



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

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

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

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

**TEMA: “ACTIVACIÓN DEL PANEL DE CONTROL,
SIMULACIÓN DE SECUENCIA DE ENCENDIDO DEL APU DEL
AVIÓN FAIRCHILD FH-27J PARA LA UNIDAD DE GESTIÓN
DE TECNOLOGÍAS ESPE.”**

AUTOR: HENRY ISRAEL NAVAS PAZMIÑO

DIRECTOR: TLGO. PROAÑO ALEJANDRO

LATACUNGA

2016



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

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, “**ACTIVACIÓN DEL PANEL DE CONTROL, SIMULACIÓN DE SECUENCIA DE ENCENDIDO DEL APU DEL AVIÓN FAIRCHILD FH-27J PARA LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS ESPE.**” realizado por el señor **HENRY ISRAEL NAVAS PAZMIÑO**, ha sido revisado en su totalidad y analizado por el software anti-plagio, el mismo cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito acreditarlo y autorizar al señor **HENRY ISRAEL NAVAS PAZMIÑO** para que lo sustente públicamente.

Latacunga , 17 de mayo del 2016

ALEJANDRO DAVID PROAÑO CHILCAÑAR

DIRECTOR



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

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **HENRY ISRAEL NAVAS PAZMIÑO**, con cédula de identidad N° 180274214-5, declaro que este trabajo de titulación **“ACTIVACIÓN DEL PANEL DE CONTROL, SIMULACIÓN DE SECUENCIA DE ENCENDIDO DEL APU DEL AVIÓN FAIRCHILD FH-27J PARA LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS 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 , 17 de mayo del 2016

HENRY ISRAEL NAVAS PAZMIÑO

C.C. 180374214-5



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

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

AUTORIZACIÓN

Yo, **HENRY ISRAEL NAVAS PAZMIÑO**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca Virtual de la institución el presente trabajo de titulación **“ACTIVACIÓN DEL PANEL DE CONTROL, SIMULACIÓN DE SECUENCIA DE ENCENDIDO DEL APU DEL AVIÓN FAIRCHILD FH-27J PARA LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS ESPE.”** cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

Latacunga , 17 de mayo del 2016

HENRY ISRAEL NAVAS PAZMIÑO

C.C. 180374214-5

DEDICATORIA

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

Henry Israel Navas Pazmiño

AGRADECIMIENTO

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

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

Henry Israel Navas Pazmiño

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICACIÓN.....	ii
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD.....	iii
AUTORIZACIÓN.....	iv
DEDICATORIA.....	v
AGRADECIMIENTO.....	vi
ÍNDICE DE CONTENIDOS.....	vii
ÍNDICE DE TABLAS.....	x
ÍNDICE DE FIGURAS.....	xi
RESUMEN.....	xii
ABSTRACT.....	xiii
CAPÍTULO I	1
TEMA.....	1
1.1 Antecedentes.....	1
1.2 Planteamiento del problema.....	2
1.3 Justificación e importancia.....	4
1.4. Objetivos.....	5
1.4.1 Objetivo general.....	5
1.4.2 Objetivos específicos.....	5
1.5 Alcance.....	5
CAPÍTULO II	6
MARCO TEÓRICO.....	6
2.1 Generalización del avión Fairchild FH-227.....	6
2.2 Generalización del APU.....	8
2.3 Función del panel de control de encendido del APU.....	10
2.4 Función de los elementos que conforman el panel de control.....	11
2.4.1 Interruptor master ON / OFF.....	11
2.4.2 Interruptor START/ STOP.....	12
2.4.3 Interruptor TEST / NORMAL.....	13
2.4.4 Interruptor TRIP.....	14
2.4.5 Interruptor ON / OFF / RESET.....	15
2.4.6 Interruptor FIRE EXT.....	17
2.4.7 Indicador de EGT.....	17
2.4.8 Indicador de RPM.....	18
2.4.9 Indicador de AMP.....	19
2.4.10 Luz FIRE DETECT.....	20
2.4.11 Luz GEN ON.....	20

2.4.12 Luz GEN TRIP	21
2.5 Funcionamiento del sistema de control	22
CAPÍTULO III	25
DESARROLLO DEL TEMA	25
3.1 Preliminares.....	25
3.1.1 Recepción del panel	25
3.2 Planteamiento de estudio de alternativas.....	27
3.3 Primera alternativa	27
3.3.1 Ventajas y desventajas de la primera alternativa	28
3.4 Segunda alternativa.....	28
3.4.1 Ventajas y desventajas de la segunda alternativa	29
3.5 Tercera alternativa.....	30
3.5.1 Ventajas y desventajas de la tercera alternativa	30
3.6. Estudio de factibilidad.....	30
3.6.1 Factor mecánico	31
3.6.2 Factor humano	31
3.6.3 Factor económico	31
3.6.4 Factor complementario.....	31
3.6.5 Matriz de evaluación y decisión.....	32
3.7 Selección de la mejor alternativa.....	32
3.8 Adaptación.....	33
3.8.1 Especificaciones Técnicas	37
3.8.2 Programación	38
3.8.3 Advertencias de uso	38
3.8.4 Diferencias con otras placas	38
3.8.5 Poder	39
3.8.6 Memoria.....	39
3.8.7 Entrada y Salida	39
3.8.9 Comunicación.....	40
3.8.10 Software de reinicio automático	40
3.9 Mejoras aplicadas al panel	41
3.9.1 Indicador de RPM.....	41
3.9.2 Indicador de EGT	42
3.9.3 Indicador Voltímetro	43
3.9.4 Luces	44
3.9.5 Switch's	44
3.10 Instalación pruebas de operatividad de luces e indicadores.....	44
3.11 Enrutamiento de cables hasta el panel de control del APU	45
3.12 Pruebas de análisis de funcionamiento.....	47
3.13 Manuales	48
3.13.1 Manual de mantenimiento	48
3.13.2 Manual de operaciones	50
3.14 Estudio económico	52

3.14.1 Análisis económico.....	52
3.14.2 Costo de Materiales.....	52
3.14.3 Gastos varios.....	52
3.14.4 Gastos totales.....	53
CAPÍTULO IV	54
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	54
4.1 Conclusiones	54
4.2 Recomendaciones	54
GLOSARIO DE TÉRMINOS	55
ABREVIATURAS	56
BIBLIOGRAFÍA.....	57
ANEXOS	¡Error! Marcador no definido.

