a una fuente de 400 voltios DC para suministrar a la luz estroboscópica. El tubo es diseñado de la forma adecuada para que encaje perfectamente en la instalación de las luces.

La emisión de luz se inicia ionizando la mezcla de gas de xenón aplicando un alto voltaje a través de los electrodos. Se requieren cables blindados entre la fuente de alimentación y las luces estroboscópicas para minimizar el efecto de la interferencia electromagnética. Un impulso de corriente de alta energía se dispara a través del gas ionizado sobre una base cíclica. La ionización disminuye la resistencia eléctrica del gas, de manera que se realiza un impulso del orden de miles de amperios a través del gas, imparte energía a los electrones que rodean los átomos de xenón, lo que hace que suban a niveles de energía más altos. Los electrones regresan inmediatamente a niveles de energía más bajos, produciendo fotones. Las luces estroboscópicas son una fuente de radiación ultravioleta de longitud de onda corta junto con emisiones intensas en el infrarrojo cercano. El efecto general es un flash blanco de alta intensidad.

2.10 Luces de cabina de vuelo

La cabina de mando se encuentra rodeada de luces que cumplen una función específica de iluminación. Este tipo de luces varían desde las típicas incandescentes hasta las nuevas luces LED.

2.10.1 Luces domo

Las luces tipo domo ubicadas en el techo proporcionan una distribución no direccional de la luz en el compartimiento; por lo general, contiene una lámpara incandescente y se alimenta desde la batería o el bus de servicios a tierra.

2.10.2 Luces tipo reflector

Más conocidas por su nombre en inglés, flood light, se encuentran en el compartimiento de vuelo. Se componen de lámparas incandescentes y / o tubos fluorescentes que proporciona una iluminación general de los instrumentos, paneles, pedestales, etc. Los tubos fluorescentes ubicados debajo del campo de protección contra el resplandor, glare shield en inglés, proporcionan una iluminación general de los paneles de instrumentos.

2.10.3 Luces de los instrumentos

La iluminación interna del instrumento es normalmente de lámparas incandescentes integradas dentro de instrumentos individuales; la iluminación debe estar protegida de cualquier reflejo directo en el piloto y debe ser regulable. La intensidad de la luz puede atenuarse con un simple dispositivo de reóstato. Este circuito típico es para instrumentos de vuelo, instrumentos de motor y paneles de interruptores.

2.11 Luces de cabina de pasajeros

Las instalaciones de luces en las cabinas de pasajeros varían en gran medida por el tamaño de la aeronave. Esto abarca desde una pequeña cantidad de lámparas incandescentes montadas en el techo hasta luces

integradas ocultas en el interior. Estas luces se controlan desde la estación de azafatas.

Adicionalmente, se encuentra un sistema de luces de emergencia independiente del sistema eléctrico principal de la aeronave, estas luces ayudan a los pasajeros a encontrar las rutas y salidas de escape ante un incidente o accidente aéreo. Las luces cuentan con su propia batería que es recargada continuamente desde el suministro de energía principal. El diseño y distribución de este sistema de luces de emergencia se encuentra regularizado para que cumpla con los estándares requeridos por la autoridad competente.

2.12 Luces exteriores

Prácticamente toda aeronave actual posee luces exteriores de alguna clase. Su tipo, propósito y complejidad de estos sistemas de iluminación varían de acuerdo al tamaño, función y entorno de operación de una aeronave. Dentro de la regulación vigente, se diferencia dos tipos de luces exteriores, las luces obligatorias y las opcionales. El principal objetivo de estas luces es mejorar la visibilidad de la aeronave con respecto a otras durante fases críticas de vuelo, en condiciones nocturnas o de baja visibilidad.

Las luces se controlan desde la cabina de pilotos de forma simple a través interruptores en la sección de luces del panel de cabina, la cual difiere de posición dependiendo del fabricante y modelo de la aeronave.

La utilización de luces obligatorias depende de la legislación en vigor en cada momento, así como las luces opcionales que quedan a discreción del piloto. El sistema de iluminación exterior, de forma general en una aeronave comprende de: luces de navegación, luces de aterrizaje, luces beacon, luces estroboscópicas, luces de rodaje, luces de logo y luces de inspección de ala.

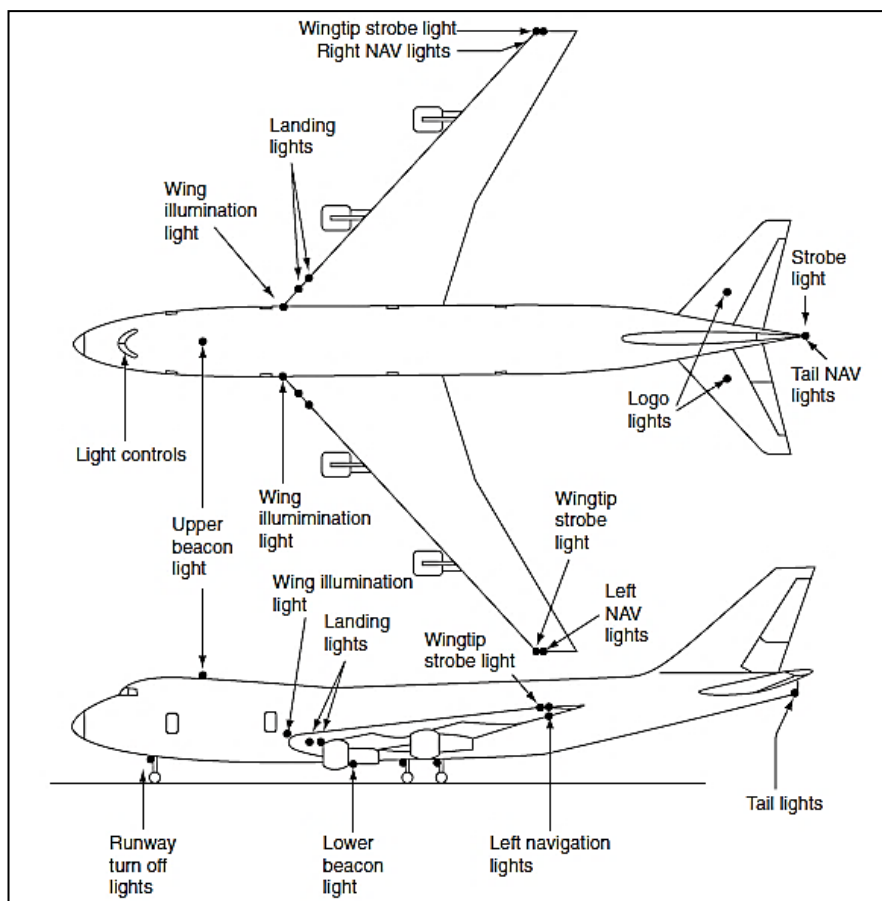


Figura 16 Distribución de luces exteriores en un Boeing 747
Fuente: (Michael H Tooley, 2008)

2.12.1 Luces de navegación

Las luces de navegación son utilizadas por los pilotos para determinar la posición y dirección relativa de una aeronave. Se comprenden de una luz roja situada en el extremo del ala izquierda, una luz verde en el extremo del ala derecha y una luz blanca en el cono de cola. Las luces poseen un rango de 120° de visibilidad con un alcance de visibilidad amplio. Estas luces se utilizan desde el ocaso y salida del Sol o en condiciones de baja visibilidad en vuelo y siempre encendidas en tierra.

2.12.2 Luces anticolidión

Son consideradas un complemento a las luces de navegación. En esta sección se encuentran las luces estroboscópicas y las luces de baliza. En las aeronaves se pueden encontrar una de ellas o ambas.

Las luces de baliza o mejor conocidas como luces beacon producen flashes de luz y pueden localizarse en el estabilizador vertical o en el fuselaje superior o inferior de una aeronave. Esta luz debe estar encendida en vuelo tanto de día como de noche. Su función en tierra es la de alertar al personal próximo a la aeronave de que los motores están encendidos o a punto de encenderse.

Las luces estroboscópicas se encuentran en las puntas del ala y punta del estabilizador vertical que produce flashes de luz a aproximadamente 70 por minuto. La intensidad lumínica es considerablemente alta, por lo que se puede observar a millas de distancia. Estas luces se utilizan desde el ocaso hasta la salida del Sol o en condiciones de baja visibilidad.

2.12.3 Luces de aterrizaje

Las luces de aterrizaje sirven para iluminar la pista en las fases de despegue y aterrizaje. Hay reglas que obligan su uso por debajo de 10000 pies o a 10 millas náuticas del aeropuerto de destino. Son las luces de mayor intensidad del avión. Son dispositivos de haz de luz sellado con lámparas de filamento que concentran la luz en una dirección. Se encuentran fijas en el borde de ataque del ala y en algunos casos son retráctiles y se encuentran pegadas al fuselaje.

2.12.4 Luces de rodaje

Estas luces se encuentran en el tren de aterrizaje de nariz. Su función es la de iluminar la calle de rodaje por la que circula la aeronave. La tecnología de fabricación es la misma que de las luces de aterrizaje. A veces son utilizadas conjuntamente con las luces de aterrizaje en la aproximación y aterrizaje, sobre todo en pistas poco iluminadas.

2.12.5 Luces de iluminación del ala

También llamadas luces de inspección de hielo, son incrustadas en el fuselaje o en la nacela del motor apuntando hacia el borde de ataque del ala y las tomas de aire de los motores donde se pueda apreciar desde cabina de vuelo la formación de cristales de hielo que se adhieren en estos sectores.

2.12.6 Luces de logo

Su uso principal es por fines comerciales. Al encontrarse el logo de la aerolínea en el estabilizador vertical, en las operaciones nocturnas terrestres en tierra se enciende una luz ubicada en el extradós del estabilizador horizontal, a cada lado, que ilumina el logo. A veces son utilizadas en la noche en espacios aéreos congestionados como una luz de información y reconocimiento adicional de la aeronave.

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Consideraciones generales

En el presente capítulo se detallan los procedimientos realizados en la inspección y mantenimiento del sistema eléctrico de la aeronave Cessna 150M de la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de Las Fuerzas Armadas, mediante el uso adecuado de herramientas, manuales e información técnica aplicable a la aeronave.

El manejo en un entorno de trabajo con energía eléctrica debe realizarse de manera cuidadosa, teniendo en cuenta todos los aspectos de seguridad. A pesar de que el sistema eléctrico de este tipo de aeronaves es de bajo voltaje, por lo que difícilmente podría causar un daño irreversible al ser humano, cualquier tipo de conexión deficiente o confusión al conectar el cableado podría terminar en la ocasión de un cortocircuito e incendio en la aeronave.

3.2 Estudio y estructuración de la inspección

Se realizó un estudio y análisis en general del sistema eléctrico de la aeronave para determinar la forma de trabajo, los aspectos de cada subsistema, la secuencia en la que se llevarán a cabo los trabajos y las diferentes alternativas en la solución de conflictos que podrían presentarse, para lo cual se realiza un diagrama de las fases en cómo la inspección va a ser desarrollada.

Las inspecciones a cada componente y subsistema del sistema eléctrico de la aeronave Cessna 150M están respaldadas por información técnica de los manuales de la aeronave, componente y circular de asesoramiento AC43.13-1B¹ emitida por Administración Federal de Aviación.

¹ Circular de asesoramiento emitida por la FAA la cual describe métodos, técnicas y prácticas aceptables para el mantenimiento y reparación de aeronaves.

3.3 Herramientas utilizadas en el proceso

Las herramientas utilizadas para la inspección y mantenimientos de los diferentes subsistemas del sistema eléctrico son las adecuadas para los trabajos a realizar, tomando en cuenta desde herramientas en general hasta herramientas específicas.

- Llaves mixtas
- Llaves Allen
- Pinza de corte
- Pinza alargada
- Cautín
- Pistola calentadora
- Crimpadora de terminales de conexión
- Destornilladores

3.4 Identificación de la aeronave

En aviación, antes de realizar cualquier trabajo en una aeronave se debe tener claro el tipo de aeronave en la que se va a trabajar, el número de serie y efectividad del mismo con el objetivo de recurrir al manual, a las órdenes de trabajo y repuestos correctas para determinado avión, ya que, por ejemplo, un chequeo puede estar realizado de forma correcta para un avión con determinada efectividad y de forma errónea para una aeronave con otra efectividad.

En aeronaves Cessna la efectividad se maneja con la serie de la aeronave para lo cual, en el manual de mantenimiento se encuentra una tabla con las diferentes variaciones de modelo del Cessna 150 y los números de serie de las aeronaves válidas para el uso de ese manual.

La placa de identificación se encuentra debajo del asiento del piloto anclada al piso de la aeronave. Se observó el modelo de la aeronave y el número de serie y se correlacionó esa información con la tabla del manual de servicio, concluyendo que el manual era apto para utilizar con la aeronave.