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1: Componentes del panel de control	26
Tabla 2: Matriz de evaluación y decisión	32
Tabla 3: Especificaciones Técnicas	37
Tabla 4: Indicador de RPM	41
Tabla 5: Indicador de EGT	42
Tabla 6: Indicador Voltímetro	43
Tabla 7: Tabla de análisis de funcionamiento	47
Tabla 8: Cantidades y costos de materiales	52
Tabla 9: Valores de gastos varios	53
Tabla 10: Costo total de la adaptación de controles	53

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1: Avión Fairchild F27 HC-BHD	8
Figura 2: Panel de Control del APU.....	11
Figura 3: Interruptor MASTER ON/OFF	12
Figura 4: Interruptor START/ STOP	13
Figura 5: Interruptor TEST / NORMAL	14
Figura 6: Interruptor TRIP	15
Figura 7: Interruptor ON / OFF / RESET	16
Figura 8: Interruptor FIRE EXT	17
Figura 9: Indicador de EGT	18
Figura 10: Indicador de RPM.....	19
Figura 11: Indicador de AMP.....	19
Figura 12: Luz FIRE DETECT	20
Figura 13: Luz GEN ON.....	21
Figura 14: Luz GEN TRIP	21
Figura 15: Panel de control.....	27
Figura 16: grafica de alternativas	32
Figura 17: Adquisición de la placa Arduino UNO	33
Figura 18: Adquisición de servos.....	34
Figura 19: Desmontaje de los indicadores de avion del panel del APU	34
Figura 20: Adaptación de los servos en los indicadores	35
Figura 21: circuitbreaker	35
Figura 22: Enrutamiento de cables hasta el panel del APU desde la caja de control.....	36
Figura 23: enrutamiento desde la barra de 28v hacia el circuitbreaker.....	45
Figura 24: Enrutamiento hacia el panel de control	46
Figura 25: Enrutamiento en el circuitbreaker	46

RESUMEN

El desarrollo del actual proyecto plantea la Activación del panel de control, y la simulación de secuencia de encendido del APU. (Auxiliary Power Unit) del avión FAIRCHILD FH-227 para la Unidad de Gestión de Tecnologías - ESPE, por medio de la programación en una placa Arduino UNO, el cual cumple con los requerimientos técnicos y con las necesidades del personal que se está formando como mecánicos aeronáuticos. El avión escuela está ubicado en la parte posterior del Bloque 42, el mismo que se ha convertido en el espacio de formación para muchos técnicos que se forman en la institución, varios sistemas de este avión han sido rehabilitados y otros se encuentran en proceso de repotenciación y de modernización constate. El panel de control está compuesto por elementos que permiten el encendido y verificación de parámetros del APU. Esto permitirá realizar la simulación del arranque normal, con la diferencia que solo se muestran valores nominales de operación, esto con el fin de simular un arranque permitiendo que los futuros técnicos estén preparados teórica y prácticamente para realizar procedimientos en línea de vuelo y en aeronaves que constan de dicho sistema. El presente proyecto se realizó con el fin de mejorar el desarrollo académico de los estudiantes de las diferentes carreras aeronáuticas, teniendo una aeronave real como material didáctico, donde los estudiantes podrán complementar sus estudios académicos. Para concluir este trabajo escrito se detallan las conclusiones y recomendaciones respectivas las cuales fueron obtenidas durante el transcurso del trabajo escrito y practico.

PALABRAS CLAVE

- APU
- ARDUINO
- FAIRCHILD
- PROGRAMACIÓN
- SIMULACIÓN

ABSTRACT

The development of the current project involves the activation of the control panel, and APU(Auxiliary Power Unit) ignition sequence simulation of FAIRCHILD FH-227 aircraft for “Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE”, by programming an Arduino UNO plate, which meets the technical requirements and staff needs who are forming as aeronautical mechanics. The school plane is located behind of Block 42, which is used as a training place for many technicians who have been trained in the institution; several aircraft systems have been modernized and others are in upgrading and modernization process. The control panel is composed of elements that allow the ignition and APU check parameters. This will allow us to simulate the normal start, with the difference that only have nominal operating values in order to simulate a start allowing future technicians are prepared theoretical and practically for procedures of operational flight and aircraft with this system. This project was carried out in order to improve the students’ academic performance of different aeronautical careers, with a real aircraft as teaching material, where students can increase their academic studies. Conclusions and recommendations obtained during the written and practical work are detailed to conclude this research.

KEY WORDS

- APU
- ARDUINO
- FAIRCHILD
- PROGRAMMING
- SIMULATION

Checked By:

Lic. Diego Granja

CAPÍTULO I

TEMA

1.1 Antecedentes

La Unidad de Gestión de Tecnologías ubicada en la ciudad de Latacunga, provincia de Cotopaxi, por años ha sido la cuna de la formación del personal técnico aeronáutico en el país, la mencionada Unidad se encarga del entrenamiento de los futuros técnicos en mecánica aeronáutica con menciones en motores y en estructuras, cada uno de los cuales está especializado en un diferente ámbito, los especialistas en motores reciben su especialidad a lo largo de los años de estudio en motores ya sean estos turbina, jet, o recíprocos, que se enfocan a dar mantenimiento preventivo, correctivo y operacional a los motores de aviación, a su vez los especialistas en estructuras son los futuros encargados de dar apoyo y solución a los problemas que se van generando a lo largo de cada operación de la aeronave en la estructura exterior, interior y de materiales compuestos, los cuales lo hacen apto para la aeronavegabilidad de la aeronave.

Para realizar su misión la Unidad de Gestión de Tecnologías cuenta con laboratorios con normas de calidad aplicables a aviación, estos se encuentran dentro y fuera del edificio principal de la antes mencionada institución.

Uno de los laboratorios más relevantes con el que cuenta esta institución es un avión escuela modelo "FAIRCHILD" FH-27J mismo que sirve de laboratorio y aula, para experimentación y implementación de componentes aeronáuticos, montados en ese tipo de aeronave, en su interior se halla el espacio suficiente para que los alumnos puedan recibir los conocimientos complementados entre la teoría y la práctica lo que hace que los futuros técnicos en aviación sean capaces de identificar problemas, dar solución a las fallas, identificar y operar los diversos sistemas existentes en la aeronave, ya que el avión está en constante actualización, repotenciación y modernización entre los cuales puedo citar.

“ADAPTACIÓN DE CONTROLES DEL SISTEMA DE AIRE ACONDICIONADO DEL AVIÓN FAIRCHILD.” El presente trabajo se refiere a la adaptación de controles que se encuentran en la cabina en el panel lateral del copiloto los cuales operan el sistema de aire acondicionado del avión Fairchild, como implemento básico para el avión escuela Fairchild F-227 ayudando a la ventilación, climatización y limpieza del aire dando de esta manera confort a los usuarios del mismo. Fuente: (Jacome Llano, 2014)

“REHABILITACIÓN DEL SISTEMA DE AIRE ACONDICIONADO DEL AVIÓN FAIRCHILD.” La rehabilitación el sistema de aire acondicionado del avión Fairchild, tiene como finalidad ser herramienta de apoyo y perfeccionar las habilidades como técnicos aeronáuticos a los estudiantes del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico y a la vez dar el confort necesario en la utilización del avión escuela en charlas y clases teórico-prácticas impartidas dentro del avión. Fuente: (ZAPATA, 2014)

1.2 Planteamiento del problema.

La Unidad de Gestión de Tecnologías, como se describió en la parte anterior, cuenta con un avión escuela mismo que está en constante modernización y reactivación de los diferentes sistemas que este comprende, uno es estos sistemas y uno de los más importantes de la aeronave es el panel de control de encendido del APU, el cual cuenta con un panel el cabina con diversos indicadores y switch que permiten el encendido, apagado, test de fuego los cuales permiten verificar los parámetros como EGT, AMP Y RPM de dicha unidad.

La aeronave se encuentra en fase de expansión y rehabilitación de sus sistemas, para citar la problemática a la que hace referencia esta investigación se puede citar que el panel de control de encendido del APU se encuentra deshabilitado e inoperativo, dicha falencia es la falta de conexión eléctrica hacia el panel, lo cual no permite la operación o simulación de encendido del APU, esto se evidencia al momento de energizar la aeronave no tiene energía en el mencionado panel, y al

accionar los switch no evidencia una acción por parte de los mismos. Es imprescindible indicar al lector que dicho panel no a sido habilitado anteriormente por lo cual no se tiene conocimiento si la instrumentación y switch están operativos. La condición antes expuesta resta fiabilidad al panel de control, por lo cual el lector debe entender que dicha instrumentación debe ser revisada internamente y los switch verificados su funcionamiento, el funcionamiento de este panel es esencial para la simulación de encendido de la APU porque desde aquí se puede controlar las EGT, RPM, y el AMP. El estudiante de mantenimiento en aviación debe ser capaz de simular el encendido del APU de tal manera que pueda evidenciar de forma tangible y eficaz la lectura de parámetros marcados en los tres indicadores con los cuales consta dicho sistema , un error al momento de instruirse en este tipo de procedimientos, podría causar incidentes futuros en operaciones con aeronaves de diversas compañías de aviación mayor, crearía un ambiente de desconocimiento, creándole dificultades al estudiante para el aprendizaje, en conclusión no contar con el funcionamiento de este panel de control crea un perjuicio en los procesos de operación y de estudio, y esta condición disminuye notablemente el aprendizaje, y la efectividad con la que el estudiante percibe la cátedra, el objetivo del avión escuela es generar un soporte didáctico para mejor interacción de estudiante y el docente.

A largo plazo la falta del sistema antes descrito, podría crear en el que algún día fuese estudiante de la Unidad de Gestión de Tecnologías, confusión y de desconfianza al momento de operar un avión comercial, los cuales cuentan con dicho sistema el cual es esencial en una operación en tierra y para despacho de la aeronave. El avión escuela está destinado también para crear en el estudiante una sensación de confianza, y conocimiento, que se vincula con las tecnologías que hoy en día se encuentran en el campo de aviación mayor. Ahora usted imagine, el estar en una situación en la que le pidan que encienda el APU de la aeronave a su cargo, y que cuando le impartieron la cátedra no pudo observar de manera tangible y practica como realizar la secuencia de encendido de manera correcta. Esto le creara al mecánico una sensación de desconformidad por no haber aprendido de la

manera correcta, esa sensación recibe también el practicante de mecánica, que se encuentra estudiando en la Unidad de Gestión de Tecnologías.

1.3 Justificación e importancia

La activación del panel de control de encendido del APU del FAIRCHILD FH-27J, de la Unidad de Gestión de Tecnologías, permitirá el menoscabo de la falencia descrita anteriormente, esto se realizara a través de la revisión, adaptación y verificación de funcionamiento de los componentes del panel mencionado, esto le permitirá al docente de la Unidad de Gestión de Tecnologías, poder indicar al futuro mecánico de forma tangible y practica el funcionamiento e importancia de cada parámetro contemplado en este panel, mencionado panel de control no está operativo en el avión escuela, y le resta capacidades de impartición de cátedra al docente.

Con la activación del panel antes mencionado, el estudiante que en un futuro trabajara en aviación mayor, podrá tener mayor grado de confianza al operar dicho sistema el cual es de mucha importancia en operaciones en tierra de cualquier aeronave, esto acompañado de una guía correcta de secuencia de encendido y de la correcta lectura de los parámetros de los indicadores producirá en el mecánico en mantenimiento la explotación de su potencial.

Por lo mencionado anteriormente es necesario y se encuentra factible la realización de la activación de dicho panel lo cual contribuirá significativamente al desarrollo personal y académico de los estudiantes de dicha unidad, el mencionado proyecto permitirá reforzar los conocimientos para futuras generaciones de mecánicos y ayudara al personal docente a llegar de una manera efectiva a el alumnado.

1.4. Objetivos

1.4.1 Objetivo general

- Activar el panel de control mediante el uso de los manuales de operación y WDM, para la SIMULACIÓN de la secuencia de encendido del APU del avión FAIRCHILD F27J para la Unidad de Gestión de Tecnologías.

1.4.2 Objetivos específicos

- Recabar información acerca del funcionamiento de dicho panel, secuencia de encendido del APU, y la información correspondiente a Wiring Diagram.
- Discernir en base a la información recolectada la forma más eficiente de realizar la activación del panel y de todos sus indicadores tomando en cuenta para su selección factores técnicos y económicos.
- Ejecutar las pruebas operacionales, y desarrollo de manuales de operación y mantenimiento del equipo.