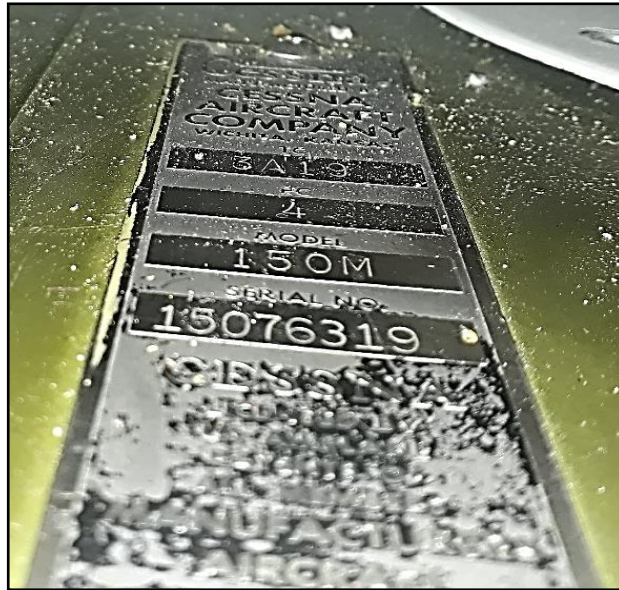


Figura 17 Placa de identificación

POPULAR NAME	MODEL YEAR	MODEL	BEGINNING	SERIALS	ENDING
150 STANDARD 150 TRAINER, or 150 COMMUTER	1969	150J	15069309		15071128
	1970	150K	15071129		15072003
	1971	150L	15072004		15072628
	1972	150L	15072629		15073661
	1973	150L	15073662		15074850
	1974	150L	15074851		15075781
150 STANDARD 150 COMMUTER 150 COMMUTER II	1975	150M	15075782		15077005
150 COMMUTER 150 COMMUTER II	1976	150M	15077006		
REIMS 150 REIMS/CESSNA F150	1969	F150J	F15000390		F15000529
	1970	F150K	F15000530		F15000658
	1971	F150L	F15000659		F15000738
	1972	F150L	F15000739		F15000863
	1973	F150L	F15000864		F15001013
	1974	F150L	F15001014		F15001143
REIMS/CESSNA F150 REIMS/CESSNA F150 COM- MUTER	1975	F150M	F15001144		F15001248
	1976	F150M	F15001249		
150 AEROBAT	1970	A150K	A1500001		A1500226
	1971	A150L	A1500227		A1500276
	1972	A150L	A1500277		A1500326

Figura 18 Lista de series del modelo C150

Fuente: (Cessna A. C., 1990)

Como se puede evidenciar, el modelo 150M de la institución con número de serie 15076319 entra dentro de los números de serie especificados para el uso del manual.

3.5 Servicio de la batería

3.5.1 Remoción de la batería

Para realizar una inspección a la batería es recomendable removerla de la aeronave para lo cual con ayuda del numeral 16-13 de la pág. 16-3 del manual de servicio (ANEXO A) se procedió a la remoción de la siguiente manera:

Se abre la capota superior del compartimento del motor para obtener acceso. Se remueve el cobertor de la batería superior al retirar de él un pasador que lo fija con su alojamiento. Se realiza la desconexión primero del cable negativo de la batería y a continuación el cable positivo. Este paso es muy importante de realizar de forma correcta, ya que realizarlo de forma inversa podría crear un cortocircuito y una descarga eléctrica hacia la persona que se encuentra en el proceso de remoción. Se levanta la batería con cuidado y se la remueve de su alojamiento.



Figura 19 Batería y compartimento

3.5.2 Inspección visual

Se inspeccionó visualmente la carcasa de la batería por signos de rajaduras y desgaste en general, en lo cual se evidenció un deterioro en la pintura de la carcasa plástica, lo cual no es de relevancia para la operación

de la batería. Posterior, se realizó una limpieza de los contactos de la batería, evidenciando que se encontraban en buen estado, con leves signos de corrosión que fue removida fácilmente.

Finalmente, se revisó cada una de las tapas de llenado de las celdas por condición para evitar fugas, encontrándose todas en óptimo estado de operación. En conclusión, externamente la batería se encontraba en buenas condiciones.

3.5.3 Limpieza de batería

Se realizó una limpieza externa de la batería para lo cual apoyados en el numeral 16-14 de la pág. 16-3 del manual de servicio (ANEXO A). El proceso es simple, una vez removida la batería se asegura que las tapas de cada celda estén correctamente apretadas y se aplica una solución de agua con bicarbonato de sodio en las paredes de la batería para remover suciedad y contaminantes. Finalmente se aplica agua limpia para remover la solución, se limpia el exceso de agua con una franela y se deja el tiempo requerido para que seque.

3.5.4 Adición de agua destilada

Con el tiempo, la batería descompone el agua del electrolito por medio de la electrólisis. El agua se descompone en gases de hidrógeno y oxígeno que escapan hacia la atmósfera por medio del sistema de ventilación de la batería.

Al ser una batería con un tiempo acumulado fuera de servicio, se evidenció que el nivel de electrolito había disminuido por debajo del límite normal, por lo que se agregó agua destilada para mantener ese nivel en cada una de las celdas.

Nota: Para este proceso se utilizó guantes de nitrilo para prevenir que una salpicadura de ácido cause algún problema de salud en contacto con nuestra piel.

3.5.5 Carga de la batería

Antes de realizar la carga de la batería, se revisó cada una de las placas a través de los orificios de llenado para constatar que el electrolito estaba a un nivel adecuado.

Siguiendo los pasos del numeral 16-17 de la pág. 16-4 del manual de servicio (ANEXO B) y correlacionando la información del manual de servicio de las baterías Gill en su sección 7.8 de métodos de carga (ANEXO C), hay dos métodos de carga ampliamente descritos, siendo el método de voltaje constante el más recomendado para baterías en las cuales el electrolito ya ha sido activado, es decir, baterías ya en uso.

Para la realización de este proceso se coloca la batería en un lugar ventilado y libre de dispositivos emisores de chispas o flamas dado que en el proceso de carga se liberan gases de hidrógeno y oxígeno que pueden ocasionar una condición explosiva.

Se coloca el cable positivo del cargador al terminal positivo de la batería. A continuación, se coloca el cable negativo del cargador al terminal negativo de la batería. Se ajusta el nivel de voltios del cargador de batería al valor correcto para nuestra batería de 12V. El cargador de batería utilizado es de la marca Century, el cual nos permite seleccionar dos modos de carga en 12V, el modo de 12V de carga media y 12V de carga alta y de arranque de motor. Se utilizó el nivel de carga alta. Se seleccionó el tiempo de carga en el panel de tiempo del cargador.

Al ser un método de carga de voltaje constante, la corriente será alta en un principio y esta se verá reduciendo a medida que la batería vaya alcanzando su nivel de carga completa.

Nota: en la siguiente figura se puede observar el amperímetro con un nivel alto de amperios en el inicio del proceso de carga.

Una vez que el amperímetro del cargador de batería se encuentra en cero o muy próximo a ese valor, se considera la batería cargada, por lo que se

mueve el selector de voltaje a OFF y se desconecta el cable negativo y posteriormente el cable positivo.

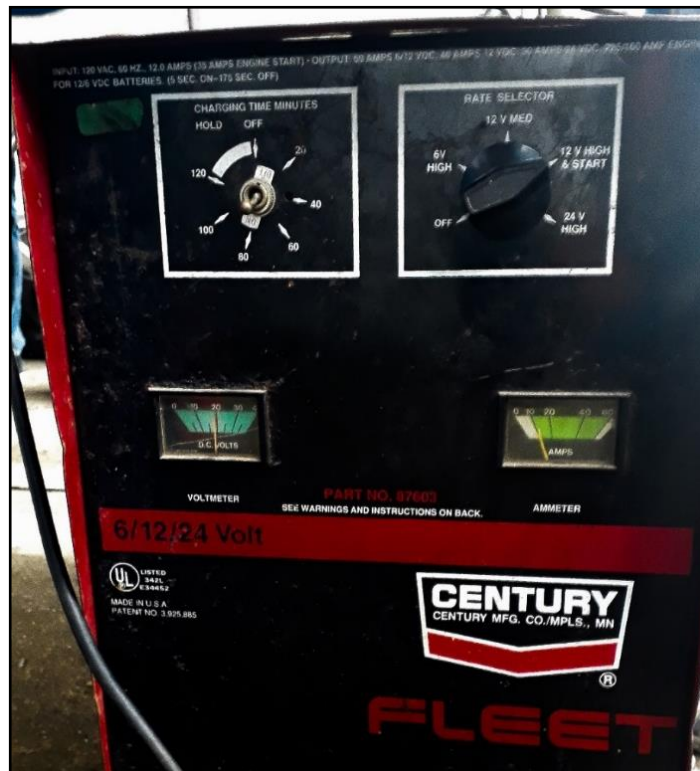


Figura 20 Cargador de batería

3.5.6 Prueba de la batería

Con la batería cargada según las instrucciones del fabricante, se procede a realizar un test de funcionamiento de la batería al realizar un arranque del motor en seco, es decir, sólo que realice un giro de su cigüeñal, lo cual hace mover la hélice, sin inyectar combustible para su encendido. En el test se analiza el poder de la batería para suministrar energía al arrancador del motor para hacer girar el cigüeñal a través de la caja de engranajes.

Para realizar esta prueba se procede a revisar el Manual de operaciones del piloto (ANEXO D), POH por su abreviación en inglés, en la sección 4 de procedimientos normales para realizar el arranque en seco de acuerdo a los procedimientos y seguridad establecidos por el fabricante. Antes de realizar el test, se debe realizar inspecciones y mantenimiento a diferentes subsistemas según sea necesario para garantizar que la batería energice al arrancador.

3.5.6.1 Inspección de contactor de la batería y cableado.

Se realizó una inspección visual al contactor de la batería por condición, el cual se encuentra anclado a la caja de la batería, evidenciando que externamente se encontraba en buenas condiciones, tanto de su cobertor como el de los terminales. El cableado que conecta al terminal positivo de la batería al contactor se encontraba en buen estado, de mismo modo con el cable que conecta al contactor del arrancador y el cable que conecta al master switch, procediendo sólo a limpiar los terminales para un contacto óptimo.



Figura 21 Contactor de la batería

3.5.6.2 Master switch y barra bus

En cabina se removió la parte inferior del panel el cual está sujetado por unos cuantos tornillos para obtener acceso a la parte posterior de los interruptores, fusibles, switch de ignición y barra bus.

Tras una inspección inicial se comprobó que el master switch y su cableado estaban en buena condición. El cableado no presentaba daños en su aislamiento y se encontraba enrutado hacia la pared de fuego y continuaba sin problemas hacia el contactor de la batería. La barra bus presentaba problemas de conexión para alimentar a otros sistemas de la aeronave, lo cual

se soluciona en posteriores secciones del proyecto de inspección y mantenimiento del sistema.

Se realizó una limpieza con un limpiador de contactos para remover polvo y otro tipo de contaminantes presentes en la barra de alimentación para poder desarrollar los trabajos de mantenimiento en un ambiente más limpio y ordenado.



Figura 22 Barra bus de la aeronave

3.5.6.3 Reemplazo de switch de ignición

Al inspeccionar el switch de ignición se encontró que el cableado estaba roto, por lo que se remueve el switch de la parte inferior del panel de cabina y con la llave se comprobó que el mecanismo se encontraba atascado por lo que la solución más práctica fue reemplazar el switch defectuoso por uno nuevo.

Con ayuda de un multímetro se mide la continuidad en cada uno de los cables que procedían de los magnetos, la batería y conexión a tierra. Se identificó cada uno para evitar errores al momento de la conexión con el switch.



Figura 23 Switch de ignición defectuoso

Se colocó nuevos terminales a los extremos de los cables sueltos que procedían de los magnetos, de la batería y de la conexión a tierra. Con ayuda del diagrama de instalación del switch de ignición (ANEXO E), se procedió a colocar cada cable en su terminal de la manera correcta de la siguiente manera:

1. Se coloca el cable que procedía de la batería al terminal de nombre BAT.
2. El cable de tierra al terminal de tierra GND.
3. El cable proveniente del magneto derecho al terminal 1.
4. El cable del magneto izquierdo se conecta al terminal 2.
5. Se conecta el cable del solenoide del starter al terminal 4.

Una vez finalizada la instalación del switch de ignición se procede a reinstalar el panel inferior de cabina para continuar con el test de arranque en seco del motor para verificar el estado de la batería.

El switch de ignición, además de ser el encargado del arranque del motor, tiene la utilidad de poder utilizar ambos magnetos para proporcionar la chispa en los cilindros o sólo utilizar un magneto, ya sea el izquierdo o derecho. En la operación normal, se utilizan ambos magnetos, mientras que se utiliza un solo magneto en los procedimientos de inspección del motor de la aeronave.