1.5 Alcance

Esta investigación tiene como objetivo activar el panel de control del APU e implementar el proceso de simulación del sistema de encendido del dicha unidad del avión FAIRCHILD FH-27J de la Unidad de Gestión de Tecnologías, su alcance está dirigido a todas las personas que hacen uso de dicho avión escuela y de los diversos sistemas de los que este constituye, esto constituye todos los estudiantes de mecánica aeronáutica de la Unidad de Gestión de Tecnologías. Así como los docentes que hacen uso de ella para familiarizar al estudiante, como los que la utilizan como método de evaluación

CAPÍTULO II MARCO TEÓRICO

2.1 Generalización del avión Fairchild FH-227¹

El Fairchild F-27 y el Fairchild Hiller FH-227 fueron derivados de la aeronave civil holandesa Fokker F27, construidas bajo licencia por la Fairchild Hiller en su fábrica de Hagerstown, Maryland, en el estado de Virginia (EEUU). Fairchild Semiconductor es una compañía norteamericana que introdujo en el mercado el primer circuito integrado comercialmente viable (lanzado ligeramente antes que otro de Texas Instruments), y se convirtió en uno de los mayores actores en la evolución de Silicon Valley en los años 1960. La empresa tiene cerca de 10.000 empleados en todo el mundo e instalaciones, entre otras, en San José (California), Salt Lake City (Utah), Mountaintop (Pennsylvania), Bucheon (Corea del Sur) y Cebú (Filipinas). Las oficinas centrales están localizadas en South Portland (Maine), aproximadamente a medio kilómetro de la planta de producción.

- Tripulación: 2
- Capacidad: 48 a 52 pasajeros.
- Longitud: 25,5m(83,7ft)
- Envergadura: 29m(95,1ft)
- Altura: 8,4m(27,6ft)
- Peso vacío: 18.600 kg (40.994,4 lb)
- Peso útil: 6.180 kg (13.620,7 lb)
- Peso máximo al despegue: 20.640 kg (45.490,6 lb).
- Máximo al aterrizar: 20.410 kg
- Planta motriz: 2 turbohélice Rolls-Royce Dart 532-7L.
- Helices: Cuadri-pala Dowty-Rotol.
- Posiciones: Ground fine pitch 0°, Flight fine pitch 16°, Cruise pitch 28° y Feathered con 83°.

¹ (AIRLINERS, 2013)

- Diámetro de la hélice: 3,81 m (12,5 ft)

Las relaciones entre Fokker y Fairchild comienzan hacia el año 1952. Ambos constructores habían trabajado anteriormente en la búsqueda de un avión que lograra remplazar el DC-3. En un principio Fairchild logra obtener la licencia de fabricación de los aviones de entrenamiento Fokker S.11, S.12 y S.14. El 26 de abril de 1956 Fairchild llega a un acuerdo con Fokker para construir bajo licencia el Fokker F27, por entonces en desarrollo en Holanda y se decide la construcción de la fábrica en Hagerstown, Maryland. El primer pedido americano por los aviones producidos por Fairchild no tarda en llegar: en abril de mismo año se recibe una orden inicial de la aerolínea West Coast Airlines por cuatro aviones, a la que les siguieron en mayo un nuevo pedido de Bonanza Airlines de tres unidades y en junio siete más para Piedmont Airlines.

El primer F-27 producido por Fairchild es entregado a su cliente, poco tiempo antes que la fábrica Fokker en Schiphol-Holanda haya entregado su primer modelo de serie.

En 1964 Fairchild se fusiona con el fabricante Hiller, creando así la Fairchild Hiller Corporation y comienzan los estudios de desarrollo para un avión de mayor capacidad, siempre utilizando como base de desarrollo el Fokker F-27 y su planta motriz Rolls-Royce Dart.

Se cambia la denominación de los aviones producidos, que en el futuro se llamarán FH-227. Los trabajos iniciales consisten en un alargamiento de la estructura del fuselaje, agregando un plug delante de las alas que aumenta su longitud en 1.98 m adicionales. Esto permite pasar de una capacidad de 40 pasajeros en los F.27 a 52 en los FH-227. Exteriormente, los aviones eran también reconocibles no solo por su mayor longitud, sino que ahora llevaban doce ventanillas ovales por lado, comparados a las diez de los F.27. Estos modelos iniciales fueron motorizados con Dart 532-7, los mismos motores de los F-27J.

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



Figura 1 Avión Fairchild F27 HC-BHD

2.2 Generalización del APU²

Unidad de Potencia Auxiliar APU. Consiste en un generador eléctrico empleado para el arranque de motores a reacción, otra aplicación de la APU. Es la de suministrar energía neumática para los sistemas de aire acondicionado, proporcionar independencia de los equipos en tierra para la operación de los diferentes sistemas de una aeronave.

La APU. Está diseñada de forma que pueda funcionar hasta 9.000 metros de altitud y en condiciones de formación de hielo.

² (MORGAN, 2012)

Sus características son variables según el tipo de avión que deba equipar. Dependiendo de la aeronave la APU suministra en vuelo solo energía eléctrica y otras APU solo se utilizan en tierra, y en algunos casos son capaces de suministrar energía eléctrica y neumática hasta 4.500 metros de altitud. Incorpora un sistema de control sofisticado que, cuando recibe una señal de arranque desde el cockpit (cabina de mando) arranca por sí solo, mantiene una velocidad constante bajo cargas variables y monitorea su propia operación continuamente, listo para detenerse si ocurre un desperfecto.

La APU. Cuenta con fases de operación del avión, estas funciones comprenden las siguientes:

EN TIERRA

La APU abastece de su propio compresor para el arranque de los motores y para el sistema de acondicionamiento de aire, adicional suministra energía eléctrica al sistema del avión

EN VUELO

La APU actúa como sistema de respaldo en la aeronave y suministra

- Energía Eléctrica
- Energía Neumática

EN DESPEGUE

La APU proporciona aire a presión para la presurización de la cabina.

COMPONENTES PRINCIPALES

- Gearbox (Caja de engranajes) (con generador AC y APU accessory drive - impulsión secundaria de APU)

- Compresor de carga (de tipo centrífugo equipado con inlet guide vanes - álabes guías de admisión)
- Cámara de entrada de aire (entrada de aire y distribución de aire)
- Compresor centrífugo
- Cámara de combustión de flujo inverso
- Turbina de flujo axial de dos etapas

2.3 Función del panel de control de encendido del APU.³

El panel de control del APU. Contiene los indicadores, interruptores y luces de advertencia esenciales para la correcta operación del APU, sea encendido, apagado, o alertas por fallas en vuelo. Los instrumentos de control de parámetros como EGT, RPM y AMP DC en el panel tiene una disposición estándar, establecida por la OACI, de forma que permita una lectura rápida y eficaz de todos ellos, y para facilitar a los pilotos el paso de un tipo de avión a otro. Además, esta disposición permite realizar un chequeo con relativa facilidad.

Los instrumentos proporcionan a la tripulación la información adecuada para la vigilancia y control del rendimiento del APU, el funcionamiento de sus sistemas. El piloto, mecánico de vuelo y mecánicos en tierra debe aprender a interpretar esta información, reconocer su mal funcionamiento, si existe posibilidad o no de reparación en vuelo, y que posibles limitaciones pueden surgir en caso de fallo.