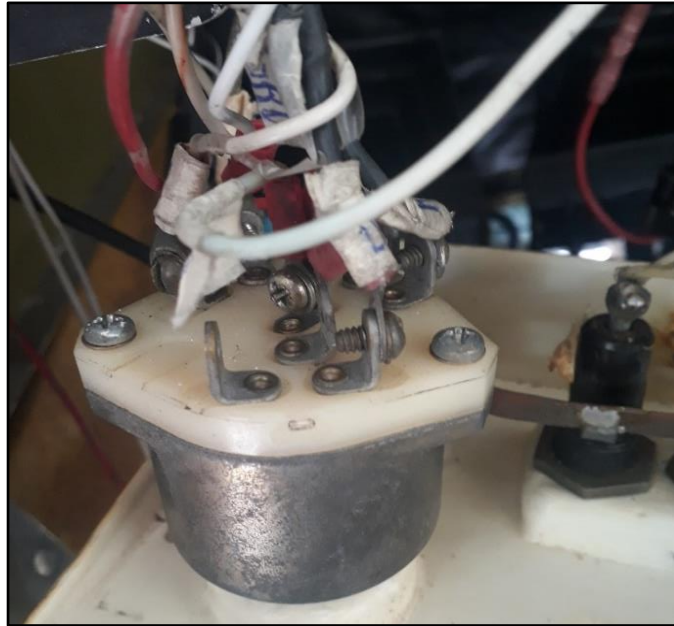


Figura 24 Switch de ignición instalado

3.5.6.4 Inspección pre arranque

La inspección pre arranque se realiza para determinar que el área alrededor de la aeronave se encuentre libre de objetos o personas que puedan resultar heridas al realizar el arranque en el motor. También sirve para asegurar que la aeronave está apta para realizar el tipo de arranque propuesto, para lo cual se revisan algunos ítems más.

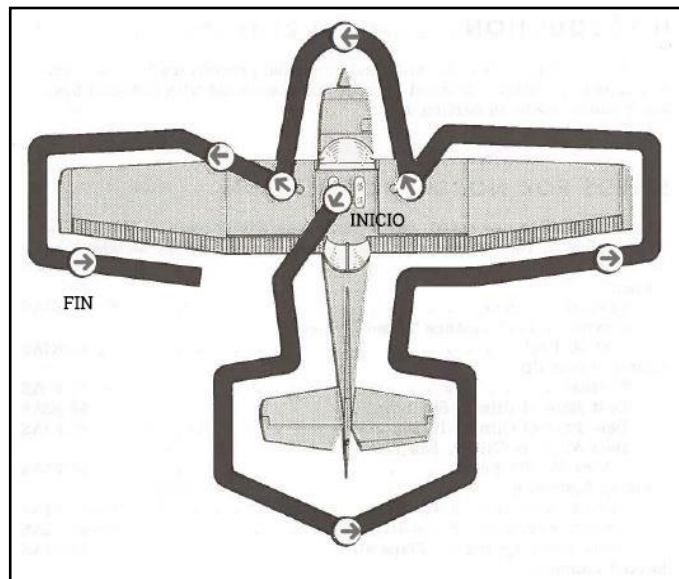


Figura 25 Walk around de la aeronave

Fuente: (Cessna, 1977)

Se realizó la inspección siguiendo la figura del walk around de la aeronave proporcionada por el POH (ANEXO D), siguiendo cada numeral de la siguiente manera:

- En cabina se comprueban que todos los botones, interruptores y fusibles se encuentren en la posición adecuada, equipos de comunicación con interruptores en off, palancas de potencia y mezcla en corte.
- Se camina hacia la cola para verificar que todo esté libre de obstáculos y se dirige hacia el ala derecha donde se verifica el perímetro.
- A continuación, se dirige hacia la nariz de la aeronave donde se inspecciona el nivel de aceite, el cual está un poco más arriba de la raya de los 4 cuartos, por lo que es apto para la operación de arranque en seco.
- Se realiza un drenaje del filtro de combustible situado en la parte baja de la pared de fuego para limpiar al combustible de posibles sedimentos o agua en la parte baja del filtro. En este caso al no necesitar de combustible, se omite este paso.
- Se comprueba el área alrededor de la hélice y la hélice por condición y en busca de objetos que puedan obstruir su libre movimiento.
- Se finaliza recorriendo el perímetro del ala izquierda para asegurar que esté libre de obstáculos y personal.

3.5.6.5 Arranque en seco del motor

Una vez concluidos los preparativos para el arranque en seco del motor, con la ayuda del POH de la aeronave y de su sección 4 de procedimientos generales, dónde se encuentra el procedimiento común de arranque de motor, procedimos de la siguiente manera:

1. En el procedimiento detalla que la palanca de mezcla debe estar rica, pero en nuestro caso, la mantenemos en Corte porque no se requiere que combustible ingrese al carburador.

2. El selector de calefacción del carburador se mantiene en COLD.
3. El selector de potencia en ralentí.
4. Master switch a posición ON.
5. Giramos la llave en el switch de ignición a la posición START y no se observa movimiento de la hélice.
6. Se realizó un nuevo intento de arranque del motor en seco, con la misma condición no satisfactoria ocurrida en el primer intento.

Se concluye que el test de arranque en seco del motor fue fallido por lo que se encamina una investigación con ayuda del manual de servicio de la aeronave para determinar la posible causa del problema.

3.5.7 Troubleshooting de la batería

En la sección 16 del manual de servicio de la aeronave que se refiere al sistema eléctrico de la aeronave, en la sección de caza fallas (troubleshooting) de la batería, se encuentra la tabla en la que el primer problema detalla la inconformidad que está sucediendo (ANEXO F)

3.5.7.1 Test por batería descargada

Según el troubleshooting, la primera causa de que la batería haya sido incapaz de arrancar el motor es que esta se encuentre descargada. El procedimiento nos manda a medir el voltaje en la batería encontrando que se encuentra a 9.68 voltios. Cuando el voltaje de la batería cae por debajo de 10 voltios en una batería de 12 voltios de capacidad, se considera a esta como profundamente descargada, la cual es demasiado desgastada para considerarse apta para operación. Esta condición se asume que fue causada por el proceso de sulfatación de la batería, debido al largo tiempo en la que la misma se ha encontrado almacenada. La sulfatación ocurre cuando la batería se encuentra descargada y almacenada, aquí el sulfato de plomo se cristaliza y adhiere a las paredes de las placas positivas y negativas, siendo un proceso irreversible, es decir, estos cristales no se vuelven a convertir en sulfato de plomo al recargar la batería. Este proceso se ve acelerado por el calor y desacelerado por el frío.

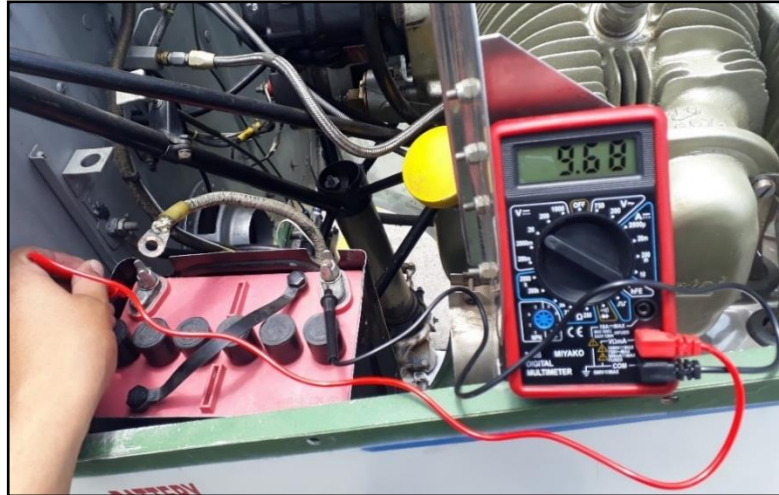


Figura 26 Medida de voltaje de la batería

3.5.7.2 Solución

Al no contar con un cargador de batería de corriente constante para realizar el procedimiento de reactivación de baterías profundamente descargadas y al ser una batería que ha pasado sin uso por un periodo relativamente largo, más de los 15 días que el manual establece como periodo en el que el proceso pueda tener éxito, se concluyó que la batería ya no se encontraba apta para operación, por lo que se adquirió una batería nueva tomando en cuenta las características descritas en el manual de servicio de la aeronave.

Se realizó un nuevo arranque en seco del motor, siguiendo los procedimientos realizados en el primer intento de arranque, evidenciando que esta vez la hélice si giraba sin ningún inconveniente.

3.6 Inspección del alternador

Debido a que la aeronave se encuentra varios años fuera de operación y de la inexistencia de informes de mantenimiento anteriores, se analiza que el alternador debe pasar por una inspección profunda para determinar su condición y proponer soluciones en caso de encontrar inconformidades de mantenimiento, dado que no hay un informe que confirme que el alternador ha sido sometido a las inspecciones correspondientes dentro de sus horas de servicio.

3.6.1 Remoción del alternador

La remoción del alternador del motor Continental O-200 de la aeronave Cessna 150M se llevó a cabo en concordancia con el proceso estipulado en el numeral 16-33 del manual de servicio de la aeronave (ANEXO G).

En cabina, se asegura que el master switch se encuentre en la posición OFF. Se remueve la capota superior del compartimento del motor para obtener acceso al motor, mediante el giro de tornillos en los flancos de la capota. Se desconecta el cable negativo (tierra) de la batería para prevenir cualquier descarga eléctrica. Se identifica y etiqueta el cableado conectado al alternador para evitar confusiones al momento de reconectar y se desconecta los cables del alternador. Se remueve las tuercas y arandelas de los montantes del alternador con cuidado para evitar que caigan en el interior del compartimento del motor y se remueve el alternador del motor. Finalmente, se cubrió el orificio del motor que conecta la caja de engranajes al engranaje accionador del alternador para evitar que penetren contaminantes al interior del motor.

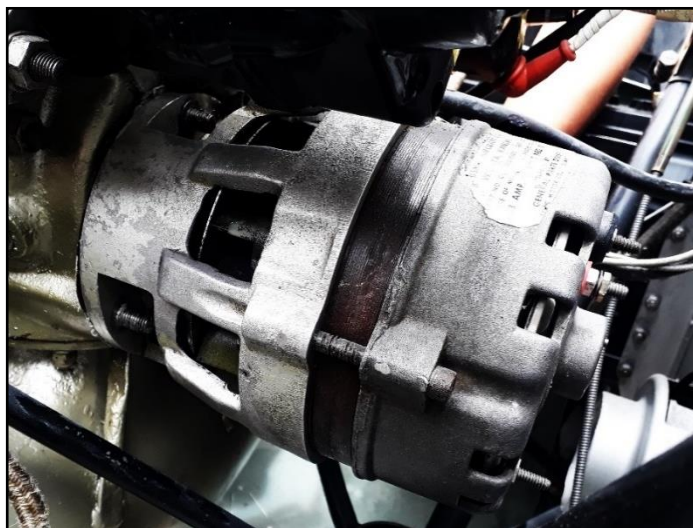


Figura 27 Alternador

3.6.2 Test al puente rectificador

Al abrir el alternador para inspeccionar su parte interna, se encuentra el puente rectificador encargado de convertir la corriente AC generada en el estator en corriente DC para su uso en la aeronave. Se observa que el puente

se encuentra formado por 6 diodos, 3 diodos de ánodo base y los otros 3 diodos de cátodo base en una placa disipadora.

Se realiza comprobaciones con el uso de un multímetro para comprobar que los diodos se encuentren en buen estado. Se conecta la probeta positiva al borde de conexión de la masa del puente y la probeta negativa a cada una de las conexiones de las bobinas del estator. Bajo esta condición, la medición de resistencia debería darnos un valor cercano a cero, dado que se está polarizando directamente al diodo, caso contrario indicaría que el diodo está dañado. Se verifica el test en los 3 bordes de conexión de las bobinas del estator, evidenciando que los valores de resistencia son cercanos a cero, por lo que se concluye que los 3 diodos de ánodo común están en buenas condiciones.

A continuación, el test para los restantes 3 diodos de cátodo común fue realizado, para lo cual se coloca la probeta positiva en cada una de las conexiones de las bobinas del estator y la probeta negativa en la salida positiva del puente rectificador.

En esta disposición del test, el diodo está polarizado directamente, verificando uno por uno los 3 bordes de conexión de las bobinas dando valores cercanos a cero, situación que indica que, al ser polarizado directamente, el diodo conduce energía, caso contrario el diodo está dañado. Se concluyó que los diodos se encuentran en buen estado.