Por razones de facilidad cada grupo de instrumentos es agrupado, lo cual ayuda a la identificación y acción correcta al momento de realizar alguna operación o solucionar un problema en vuelo.

³ (STRACK, 2015)



Figura 2 Panel de Control del APU

2.4 Función de los elementos que conforman el panel de control

2.4.1 Interruptor master ON / OFF

El interruptor MASTER SWITCH es de tipo palanca de dos posiciones ON-OFF. En la posición ON se energizan con 28VDC todos los relés del sistema de control de encendido y apagado de la APU. Ubicados en el tablero secundario de control, además se abre la electroválvula de paso de combustible a la APU.

La batería que energiza al sistema es propia del avión FAIRCHILD F27J, esta suministra 28VDC. En la posición OFF des energiza todo el sistema de encendido de la APU. El interruptor también sirve como paro de emergencia en el caso que se requiere apagar por completo la unidad cuando esté en funcionamiento

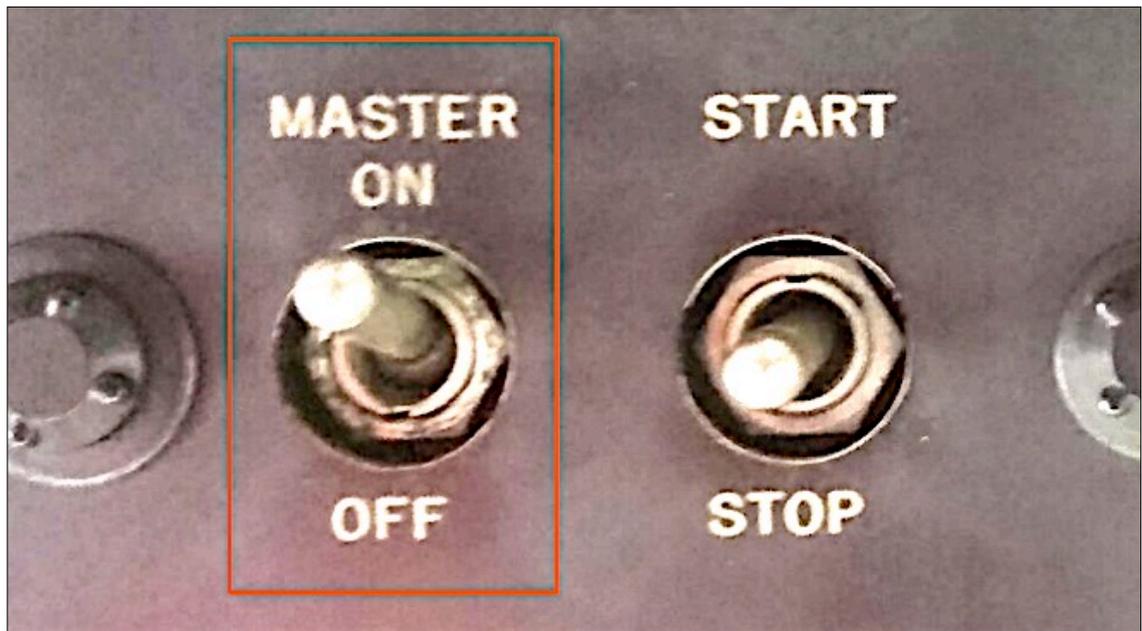


Figura 3 Interruptor MASTER ON/OFF

2.4.2 Interruptor START/ STOP

El interruptor STOP, START es de tipo palanca de dos posiciones. El interruptor en la posición START activa el sistema de control eléctrico automático del APU, se energiza todos los componentes de la APU. Para el encendido, comprendido por el motor de arranque (STARTER), el relé de encendido y la unidad de ignición. En la posición RUN, se da un pulso para encender el motor de arranque y empieza la secuencia de encendido automático de la APU.

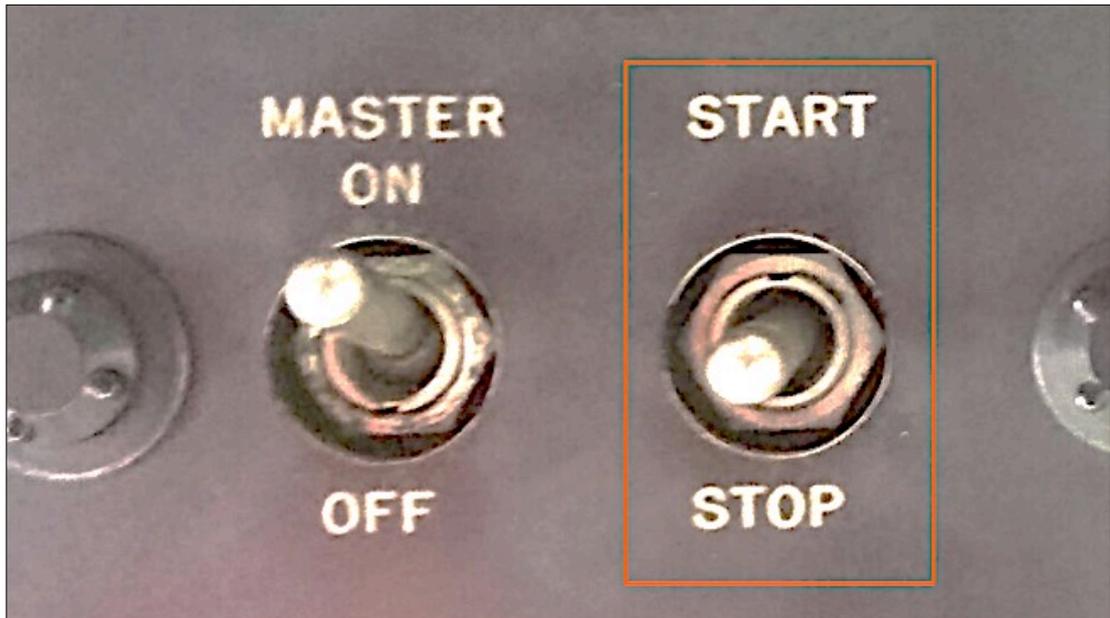


Figura 4 Interruptor START/ STOP

2.4.3 Interruptor TEST / NORMAL

El interruptor TEST / NORMAL es de tipo palanca de dos posiciones. La posición TEST permite comprobar la funcionalidad de los sistemas que forman parte del APU. Como el sistema de FIRE, sin tener que realizar una ignición plena. Adicional ayuda a detectar una falla temprana, lo cual ayuda tanto al piloto y mecánico para prevenir fuego en el APU.

Al seleccionar el switch en la posición TEST se enciende la LUZ de FIRE DETECT (luz roja) la cual indica que el sistema está en correcto funcionamiento y se encenderá un alarma audible.