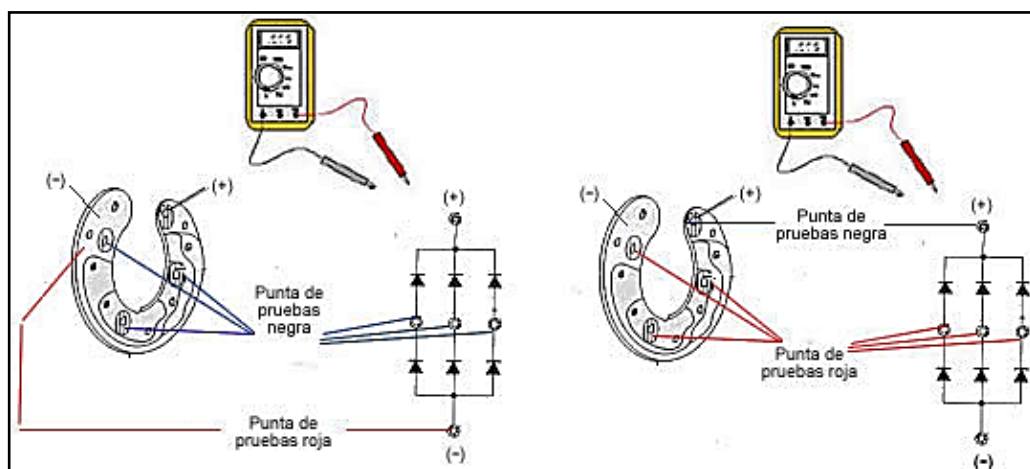


Figura 28 Representación gráfica del test de diodos

Fuente: (mecánica, 2013)

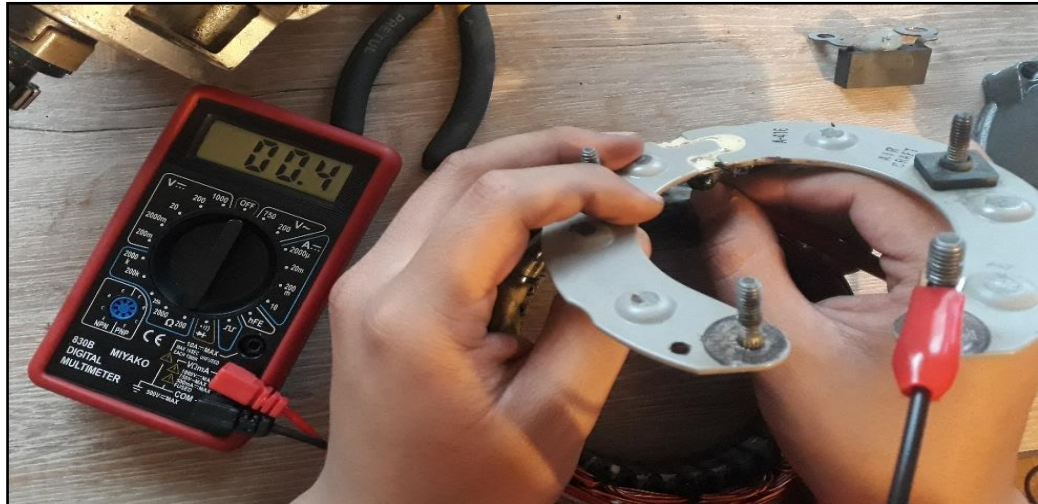


Figura 29 Test del puente rectificador

3.6.3 Inspección de escobillas

Para la inspección de las escobillas se necesita removerlas de su alojamiento, para lo cual se afloja un perno al que se conecta la escobilla. Al removerla del alojamiento, ésta se remueve con su muelle, por lo que es importante identificarlo.

Se verificó visualmente que las escobillas se encuentran en buen estado, libres de picaduras, rajaduras y otro tipo de daño en las mismas. Así mismo, se comprobó que el alojamiento de las escobillas estaba en buen estado.

Por último, se verificó la medida de las escobillas encontrando que se encontraban con una medida de 12 mm, por lo que se evidencia poco desgaste. Las escobillas nuevas tienen una longitud de 12.7 mm o 0.5 pulgadas según detalla el manual del alternador del fabricante Hartzell (ANEXO H), por lo que se concluye que las escobillas están aptas para operación, su nivel de desgaste está aún lejos del máximo permitido por el fabricante, por lo que, en una próxima inspección, las probabilidades de un reemplazo de escobillas son baja.

Las escobillas se encargan de transmitir la corriente eléctrica hacia los anillos deslizantes para la creación del campo magnético en el estator, el cual induce corriente en el estator y así generar energía eléctrica.

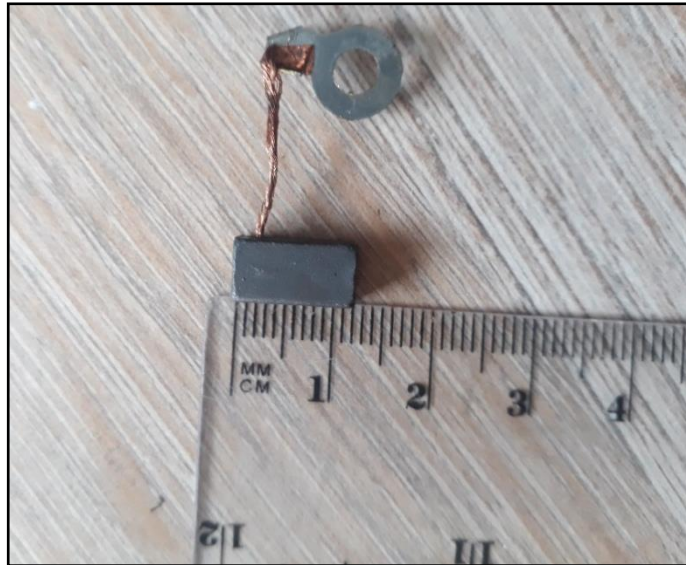


Figura 30 Medición de escobillas

3.6.4 Inspección del elemento rotor

La inspección al elemento rotor se realizó en busca de daños en los anillos deslizantes, grietas en el eje o masas polares, determinar la continuidad del circuito de la bobina de campo y el aislamiento entre la bobina inductora y la masa (eje). Para la inspección se realizó una limpia con alcohol para remover contaminantes del rotor y se realizó una inspección visual del mismo sin encontrar rajaduras en su eje o masas polares ni daño observable.

Se evidenció corrosión nivel I en las masas polares, este tipo de corrosión es superficial, con el uso de material abrasivo se procedió a removerla sin ninguna novedad posterior.

Los anillos deslizantes se encontraban en buen estado sin evidencia de erosión, picadura o grietas que comprometan su funcionamiento. Se determinó la continuidad del circuito inductor al configurar el multímetro en modo lectura de resistencia y aplicando las probetas a los anillos deslizantes, encontrando una resistencia de 4 ohmios, la cual es una lectura normal de funcionamiento del circuito.

Si la lectura hubiera marcado infinito, el circuito inductor del rotor se encontraría abierto en alguna sección, por lo que no se llegaría a generar el campo magnético necesario para la generación de energía.

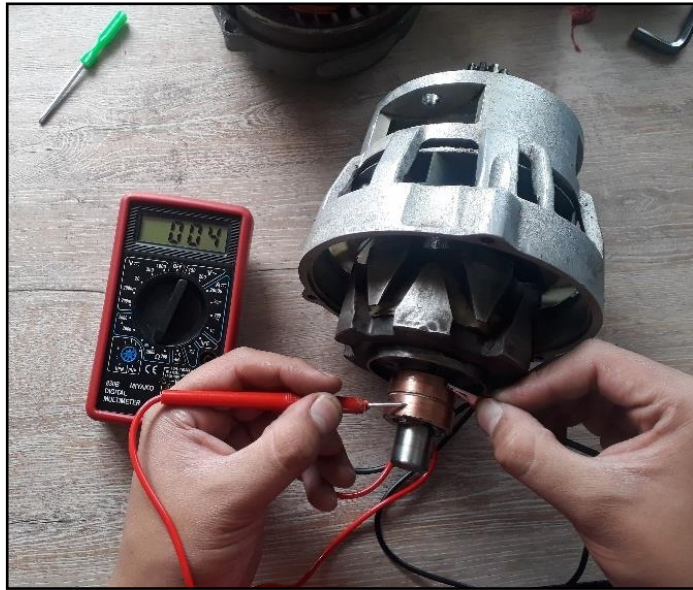


Figura 31 Test de continuidad en rotor

La bobina inductora y los anillos deslizantes se encuentran aislados del eje del rotor y para verificarlo se colocó una probeta del multímetro en modo resistencia a un anillo deslizante y la otra probeta al eje de rotor. La medida en ohmios fue infinita, fuera de la escala del multímetro, lo cual asevera que se encuentra aislado el circuito inductor del eje. El test concluyó satisfactoriamente y la inspección del sistema rotor del alternador fue concluida, realizando una última limpieza con alcohol para ser ensamblado en el conjunto al finalizar las inspecciones.



Figura 32 Test de aislamiento del rotor

3.6.5 Inspección del conjunto estator

Se inspeccionó visualmente que los arrollamientos situados en el estator se encuentran en buen estado, sin deformaciones y sin deterioro en el aislamiento. Por medio del multímetro en modo resistencia, se verificó que se encontraban aisladas cada una de las fases del bobinado con la carcasa del estator. Se concluyó que el estator se encuentra en buen estado para continuar con su operación.



Figura 33 Aislamiento del bobinado

3.6.6 Reemplazo de empaque dañado

El empaque ubicado en el montante del alternador se encontraba dañado de manera que ya no estaba cumpliendo sus funciones, por lo que se procedió a remover las partes que aún se encontraban fijadas en el montante y con el uso de papel victoria se realizó un nuevo empaque antes de proceder a la instalación del alternador. El procedimiento es relativamente fácil, se coloca el papel victoria sobre la superficie montante que estará en contacto con el bloque del motor y se aplica pequeños golpes con una maceta para que el papel de junta adquiera la forma necesaria. A continuación, se remueve las partes sobrantes y se realizan los orificios por donde atraviesan los pernos de sujeción.



Figura 34 Nuevo empaque del alternador

3.7 Instalación del alternador

Una vez realizados las inspecciones a los diferentes componentes del alternador, se procede a instalarlo en la aeronave para lo cual se sigue el proceso de remoción anteriormente descrito de forma inversa, según el manual de servicio de la aeronave. Se abre la capota del motor para obtener acceso a la parte posterior del mismo. La remoción del cable negativo de la batería para poder maniobrar sin riesgo es un paso fundamental. Cuidadosamente se coloca el alternador el alternador en los 3 pernos del montante, haciendo coincidir el acople de accionamiento con los engranajes de la caja de engranajes del motor. Una vez acoplado el alternador se procede a fijarlo con tuercas en los 3 puntos de montante.

Nota: dado el espacio reducido en los montantes del alternador, se debe realizar el acople de tuercas con cuidado, ya que, si una se resbala, se introduce dentro del alternador a través de las ranuras de ventilación y toca desacoplar el alternador del motor para remover dicha tuerca.

Se verifica visualmente el alternador por buen acople con el motor. A continuación, se procede a conectar los cables eléctricos a los diferentes terminales del alternador recurriendo al manual de la aeronave para obtener información respecto a la instalación y seguir el cableado hacia su origen para

verificación de donde provienen y saber a qué terminal del alternador deben ser conectados. No obstante, los cables fueron previamente identificados con cinta en la remoción del alternador, por lo que el trabajo de reconocimiento del cableado fue llevado a cabo con mayor facilidad.

Nota: Una conexión errónea podría dañar los diodos del puente rectificador.

Por último, se conecta el cable de tierra al terminal negativo de la batería, en caso de que fuera necesario y se instala la capota del compartimento del motor.

3.8 Inspección de dispositivos de protección de circuitos

El modelo de esta aeronave, a diferencia de modelos más actuales, cuenta aún con fusibles como elementos de protección. Se inspeccionó que el portafusibles y sus terminales estén conectados correctamente a la barra bus y al cable de salida hacia las cargas determinadas. Esta inspección visual determinó que se requería mantenimiento en algunas soldaduras ya que, algunos cables se encontraban casi despegados de la soldadura y otros adyacentes se encontraban sueltos.

3.8.1 Soldadura de cables a fusibles

En el proceso se requirió soldadura en aquellas partes que se encontraba deterioro en la soldadura o cuyos cables se encontraban sueltos. Para el cableado suelto, mediante observación e identificación del cableado, se determinó el sistema al cuál pertenecen. Los diagramas eléctricos proporcionados en el manual de servicio de la aeronave fueron de gran ayuda en el proceso (ANEXO I).

Al soldar cableado eléctrico, se aplica una pequeña cantidad de pasta de soldar en la unión para limpiar la superficie y asegure una unión óptima al momento de la soldadura. Con la punta del cautín caliente, se aplica estaño en su punta y se lleva hacia la unión. El estaño conecta al cable con el terminal del fusible.

Nota: El estaño se endurece casi de manera instantánea, una vez que deje de aplicar calor con el cautín, la unión queda soldada de forma inmediata.

Se revisó la soldadura por óptimas condiciones de aplicación y de ser el caso, se realiza una corrección aplicando calor al estaño, este se convierte en líquido y se vuelve a distribuirlo por la conexión de forma uniforme.



Figura 35 Soldadura en barra bus

3.8.2 Reemplazo de fusibles

En base al diagrama de fusibles de la sección 20 del manual de servicio de la aeronave, se procedió a instalar nuevos fusibles según la capacidad de amperaje determinada en el diagrama de la siguiente forma:

- Fusible 60A para el alternador generador.
- Fusible 15A para el sistema de accionamiento de los flaps.
- Fusible 20A para las luces de aterrizaje.
- Fusible 15A para la luz beacon y calentador del tubo Pitot.
- Fusible 10A para luz de techo y luces de navegación.
- Fusible 10A para indicadores de cantidad de combustible y luces de instrumentos.

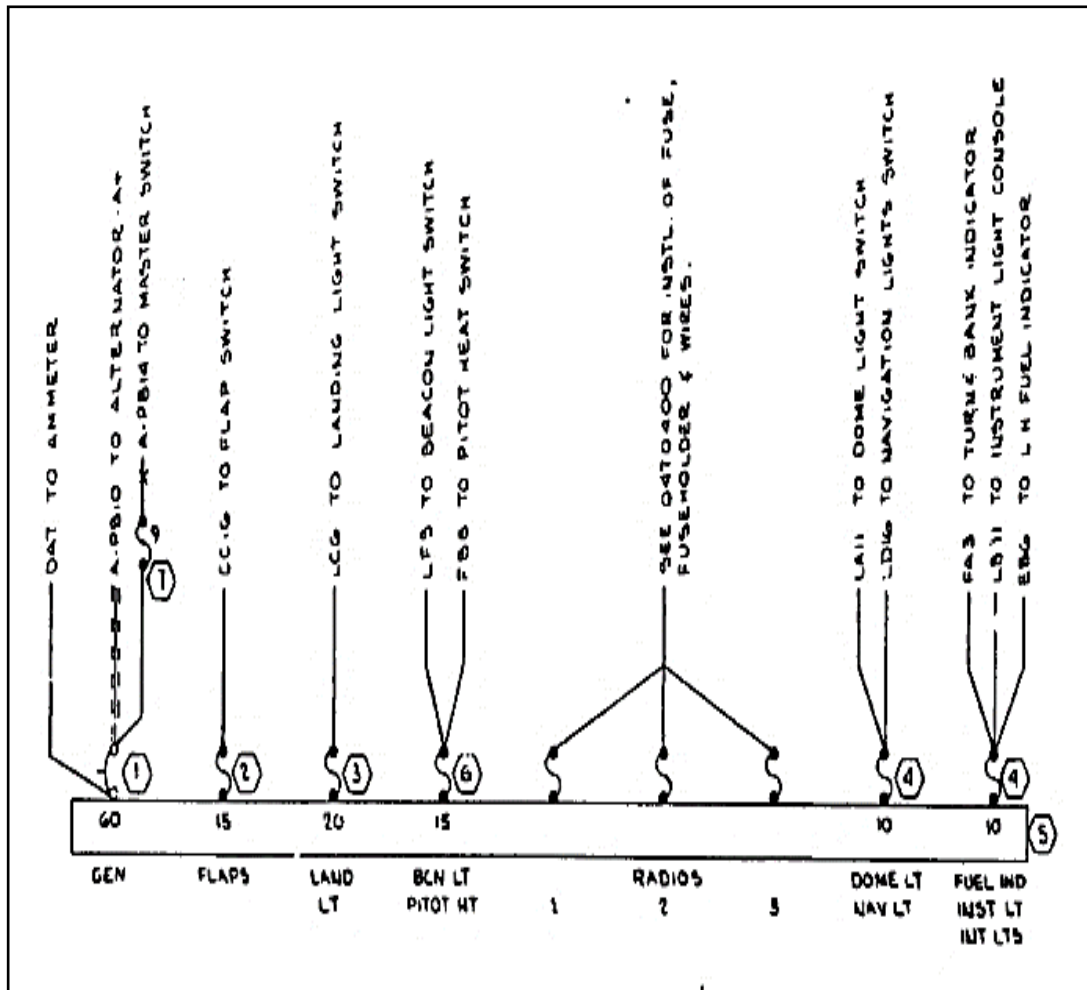


Figura 36 Diagrama de fusibles

Fuente: (Cessna A. C., 1990)

3.9 Rehabilitación de circuitos de luces de navegación

3.9.1 Inspección visual del cableado

Mediante inspección visual, se evidenció que el cableado de la luz de navegación del ala izquierda y el calentador del tubo Pitot en la raíz del ala se encontraban rotos. Las demás conexiones presentes en la raíz del ala izquierda se dirigían hacia el centro y parte posterior de la aeronave y se encontraban conectadas apropiadamente.

En base a la evidencia visual adquirida, se podría formular la hipótesis de que el cableado fue cortado al momento de la remoción de las alas para el almacenaje de la aeronave por partes.



Figura 37 Cableado suelto en ala izquierda

La inspección del cableado del ala derecha evidenció el mismo problema del ala izquierda, el cableado se encontraba cortado entre la raíz del ala y la cabina de la aeronave.

Mediante el análisis de la situación actual del sistema de luces se programa la realización de los siguientes procedimientos:

- Identificación y unión de los cables cortados.
- Test de continuidad en el cableado.



Figura 38 Cableado suelto en ala derecha

3.9.2 Identificación del cableado

En primera instancia se llevó a cabo la identificación de cada cable, tanto de la parte que se encuentra en el ala, como de la parte del cableado que se dirige hacia el panel de la aeronave. Con ayuda del manual de servicio, en su sección de diagramas eléctricos (ANEXO I), se visualiza el código del cable y se lo compara con el código presente en el manual. Los diagramas eléctricos de las diferentes luces de la aeronave se encuentran en la sección de anexos. Este método facilitó la identificación del cableado en aquellos cables en los que el código se encontraba presente y legible.

Aquellos cables que no tenían su código impreso en el aislante, se procedieron a realizar un test de continuidad con el multímetro para verificar a que interruptor y fusible se encontraban unidos, encontrando de esa forma a que sistema de luces pertenecía ese cable.



Figura 39 Identificación del cableado

3.9.3 Unión del cableado

El proceso de unión del cableado se lo realizó a través de la técnica de soldadura con estaño en base a las técnicas de soldadura descritas en el documento NASA-STD-8739.4A² en su capítulo 19 sección 19.7 Soldered

² Documento emitido por la NASA con prácticas estándar relacionadas a cableado eléctrico.

Western Union / Lineman Splice. Los cables se unieron con el siguiente procedimiento. Se instala una pequeña pieza de plástico aislante en uno de los cables para que sirva de aislante al finalizar el proceso de soldadura. Se pela una pulgada y media aproximadamente de material aislante en cada extremo de los cables rotos. Los extremos de cable desnudo son colocados uno sobre otro y se gira un cable alrededor del otro al menos por cuatro vueltas y a continuación, el otro extremo libre del cable se lo gira en torno al primer cable por al menos cuatro vueltas de igual manera. En la unión se aplica pasta de soldar para asegurar que el estaño haga contacto óptimo y uniforme con la unión. Se aplica estaño en la punta del caudín y se procede a soldar la unión. Una vez la soldadura está fría, se pone el plástico aislante instalado previamente, en la unión soldada y se aplica calor por unos segundos para que se contraiga y de esta forma aisle la unión

Nota: Este proceso se repite en la soldadura de todos los cables rotos del sistema de luces de la aeronave.

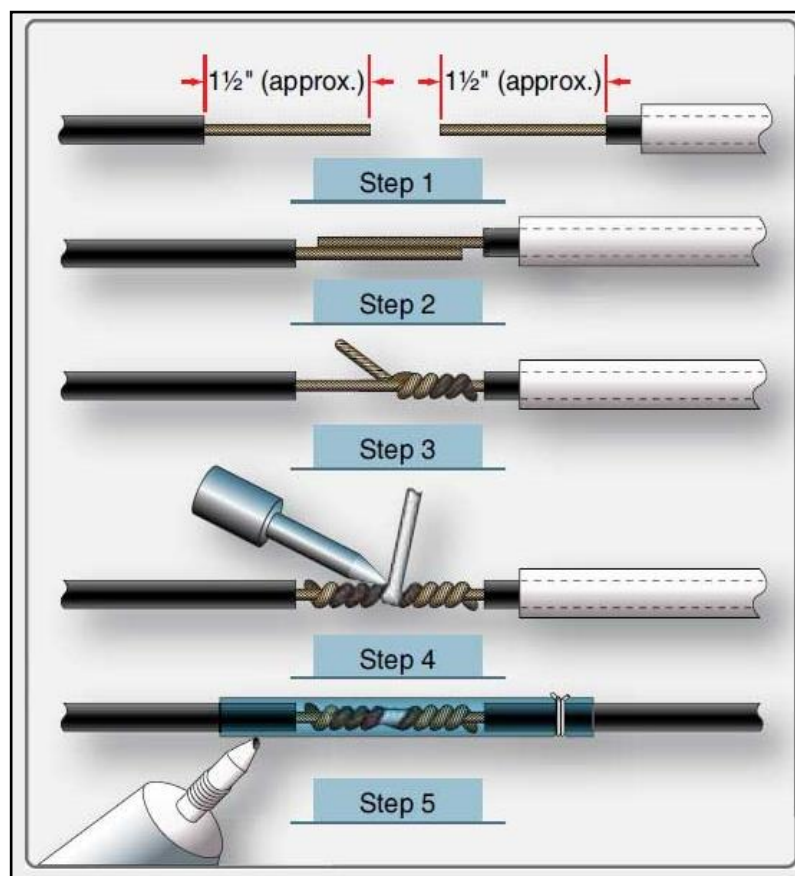


Figura 40 Proceso de soldadura

Fuente: (Mechanic, 2017)

3.9.4 Test de continuidad

El test de continuidad se lo realiza con un multímetro con el selector en modo continuidad. El propósito es confirmar que el cableado es capaz de conducir la energía eléctrica desde la barra de distribución hasta el extremo del cable dónde se conecta al receptáculo de la luz. Se conecta una de las probetas del multímetro al terminal de salida del interruptor de la luz de navegación y la otra probeta al extremo del cable que conecta a la luz. Se evidencia un sonido agudo del multímetro, el cual asevera la continuidad del circuito.

Este mismo proceso se realiza en las luces de navegación verde, que se ubica en la punta del ala derecha y en la luz de navegación blanca, ubicada en la cola de la aeronave, encontrando que en las tres había continuidad en el circuito, por lo que se puede continuar hacia el test operacional.



Figura 41 Test de continuidad de luz de navegación

3.10 Rehabilitación del circuito de luz de aterrizaje

3.10.1 Inspección y evaluación inicial

Se realiza una inspección visual del circuito de luz de aterrizaje apoyándose en el diagrama del circuito de luz de aterrizaje suministrado por

el manual de servicio de la aeronave (ANEXO I). Se evidencia que los fusibles e interruptores del circuito se encuentran en buen estado, más el cable que se dirige del switch hacia la capota inferior de la nariz de la aeronave se encuentra cortado al pasar la pared de fuego y también se constata la falta de la luz de aterrizaje como se observa en la siguiente figura. A lo cual, en esta evaluación se concluye que:

- Se debe añadir una cantidad de cable de 2 metros de longitud, desde el extremo cortado en la pared de fuego hasta el receptáculo de la luz de navegación, mediante el análisis del tamaño de cable recomendado en base a la longitud, voltaje y amperaje necesario en el circuito.
- Adquirir e instalar una luz que cumpla con los requerimientos de luz de aterrizaje.



Figura 42 Receptáculo sin luz de aterrizaje

3.10.2 Selección de cable para circuito de luz de aterrizaje

El AC 43.13-1B Acceptable Methods, Techniques, and Practices - Aircraft Inspection and Repair, sugiere dentro de su capítulo 11 correspondiente a prácticas estándar del sistema eléctrico la manera de seleccionar la dimensión adecuada de cable de acuerdo a los requerimientos del circuito de luz de tren de aterrizaje, para lo cual se hace uso de la tabla de análisis de carga

suministrada por el manual de la aeronave (ANEXO J). Una vez analizado el circuito se recopila la siguiente información:

- Amperaje del circuito: 20 amperios.
- Voltaje del circuito: 12 voltios DC.
- Longitud de cable faltante: 2 metros.