A su vez la posición NORMAL el interruptor lo entiende como OFF lo cual indica que este sistema no está accionado y después de haber realizado el TEST DE FUEGO se procederá a colocar el SWITCH en esta posición automáticamente.



Figura 5 Interruptor TEST / NORMAL

2.4.4 Interruptor TRIP

El interruptor TRIP es de tipo palanca de dos posiciones. El interruptor con función TRIP tiene la funcionalidad de ser un corte automático del APU, o en caso de fallas funcionales del APU. este lo desconecta y la carga de este generador la asume otro generador (motores) y otra fuente alterna de energía (plantas externas). Cabe mencionar que la última fuente de energía en ser conectada es la que manda y desconecta las anteriores (ya sea los generadores del motor o planta externa)

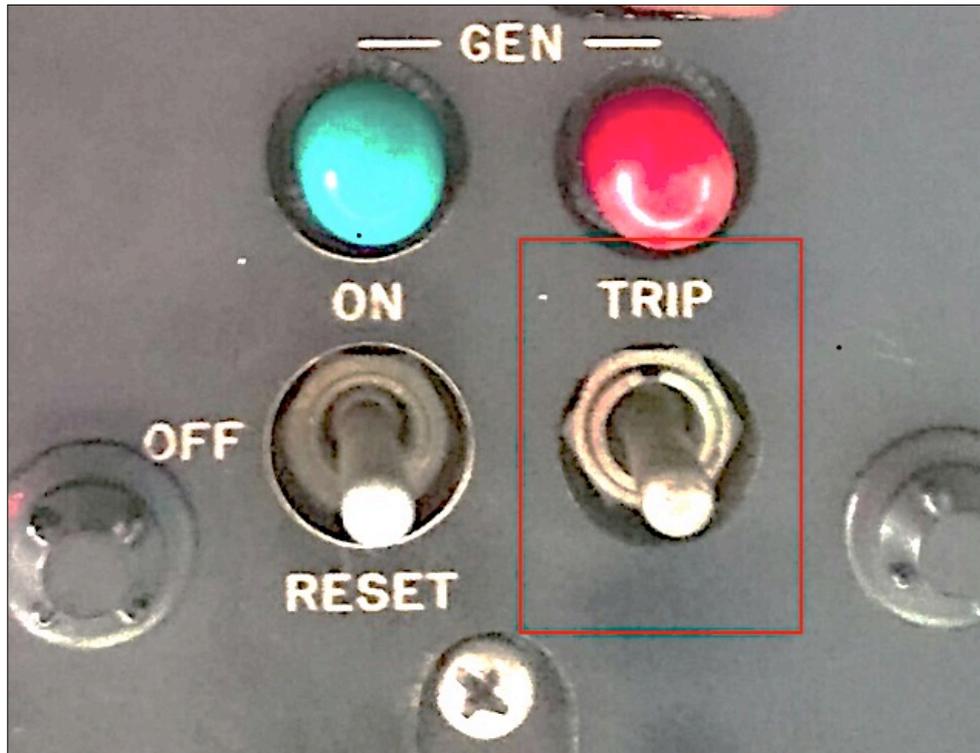


Figura 6 Interruptor TRIP

2.4.5 Interruptor ON / OFF / RESET

El interruptor ON / OFF / RESET es de tipo palanca de tres posiciones. Una vez que se haya realizado la respectiva secuencia de encendido del APU, y este haya mantenido RPM y EGT en sus parámetros nominales se procede a colocar el switch en la posición ON.

La posición ON tiene la función de enganchar el generador del APU. para que la energía generada por el mismo sea consumida, esto permite que mediante el APU. los sistemas principales y auxiliares de la aeronave entren en funcionamiento entre ellos se puede encontrar el sistema de navegación, todo el sistema de luces, ya sea de navegación, posición, strobe, sistemas de localización, bombas de combustible, en algunos casos accionamiento de flaps, subida o bajada del tren de aterrizaje, calefacción del pitot, avisador de pérdida. También permite cargar la batería del avión y los paquetes de luces de emergencia.

La posición OFF se usa cuando la energía obtenida por el APU. va a ser sustituida por otra, sea esta en vuelo por los generadores de los motores y en tierra por una panta externa, este switch al ponerlo en la posición OFF después de haber conectado otro generador (GROUND, ENG) permite que el APU. Se desenganche y la energía producida por su generador ya no sea ocupada. La posición RESET permite resetear el sistema del APU cuando hubo un arranque fallido o una sobre velocidad que provoco un auto shut-down o un over-speed lo cual puede conllevar una sobre temperatura y el sistema del APU es apagado automáticamente.

Nota: Después de un auto shut-down se debe revisar el manual de operaciones del APU. Antes de realizar otro encendido, revisar parámetros o posibles fallas.

Si el switch es movido a la posición RESET y persiste el problema, se debe resetear la caja del sistema de control del APU. Ubicada en el compartimiento electrónico.



Figura 7 Interruptor ON / OFF / RESET

2.4.6 Interruptor FIRE EXT

El interruptor FIRE EXT. es de tipo palanca de dos posiciones este es un switch el cual tiene una caperuza o capuchón color rojo que lo protege de un posible accionamiento erróneo. Para que este switch sea activado se debe levantar la caperuza que lo cubre y ponerlo en la posición ON o ACTIVADO.

Este switch al ser activado acciona automáticamente la botella de agente extintor que extingue el fuego en el APU, solo debe ser accionado en emergencia después de que el sistema de FIRE DETECTION haya detectado fuego en el APU, enviando una señal audible en caso de los motores o visible en caso del APU.



Figura 8 Interruptor FIRE EXT

2.4.7 Indicador de EGT

Este indicador localizado en el panel de control P5 sirve para recibir la indicación de la temperatura de los gases de escape (Exhaust Gas Temperature EGT, La temperatura de los gases es un límite operativo del motor o APU, y se utiliza para controlar la integridad mecánica de las

mismas, así como también para comprobar las condiciones operativas del motor.

Tiene una escala de 18 x 100°F por división. Esta indicación sirve para saber si la mezcla de aire/fuel es la correcta para la altitud a la que se vuela. Con el regulador de MEZCLA se consigue que la indicación suba o baje en función de lo rica o pobre que sea la mezcla que está entrando al motor. Se tiene la precaución de que esta indicación, en el tramo de crucero, se mantenga lo más centrada posible.