Se hace uso la tabla de selección de tamaño de cable en base a la información recopilada y se analiza de la siguiente forma. A la izquierda de la tabla se tiene el voltaje del circuito en unas columnas verticales, en nuestro caso, se elige la columna de 14 voltios. De manera horizontal se encuentra en cada columna de voltaje la longitud de cable que se necesita, en nuestro caso, se necesita 6.5 pies aproximadamente de cable. Se sigue la línea horizontal correspondiente hasta que se cruza con la línea diagonal de 20 amperios (la cuál es la corriente del circuito). En este punto, se dirige verticalmente hacia la parte inferior de la tabla, donde se encuentra la escala de tamaño del cable. Se observa que la línea se encuentra entre el tamaño de cable número 14 y número 16. Se selecciona la medida más larga próxima, en este caso el cable número 14. En el gráfico se encuentra de color anaranjado, la línea realizada en la elección del número de cable adecuado.

Se concluye que el número de tamaño de cable mínimo para un circuito suministrado por 12 voltios DC y de 20 amperios es del número 14, el cual tiene un área de 1.63 mm según el estándar americano AWG el cuál es usado en aviación.

Es importante elegir el número de cable correcto para el voltaje, intensidad y longitud del circuito, ya que una selección errónea del mismo conlleva riesgos como calentamiento excesivo del conductor, deterioro del aislamiento y eventualmente un cortocircuito al quedar el conductor expuesto al medioambiente, produciendo la quema del conductor y en el caso más severo, un incendio.

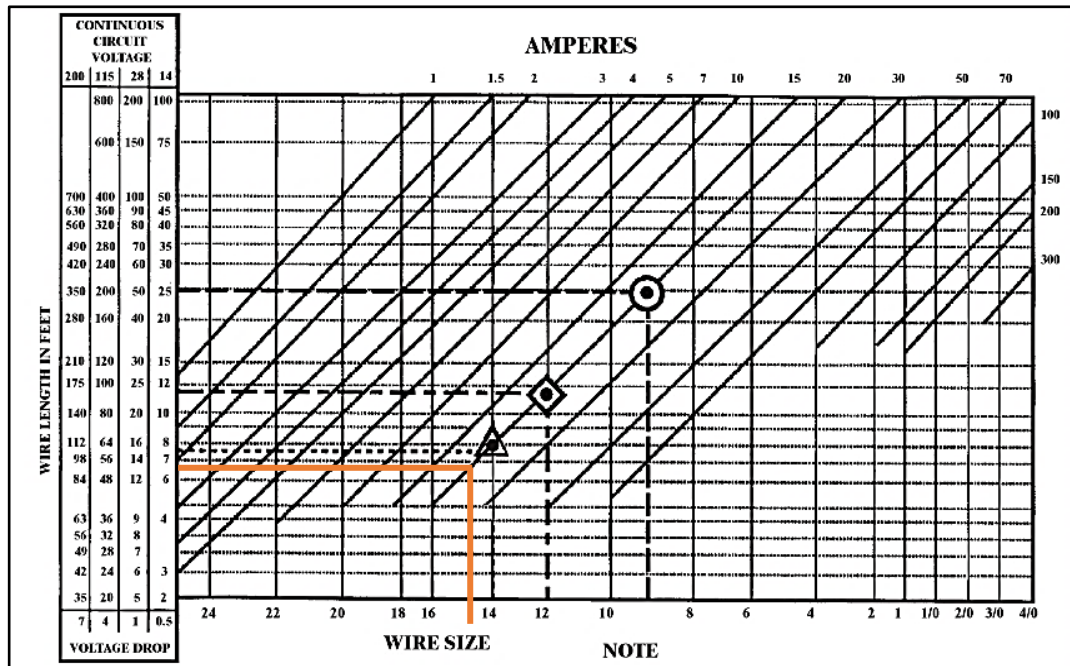


Figura 43 Tabla de selección de cable

Fuente: (FAA, 1998)

3.10.3 Unión de cable al circuito e instalación de luz de aterrizaje

Se realizó la conexión de la porción de cable faltante a cable del circuito a la altura de la pared de fuego mediante la técnica de soldadura y se aisló la unión con plástico, método aceptable según el NASA STD8739.4. El otro extremo del cable se soldó al terminal positivo de la luz de aterrizaje. El terminal negativo fue soldado a un cable y conectado a tierra por medio del montante del motor.

A continuación, se instala la luz de aterrizaje en la parte delantera de la capota inferior del motor, donde se encuentra ubicado su alojamiento y se fija a la misma mediante la instalación de tres tornillos de forma equidistante. Adicionalmente, se comprueba que el cableado que va desde la pared de fuego a la luz de aterrizaje no esté en contacto con las zonas calientes de la aeronave para evitar daños en su aislamiento.

En este modelo de aeronave, esta luz funciona de manera dual, cumple el rol de luz de aterrizaje y luz de rodaje para las operaciones en tierra y vuelo de la aeronave.



Figura 44 Luz de aterrizaje instalada

3.11 Rehabilitación de luz beacon

La luz beacon en la aeronave es considerada una luz anticolidión, sirve para identificar la aeronave en las noches y alertar al personal en tierra de que los motores van a ser encendidos y estas no deben apagarse hasta que los motores se apaguen.

Se realizó un diagnóstico del circuito, evidenciando que no se encontraba el flasher, dispositivo que produce el destello en la luz. Así mismo, la luz beacon, ni el soporte se encontraban en la aeronave por lo que se procedió a adquirir un flasher y una luz beacon para rehabilitar el circuito.

3.11.1 Instalación del flasher

Una vez adquirido el flasher, se procede a identificar sus terminales. El terminal X debe ir conectado a la alimentación de energía eléctrica y el terminal L a la carga, en este caso, la luz beacon. A continuación, se procedió a crimpar los terminales de los extremos del cableado y se instaló el flasher.

El flasher es el componente importante de este circuito, pues sin este, el foco emitiría luz de forma constante y no en modo de destellos como requiere su operación.



Figura 45 Instalación de flasher

3.11.2 Instalación de luz beacon

Se adquirió de segunda mano una luz beacon perteneciente a otra Cessna 150 en el territorio ecuatoriano. Para la instalación de la luz se compraron conectores hembra y macho para hacer que la luz beacon sea de fácil desconexión en caso de que se requiera remover. Se soldaron los cables de conexión y se aisló la unión. Finalmente, se realizó un orificio en la estructura de la aeronave para conectar el cable a tierra de la luz beacon.



Figura 46 Instalación de conector

3.12 Test operacional de luces

Una vez corregidas las inconformidades respecto a cableado y focos del sistema de luces de la aeronave, se procede a realizar un test de operación para probar el correcto funcionamiento. El desarrollo del proceso se realizó de la siguiente manera. Se conecta el cable de tierra al terminal negativo de la batería, el cual fue removido para realizar los trabajos en el cableado eléctrico sin riesgos de descargas u cortocircuitos. El interruptor de master switch es llevado a la posición ON. Para este rápido test operacional, sólo se usa energía eléctrica procedente de la batería, por lo cual no se requiere encendido del motor. Se activa el switch de luces de navegación y se comprueba visualmente su correcto funcionamiento y caída de amperios en el amperímetro de cabina. A continuación, se activa el switch de luz de aterrizaje y se verifica su operación adecuada. Finalmente, se desactivan las luces por medio de los interruptores, el Master Switch a OFF y se remueve el cable de tierra del terminal negativo de la batería.

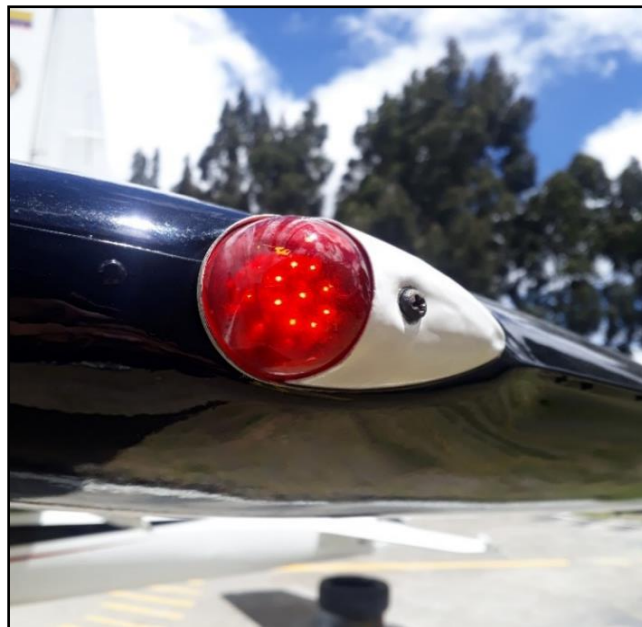


Figura 47 Luz de navegación ala izquierda



Figura 48 Luz de navegación ala derecha



Figura 49 Luz de navegación de cola



Figura 50 Luz de aterrizaje



Figura 51 Luz beacon

3.13 Inspección de la calefacción del tubo Pitot

3.13.1 Remoción del tubo Pitot

Se procede a remover el tubo Pitot para examinación, para lo cual primero se debe tener en cuenta sus componentes. Según la figura 52, el ítem 17 es el conector que une el Pitot con la estructura del ala, el ítem 14 es la línea del Pitot por donde entra la presión dinámica hacia los instrumentos, el ítem 16

es el cuerpo del tubo Pitot y el ítem 15 es el elemento calentador donde se produce el calor en el tubo Pitot.

El proceso de remoción del tubo Pitot es relativamente fácil y en conjunto con el manual de servicio de la aeronave se procedió de la siguiente manera:

1. Se removió los 4 tornillos que unen al tubo Pitot con la estructura del ala.
2. Se hala el tubo Pitot hacia afuera hasta que se tenga a la vista el conector de la línea de presión dinámica.
3. Se gira 1/4 de vuelta el conector para liberar al Pitot de la línea.
4. Se tapa el extremo de la línea de presión para evitar que penetren contaminantes al sistema.

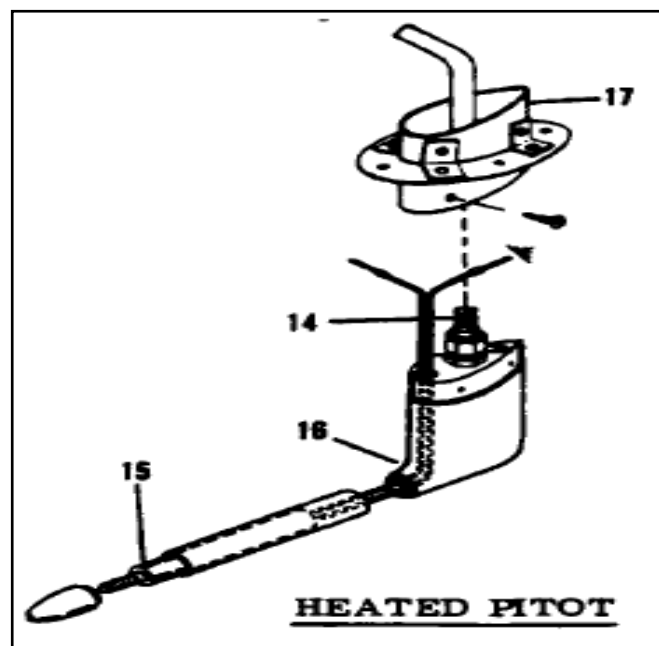


Figura 52 Componentes del tubo Pitot

Fuente: (Cessna A. C., 1990)

3.13.2 Test del circuito de calefacción

El sistema de calefacción del tubo Pitot es por medio de resistencias eléctricas, el cual se basa en el efecto Joule que estipula que, si en un conductor circula corriente eléctrica, parte de la energía cinética de los electrones se convierte en calor por el choque de los mismos con átomos del conductor, elevando de esa forma su temperatura.

Al tratarse de un circuito de resistencias eléctricas, se puede determinar fácilmente si el circuito se encuentra dañado. La medida de resistencia sería infinita en caso de que el circuito esté abierto en algún punto o cero si hay un cortocircuito en el mismo. Se realiza el test seleccionando el modo de ohmio más bajo en el multímetro. Se coloca la probeta roja en un extremo del terminal y la otra probeta en el extremo del otro terminal del circuito de calefacción del Pitot. El multímetro da una resistencia de 1,8 ohmios comprobando que existe resistencia en el circuito provocada por los elementos resistores que producen calor. Se concluye que el circuito interno de calefacción del Pitot se encuentra en buenas condiciones.

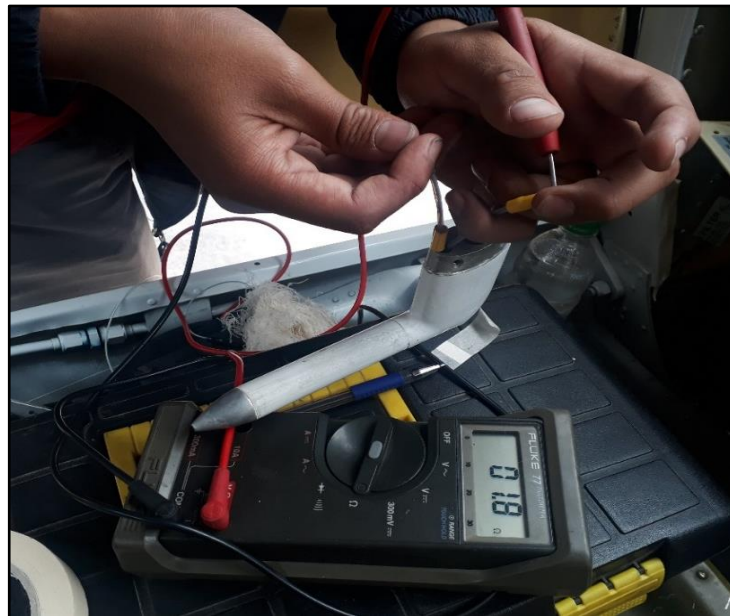


Figura 53 Test del circuito de calefacción del Pitot

3.13.3 Empalme de circuitos

El cable positivo desde la barra bus y el cable de tierra que se une a la estructura de la aeronave se encontraban en sus extremos sin terminales que hicieran posible el contacto con los terminales de los cables del tubo Pitot, por lo cual se procedió a colocar terminales para lo cual se removió media pulgada aproximadamente de material aislante de cada uno de los cables. Con el uso de una herramienta especial llamada crimpadora, se une coloca el extremo del cable a la parte del conector tipo barril abierto donde mediante compresión se empalma el cable con el conector. Se conecta los cables provenientes de

la aeronave a los terminales del circuito del Pitot. Se conecta la línea de presión al tubo y se instala por medio de los 4 tornillos al conector de la estructura del ala.

Nota: al ser un circuito de resistencia, no importa la polaridad del circuito, se coloca el cable positivo o el cable a tierra a cualquier terminal del Pitot.



Figura 54 Crimpado de conectores

3.13.4 Test operacional de la calefacción del tubo Pitot

Una vez realizada la inspección y mantenimiento al sistema de calefacción del tubo Pitot, se procede a realizar el test operacional.

Se conecta el cable de tierra al terminal negativo de la batería, ya que para este test sólo se utiliza energía eléctrica proveniente de la batería. En cabina, en el panel inferior se mueve el Master Switch a ON para energizar la aeronave. A continuación, se energiza el sistema moviendo el switch con la identificación Pitot Heat a ON para cerrar el circuito de calefacción del tubo Pitot y que fluya corriente eléctrica por él. Se espera unos minutos para que la temperatura sea percibida al tacto en el tubo Pitot. Este incremento es paulatino debido al efecto Joule, en el cual se describe que el calor proporcionado es directamente proporcional al tiempo que transcurre. Después

de varios minutos, se comprueba al tacto la temperatura del Tubo Pitot concluyendo que el sistema se encuentra en buen estado y apto para operar.

3.14 Inspección del flap motor

El motor flap es un conjunto compuesto por un motor de 12V, un tornillo sin fin e interruptores límites, más conocidos como limit switches, por su nombre en inglés. La inspección comprende la remoción del conjunto, inspección de los componentes, verificación de operación fuera de la aeronave e instalación para test operacional en la aeronave.

3.14.1 Remoción del flap motor

Basado en el manual de servicio de la aeronave, en el numeral 7-16 de la sección de 7 (ANEXO K) se procedió a remover el conjunto del motor del flap para su inspección. El sistema de cables y poleas de los flaps no estaba conectado por lo que los flaps se encontraban en posición Full Down, como lo requiere el manual de servicio. El cable negativo de la batería fue removido como medida de seguridad.

Se abren las tapas de acceso del ala derecha para acceder al flap motor. El perno que sujeta la transmisión del flap motor a la polea de accionamiento es removido y se gira la transmisión hacia la posición máxima delantera para reducir su longitud y poder ser removido por el pequeño orificio de inspección en el ala.

Se desconecta el cableado que conecta la alimentación del motor y el cableado de control de los limit switches a través de las conexiones rápidas y la conexión a tierra de la costilla del ala fijado por un tornillo y tuerca. A continuación, se remueve el perno que cruza el ala, desde el extradós hacia el intradós que asegura la bisagra del flap motor y con cuidado se maniobra para remover el componente del ala por el pequeño orificio de inspección adyacente al lugar de montante del flap motor.



Figura 55 Flap motor

3.14.2 Inspección del componente

Con el componente removido de la aeronave, se realiza una limpieza para remover suciedad y contaminantes que puedan interferir con la inspección. A continuación, se revisan los limit switches, comprobando que se encuentran funcionando, aunque en limit switch para “Full Down”, el accionamiento del switch se encuentra desgastado y podría requerirse un cambio a futuro. El cableado, aunque descolorido por el tiempo en uso, la continuidad es buena y no presenta problemas de instalación en el flap motor.

La transmisión y tornillo sin fin se encontraban sin evidencia de rajaduras y defectos que comprometieran su operación, por lo que se procedió a limpiar el tornillo sin fin y a añadirle una capa de aceite para evitar la fricción excesiva de sus partes.

Con el uso de la batería de la aeronave y unos cables eléctricos, se unió el contacto positivo y negativo de la batería a los cables de alimentación del motor y se comprobó su funcionamiento sin alguna discrepancia al respecto.

3.14.3 Instalación y primer test operacional

Para el proceso de instalación del flap motor, se realizan los pasos descritos anteriormente en la remoción, pero de forma inversa, por lo que no

se entra en detalles. Sólo, hay que tener en cuenta, que, si se remueve el pasador tipo bisagra de la transmisión, esta debe instalarse con la parte más pequeña hacia la parte superior del ala.

Con el flap motor instalado y su cableado conectado, se procede a realizar el test operacional, para lo cual, se energiza la aeronave mediante el Master Switch y se mueve es switch del flap hacia la posición UP, acción por la cual el flap motor debe energizarse y posicionar los flaps en 0° pero no ocurre nada. Con un multímetro se comprobó que no había voltaje a la salida del cableado procedente de switch, por lo que, evidentemente, una o varias fallas se presentan en el circuito, requiriéndose de un troubleshooting para determinar y corregir la discrepancia.

3.14.4 Troubleshooting del circuito del flap motor

Se dirige al manual de servicio a la sección de troubleshooting del flap motor (ANEXO L) y al diagrama del circuito del flap motor (ANEXO I) para revisar las posibles causas y soluciones a la discrepancia encontrada en el desarrollo del test operacional. En base a la tabla del manual de servicio de la aeronave, una falla en el movimiento del flap motor se debe a los siguientes eventos descritos.

- Un fusible quemado sería la causa por la que el circuito no funcionara, ya que este elemento sirve como protección del sistema, conectado entre la barra bus y el cable de alimentación hacia el switch del flap. El fusible se encontraba en buen estado por lo que se descartó como problema.
- El manual manda a remover el motor y comprobar su funcionamiento, proceso que realizamos con anterioridad, por lo que se descarta como problema, ya que funcionó de forma satisfactoria fuera de la aeronave.
- Se desconectó cada uno de los cables del switch del flap y se realizó un test de continuidad en el cableado desde el conector del flap motor hasta el switch del flap. Uno a uno se fue identificando y comprobando su continuidad y se conectaron a el terminal

correspondiente del switch con ayuda del diagrama del circuito. Por lo tanto, el switch y el cableado hacia el flap motor desde el switch se encontraban en buenas condiciones.

- Al comprobar el cable de alimentación al switch desde la barra bus se encontró que no había continuidad en ese tramo. Se energizó la aeronave y se midió voltaje a la salida del cable, marcando 0 voltios, ratificando de esa manera, que el problema se encontraba en esa sección del circuito. Se procede a realizar una inspección visual determinando que el problema es que se había desoldado el terminal del portafusibles que conecta a la barra bus, por lo cual no se permitía la energización del circuito.

3.14.5 Acción correctiva

La solución, evidentemente, consistió en soldar el terminal a la barra bus para lo cual, se identificó el cableado de las conexiones de los interruptores de operación de luces y demás equipo y se removió hacia el área adyacente para despejar el área de trabajo, ya que estos podrían sufrir daños en su aislamiento al accidentalmente ser tocados por la punta del cautín caliente y entorpecer el correcto método de soldadura. Con el cautín caliente, se aplica estaño a la unión para formar una conexión sólida y uniforme, se deja enfriar por un corto tiempo, ya que la fusión del estaño una vez que se deja de aplicar calor es casi inmediata. Se comprueba la soldadura realizada para verificar que el estaño se ha adherido de forma correcta a la barra bus.

A continuación, se energiza el Master Switch y se mide voltaje en la salida del cable desde el fusible hacia el switch de operación de los flaps, indicando el multímetro una medida de 12.19V.

Se concluye que el problema fue que el circuito se encontraba abierto entre la barra bus y el fusible circuito de operación del flap motor, una vez realizado el proceso correctivo descrito, el circuito se encuentra con energía eléctrica disponible para realizar un nuevo test operacional.

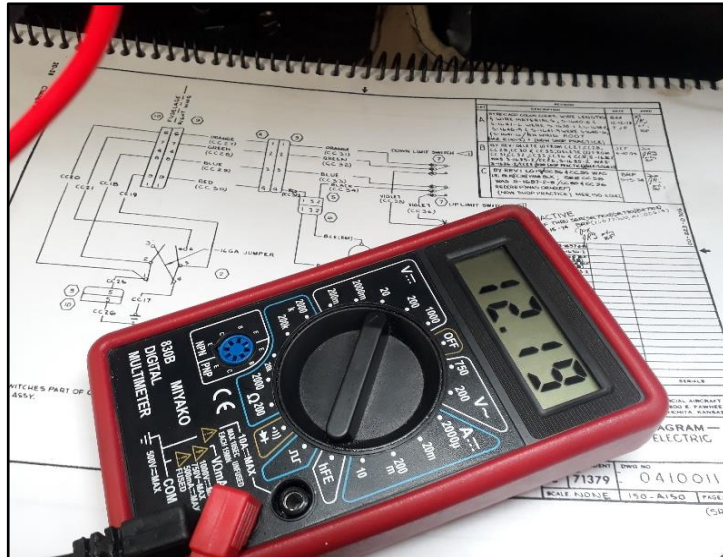


Figura 56 Medida de comprobación

3.14.6 Segundo test operacional

Con las correcciones respectivas, se procede a energizar la aeronave y se mueve el switch hacia la posición UP, evidenciando como los flaps comienzan a subir lentamente hasta esa posición. Con el flap totalmente retraído, se lleva el switch a la posición DOWN y los flaps se posicionan suavemente en la posición completamente extendidos. Este test, sencillo de realizar demostró que el troubleshooting del sistema fue eficaz y se logró solucionar la discrepancia presentada durante el intento de realización del primer test operacional.



Figura 57 Posiciones de los flaps

3.15 Análisis de la inspección

3.15.1 Simbología del diagrama de flujo

La simbología básica para elaborar un diagrama de flujo es la siguiente. Se consideran los básicos para realizar un diagrama y en la mayoría de los casos es suficiente y no se hace uso de otros símbolos adicionales que solo se usan en aplicaciones específicas. Un diagrama debe realizarse de la forma más simple y concisa posible para asegurar que sea fácil de comprender.



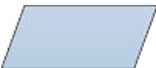

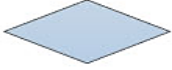
Símbolo	Nombre	Función
	Inicio / Final	Representa el inicio y el final de un proceso
	Línea de Flujo	Indica el orden de la ejecución de las operaciones. La flecha indica la siguiente instrucción.
	Entrada / Salida	Representa la lectura de datos en la entrada y la impresión de datos en la salida
	Proceso	Representa cualquier tipo de operación
	Decisión	Nos permite analizar una situación, con base en los valores verdadero y falso

Figura 58 Simbología de diagrama de flujo

Fuente: (SmartDraw, 2007)

3.15.2 Diagrama de flujo de la inspección

El diagrama de flujo representa de forma general como se llevó a cabo la inspección del sistema, teniendo en cuenta varias decisiones al finalizar cada una de las inspecciones de los componentes del sistema eléctrico de la aeronave. Primeramente, se comenzó con la parte de generación de energía del avión, posteriormente se revisó el cableado desde los componentes de generación hacia el elemento distribuidor de la energía eléctrica y desde este elemento hacia las cargas o componentes de la aeronave. Finalmente se hizo un test de operación de los componentes involucrados en el desarrollo de la inspección.