Figura 9 Indicador de EGT

2.4.8 Indicador de RPM

Este indicador permite controlar las r.p.m. que son detectadas por un generador de tacómetro mecánicamente arrastrado, o un imán permanente mecánicamente arrastrado. La salida o señal de cualquiera de los sensores mencionados se dirige al indicador en la cabina. El indicador está calibrado para leerse directamente en tantos por ciento de r.p.m. el propósito principal del tacómetro es controlar las r.p.m. durante un arranque e indicar una condición de sobre velocidad si acaso ocurriese.



Figura 10 Indicador de RPM

2.4.9 Indicador de AMP

El amperímetro es un indicador que mide las corrientes eléctricas de carga y descarga de la batería hacia todos los servicios del sistema eléctrico de la aeronave, también servirá para detectar el funcionamiento del generador, Un valor positivo en el amperímetro indica que el generador está aportando carga eléctrica al sistema y a la batería. Un valor negativo indica que el alternador no aporta nada y el sistema se está nutriendo de la batería. Si el indicador fluctúa rápidamente indica un mal funcionamiento del alternador/generador.



Figura 11 Indicador de AMP

2.4.10 Luz FIRE DETECT

Ubicada en el panel de control, una luz color rojo se encenderá en caso de que el sistema de FIRE PROTECTION detecte fuego en el APU, esto mediante un DETECTOR LOOP, una luz roja en el panel de aviso del techo, rotulada FIRE DETECT, además de las MASTER WARNING. En este caso no suena el timbre.



Figura 12 Luz FIRE DETECT

2.4.11 Luz GEN ON

Esta luz ubicada en el panel de control es una alerta visual de color verde la cual indica que el generador del APU. se a enganchado para que la energía generada por el mismo sea consumida, esto permite que mediante el APU. entren en funcionamiento los sistemas principales y auxiliares de la aeronave entre ellos se puede encontrar el sistema de navegación, todo el sistema de luces, ya sea de navegación, posición, strobe, sistemas de localización, bombas de combustible, en algunos casos accionamiento de flaps, subida o bajada del tren de aterrizaje.



Figura 13 Luz GEN ON

2.4.12 Luz GEN TRIP

Luz de alerta visual roja ubicada en el panel de control indica un corte automático del APU, o un caso de fallas funcionales del APU.



Figura 14 Luz GEN TRIP

2.5 Funcionamiento del sistema de control ⁴

En avión Fairchild Hiller F-27J el sistema del panel control, y de indicaciones del APU. Toman corriente continua de 28 Voltios desde la FLIGHT EMERGENCY BUS, la cual es energizada por la batería del avión o planta externa, después de que el BATTERY MASTER SWITCH es accionado, esto da paso al MASTER SWITCH del panel de control del APU. para comenzar la secuencia de encendido, al accionar mencionado switch el sistema FIRE EXT, y de ENCENDIDO se energizan y permite realizar los TEST DE FUEGO y revisión de los SQUIB los cuales permiten la revisión del sello de la botella de agente extintor, además de los elementos anteriores, el sistema eléctrico consta de componentes como: motor de arranque, reguladores, inversores de polaridad, contactores, transformadores rectificadores, entre otros. Para facilitar la conexión de los equipos al sistema eléctrico, este avión dispone de una barra de corriente (electrical bus) que distribuye la corriente a todos ellos.

Al realizar el test de fuego se envía una señal eléctrica a relays y a una caja de control la cual simula automáticamente una señal falsa de fuego en el APU y esta señal es interpretada con una luz roja en el panel, también cuenta con la funcionalidad del switch de FIRE EXT el cual mediante una señal eléctrica acciona las botellas extintoras de agente químico, para esto se requiere que la señal de fuego haya activado uno de los LOOP de temperatura y posteriormente la señal enviada a la caja de control sea la correcta para encender la luz de alerta.

Los LOOP que detectan el fuego en este caso son de filamento continuo y al detectar sobre temperatura cambian su resistencia u ohmiage lo cual envía la señal de detección de fuego o sobre temperatura. Este sistema también cuenta con un LOOP en las NACELLAS y otro en el COCKPIT los cuales ayudan a detectar fuego en el sistema y estos dos LOOP envían

⁴ (HILLER, 1966)

directamente una señal hacia una bocina o alarma audible en cabina la cual indicara al piloto que tiene presencia de fuego.

El switch START /STOP da paso a que el sistema de arranque del APU. Proceda a abrir la válvula de paso de combustible y la bomba reforzadora o (booster pump) esto con el fin de que la turbina reciba el combustible necesario para los primeros 10 segundos de encendido, tiempo en el cual puede provocar un auto shut down o se puede detectar un low oil press, al 50% de arranque se puede verificar las EGT en su valor nominal de 9x100 °F.

El switch GEN ON al ser accionado, envía una señal a la caja de control del APU. la cual procede a conectar o enganchar el generador del APU. para poder usar la energía generada en los diferentes sistemas del avión esto mediante el envío de la corriente hacia la batería del avión para cargarla y a su vez hacia la BATTERY BUS.

Este proceso se lleva a cabo mediante la generación de corriente en el generador del APU. el cual envía primero la corriente hacia los CURRENT TRANSFORMER los cuales se encargan de no permitir el paso de sobre corriente, o una sobrecarga y a partir de esto enviar la señal hacia el AMPERÍMETRO DC el cual lo interpreta y muestra en su escala nominal la cual puede variar según la señal que sea enviada.

El sistema eléctrico y de control también cuenta con un módulo de regulación de voltaje y un módulo de control de la generación de AC, los cuales se encargan de enviar y recibir señales de fallas de fallas del generador, sobre voltaje y sobre temperatura, estos tres parámetros pasan por varios relays, tarjetas de control, y por las mismas cajas para que su señal sea analizada y que se active o no la señal de alerta el cabina.

El indicador de EGT recibe la indicación de la temperatura de los gases de escape (Exhaust Gas Temperature EGT, La temperatura de los gases es un límite operativo del motor o APU, la temperatura censada por LOOP o

probetas de temperatura el enviada a una caja de control q interpreta las señales y envía una señal eléctrica hacia el indicador la cual varia y es interpretada por el instrumento.

Tiene una escala de 18 x 100°F por división. Esta indicación sirve para saber si la mezcla de aire/fuel es la correcta para la altitud a la que está volando. Con el regulador de MEZCLA se consigue que la indicación suba o baje en función de lo rica o pobre que sea la mezcla que está entrando al motor. Tener precaución de que esta indicación, en el tramo de crucero, se mantenga lo más centrada posible.