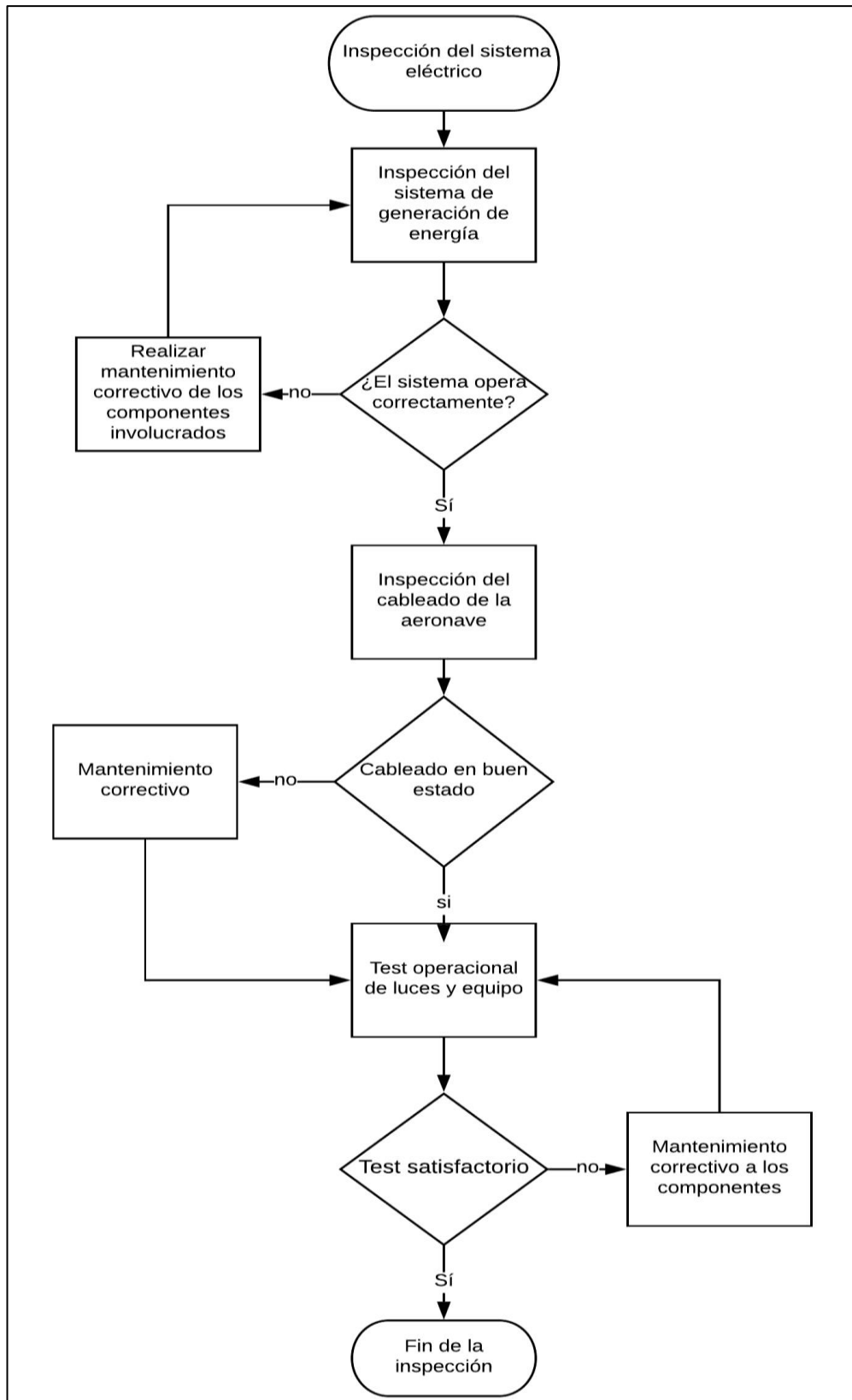


Figura 59 Diagrama de flujo de la inspección

CAPITULO IV

4.1 Conclusiones

- El sistema eléctrico en la aeronave Cessna 150M se lo puede considerar como uno de los más básicos dentro de la industria aeronáutica ya que se alimenta exclusivamente mediante corriente continua el cuál simplifica la instalación de componentes ya que sólo el cable positivo necesita ser conducido desde la barra bus hasta el dispositivo consumidor, mientras que el cable negativo puede conectarse fácilmente a la estructura de la aeronave que sirve como tierra.
- Una selección errónea del tamaño del cableado en un circuito puede ocasionar un incremento de temperatura demasiado elevado en el conductor por efecto Joule que termine dañando el aislante del conductor, ocasionando un cortocircuito y un riesgo de incendio, por lo que una selección correcta es de vital importancia para el buen funcionamiento de los circuitos eléctricos.
- Mediante procedimientos de medición de resistencia en los circuitos inductores, inducidos y de rectificación del alternador se puede evaluar que componente del conjunto está dañado y provocando una falla a nivel general del alternador y de esa manera tomar las acciones y medidas correctivas necesarias para solucionar el conflicto.

4.2 Recomendaciones

- Trabajar en el mantenimiento del sistema conlleva riesgos desde sufrir una descarga hasta la muerte del operario, provocar cortocircuitos, daños irreversibles a los componentes e incendios ante una mala manipulación o práctica, por lo que, un buen conocimiento teórico es fundamental antes de realizar cualquier trabajo, con el objetivo de asegurar un resultado satisfactorio. Adicionalmente, se deben cumplir todas las normas de seguridad estipuladas en los manuales de mantenimiento y utilizar los equipos de protección personal al desarrollar las tareas de mantenimiento.

- Tener mucha precaución al momento de conectar los cables positivo y negativo a la batería, una polaridad inversa, aunque fuese momentánea es suficiente para dañar dispositivos semiconductores en la aeronave como los diodos del puente rectificador del alternador, diodos en equipos de radios, transistores, etc.
- Analizar la creación de un proyecto de aula que se base en la actualización de los dispositivos de protección de circuitos, con la finalidad de reemplazar la tecnología antigua de los fusibles por disyuntores térmicos (circuit breaker) en la aeronave Cessna 150M con el objetivo de fortalecer la práctica del estudiante con respecto a alteraciones menores en una aeronave.

ABREVIATURAS

AC: Alternating Current (Corriente alterna)

AWG: American Wire Gauge (Calibre de alambre estadounidense)

BAT: Battery (Batería)

DC: Direct Current (Corriente Continua)

GND: Ground (Tierra)

HP: Horse Power (Caballo de potencia)

IR: Internal Resistance (Resistencia Interna)

KW: Kilo Vatio

LED: Light Emitting Diode (Diodo emisor de luz)

POH: Pilot's Operating Handbook (Manual de operación del piloto)

SRE: Slip Ring End (Extremo del anillo deslizante)

GLOSARIO

Amperio: Unidad de intensidad de corriente eléctrica del sistema internacional que corresponde al paso de un culombio por segundo.

Barra bus: Son tiras de metal a las que está conectado el alternador y la batería. Desde este punto se distribuye la energía hacia los diferentes circuitos.

Bobina: Una bobina o inductor es un componente pasivo del circuito eléctrico que incluye un alambre aislado, el cual se arrolla en forma de hélice. Esto le permite almacenar energía en un campo magnético a través de un fenómeno conocido como autoinducción.

Conductor eléctrico: Un conductor eléctrico es un material que ofrece poca resistencia al paso de la electricidad. Generalmente son aleaciones o compuestos con electrones libres que permiten el movimiento de cargas.

Continuidad eléctrica: La continuidad es la presencia de una ruta completa para el flujo de corriente. Un interruptor cerrado que está en funcionamiento, por ejemplo, tiene continuidad.

Cortocircuito: Es una conexión de poca impedancia entre dos puntos entre los que existe una diferencia de potencial, dando lugar a una corriente de intensidad elevada en comparación con la corriente que soporta los componentes del circuito eléctrico.

Crimpadora: es una herramienta utilizada para corrugar o crimpar dos piezas metálicas o de otros materiales maleables mediante la deformación de una o ambas piezas; esta deformación es lo que las mantiene unidas. Esta técnica suele usarse para unir terminales con recubrimiento aislante, conectores y cables de telecomunicaciones.

Fusible: Pequeños dispositivos que permiten el paso constante de la corriente eléctrica hasta que ésta supera el valor máximo permitido. Cuando aquello sucede, entonces el fusible, inmediatamente, cortará el paso de la corriente eléctrica

Resistencia eléctrica: Se le denomina resistencia eléctrica a la oposición al flujo de electrones al moverse a través de un conductor.

Semiconductor: Es un elemento que funciona como un conductor o como un aislante dependiendo de algunos factores, como el campo eléctrico o magnético, la radiación, la presión o la temperatura del ambiente en el que se encuentre.

Voltaje: El voltaje, tensión o diferencia de potencial es la presión que ejerce una fuente de suministro de energía eléctrica o fuerza electromotriz (FEM) sobre las cargas eléctricas o electrones en un circuito eléctrico cerrado, para que se establezca el flujo de una corriente eléctrica.

BIBLIOGRAFÍA

- Cessna. (1977). *Pilot's Operating Handbook*. Wichita: Cessna Aircraft.
- Cessna, A. C. (1990). *D971-3-13 CESSNA 150 SERIES SERVICE MANUAL 1969-76*. Wichita: Cessna Aircraft Company.
- circuits, A. a. (2018). *All about circuits*. Obtenido de <https://www.allaboutcircuits.com/textbook/semiconductors/chpt-3/rectifier-circuits/>
- FAA. (8 de Septiembre de 1998). *Federal Aviation Administration*. Obtenido de https://www.faa.gov/regulations_policies/advisory_circulars/index.cfm/go/document.information/documentID/99861
- Hartzell. (2016). *Aircraft Alternator Owner's Manual*. Montgomery: Hartzell Engine Technologies LLC.
- mecánica, A. a. (29 de Diciembre de 2013). *Aficionados a la mecánica*. Obtenido de <http://www.aficionadosalamecanica.net/alternador-compr.htm>
- Mechanic, F. (16 de Marzo de 2017). *Flight Mechanic*. Obtenido de <http://www.flight-mechanic.com/emergency-splicing-repairs/>
- Michael H Tooley, D. W. (2008). *Aircraft Electrical and Electronic Systems Principles, operation and maintenance*. Oxford: Butterworth-Heinemann.
- Redacción. (21 de Octubre de 2018). *Pasión por volar*. Obtenido de <http://www.pasionporvolar.com/baterias-aviacion-cap-1/>
- Reuk. (18 de Diciembre de 2015). *Reuk The Renewable Energy Website*. Obtenido de <http://www.reuk.co.uk/wordpress/education/star-delta-wiring-for-alternators/>
- Sanderson, I. S. (1996). *A&P Technician General Textbook*. Englewood: Jeppesen Sanderson.

HOJA DE VIDA

DATOS PERSONALES

NOMBRE: Daniel Fernando Vásquez Cabrera

NACIONALIDAD: ecuatoriana

FECHA DE NACIMIENTO: 3 de noviembre de 1996

CÉDULA DE CIUDADANÍA: 1104074081

TELÉFONOS: 0983922535

CORREO ELECTRÓNICO: danielvasquez0311@gmail.com

DIRECCIÓN: Barrio FAE, sector aeropuerto, Latacunga



ESTUDIOS REALIZADOS

PRIMARIA: Escuela de Enseñanza Infantil y Primaria “La Cañadica”- Mazarrón, España

SECUNDARIA: Colegio de Bachillerato “Vilcabamba” – Vilcabamba, Ecuador

SUPERIOR: Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE

TÍTULOS OBTENIDOS

Bachillerato en Ciencias Generales

Tecnología en Mecánica Aeronáutica - Mención Motores

EXPERIENCIA LABORAL

EMPRESA: Dirección de La Industria Aeronáutica del Ecuador – DIAF

CARGO: Auxiliar de mantenimiento

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

HOJA DE LEGALIZACIÓN DE FIRMAS

DEL CONTENIDO DE LA PRESENTE INVESTIGACIÓN SE
RESPONSABILIZA EL AUTOR

VÁSQUEZ CABRERA DANIEL FERNANDO
C.C. 1104074081

DIRECTOR DE CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

ING. BAUTISTA ZURITA RODRIGO CRISTOBAL

Latacunga, febrero del 2019

CESIÓN DE DERECHOS DE PROPIEDAD INTELECTUAL

Yo, **DANIEL FERNANDO VÁSQUEZ CABRERA**, egresado de la carrera de Mecánica Aeronáutica Mención Motores, en el año 2018, con Cédula de Ciudadanía No. 1104074081, autor del trabajo de Graduación “**INSPECCIÓN DEL SISTEMA ELÉCTRICO DE LA AERONAVE CESSNA 150M PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS- ESPE**”, cedo mis derechos de propiedad intelectual a favor de la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas.

Para la constancia firmo la presente cesión de propiedad intelectual.

DANIEL FERNANDO VÁSQUEZ CABRERA

Latacunga, febrero del 2019