El instrumento de RPM permite leer las r.p.m. que son detectadas por un generador de tacómetro mecánicamente arrastrado, o un imán permanente mecánicamente arrastrado. La salida o señal de cualquiera de los sensores mencionados se dirige al indicador en la cabina. El indicador está calibrado para leerse directamente en tantos por ciento de r.p.m. El propósito principal del tacómetro es verificar las r.p.m. durante un arranque e indicar una condición de sobre velocidad si acaso ocurriese.

Todo el sistema en funcionamiento adecuado al llegar a un valor nominal de 80% es capaz de detectar un LOW OIL PRESS y a un 110% un OVERSPEED, también capaz de medir una sobre temperatura con la ayuda de sus tres cajas de control que trabajan simultáneamente enviando y recibiendo datos y señales.

El detalle del sistema eléctrico del APU descrito en los párrafos anteriores se obtuvo a partir del WDM de avión.

Anexo A

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

ACTIVACIÓN DEL PANEL DE CONTROL, SIMULACIÓN DE SECUENCIA DE ENCENDIDO DEL APU DEL AVIÓN FAIRCHILD FH-27J

3.1 Preliminares

Luego de analizar y determinar las condiciones en las que se encontraban el panel de encendido del APU del avión Fairchild, se procedió a realizar la adaptación de un Arduino UNO el cual tendrá la función de simular el encendido y arranque del APU, y se retiró los indicadores y elementos en mal estado: cables, controles del sistema, luces, y switch's.

Para la adaptación del Arduino UNO se tomó factores como la confiabilidad, condiciones térmicas, utilidad, costo, seguridad, forma, control, y mantenimiento estos factores colaboran para la adaptación de los controles del sistema de aire acondicionado para que su funcionamiento técnico y mecánico trabajen en conjunto, satisfaciendo las necesidades requeridas y faciliten su aprendizaje y operación.

3.1.1 Recepción del panel

Al cuarto día del mes de febrero del presente año el Sr. Tlgo. ALEJANDRO PROAÑO hace la entrega del panel de control del APU, el cual es recibido por el Sr. HENRY NAVAS el mismo que lo recibe en condiciones inoperativas, (todo el panel), con el fin de realizar la activación y secuencia de encendido mediante métodos planteados por el estudiante.

El panel de control del APU. es encontrado en malas condiciones al haber pasado sin uso durante años el cobre de las terminales y aluminio de algunos cables han generado corrosión en las terminales y puntos de unión con los switch, adicional también se encontró presencia de aceite en el

interior de la placa del panel y los instrumentos después de haberse realizado un test a cada uno de ellos se encuentra que están inoperativos.

En el siguiente cuadro se detalla la funcionalidad de cada uno de los componentes del panel de control.

Tabla 1
Componentes del panel de control

COMPONENTES DEL PANEL DE CONTROL.			
COMPONENTE	OPERATIVO	DAÑADO	ACCIÓN
Indicador de EGT		X	Reemplazo
Indicador de RPM		X	Reemplazo
Voltímetro		X	Reemplazo
Switch MASTER	X		
Switch Start-Stop		X	Reemplazo
Switch FIRE EXT	X		
Switch Test- Normal	X		
Switch Trip		X	Reemplazo
Switch ON/OFF/RESET		X	Reemplazo
Luz FIRE DETECT	Foco quemado		Cambio por LED
Luz GEN ON	Foco quemado		Cambio por LED
Luz GEN TRIP	Foco quemado		Cambio por LED



Figura 15 Panel de control

3.2 Planteamiento de estudio de alternativas

A continuación se detalla tres métodos a ser analizados para el desarrollo y ejecución del proyecto en los cuales se tomara en cuenta costos para la ejecución, factibilidad de aplicación y tiempo de ejecución.

3.3 Primera alternativa

Reconstrucción del sistema del encendido

Una de las opciones es la reconstrucción del sistema de control el cual fue desconectado el día que el avión escuela FAIRCHILD iba a ser

trasladado hacia las instalaciones de la Unidad de Gestión de Tecnologías, el cual constituye una caja electrónica, batería del avión o planta externa, y el panel de control con RELAY, CURREN TRANSFORMER, ARNÉS DE CABLEADO, señales a los indicadores, sensores y primordialmente el APU.

3.3.1 Ventajas y desventajas de la primera alternativa

Esta opción es analizada por el estudiante, el tutor a cargo del proyecto y asesores técnicos externos del estudiante los cuales al comenzar con el análisis de factibilidad encuentran pros y contras entre los cuales se puede nombrar que el avión no cuenta con el panel de RELAY que controlan varias señales a los indicadores y luces, la caja de control del APU. no se encuentra en la aeronave y el arnés eléctrico totalmente segmentado, y los indicadores inoperativos.

Para llegar a este análisis los indicadores fueron sometidos a un test operacional en otra aeronave los cuales salieron con carácter inoperativo e insatisfactorio, se revisó los arneses eléctricos y se encontró cortes en muchos de los cables, se constató físicamente que la caja de control del APU. no está en la aeronave y el principal elemento de este sistema que es el APU no se encuentra en funcionamiento por lo cual el costo económico, la factibilidad de ejecución y tiempo llevan a descartar este método por un costo que va más allá del presupuesto para desarrollo y la complejidad que implica rearmar el sistema sin contar con repuestos para las unidades mencionadas, al ser un avión discontinuado.

3.4 Segunda alternativa

Caja de control propia para el sistema de secuencia de encendido mediante RELAY y placa de control.

La opción a ser analizada viene de la aplicación de un panel de control echo con RELAY propios de aviación los cuales tendrían un panel independiente para el control del panel y los indicadores, siendo los RELAY

los cuales simulen internamente la secuencia de encendido independientemente sin tener la necesidad de recibir señales del APU.

3.4.1 Ventajas y desventajas de la segunda alternativa

Al considerar esta opción los requerimientos para la ejecución con la aplicación de este método son menores los cuales entran en los parámetros económicos, factibilidad y tiempo de ejecución, el único requerimiento en este caso es que los indicadores la parte más importante del panel se encuentren operativos.

Para comprobar que los 3 indicadores funcionen apropiadamente se los retira del panel de control para ser llevados a un banco de pruebas el cual en este caso fue un avión BOEING 737 y una aeronave BEACHCRAFT las cuales tienen sistema de APU y cuentan con indicadores similares en este caso al realizar un encendido de APU en las dos aeronaves se detectó que los indicadores están inoperativos, al realizar un análisis de funcionamiento interno se encuentra que el paso de los años y el trato que recibieron en el traslado de la aeronave afectaron la bobina interna del INDICADOR DE RPM.

EL INDICADOR DE EGT cuenta con una membrana la cual es accionada por impulsos eléctricos y pruebas con un multímetro demuestran que no se hallan en continuidad interna dentro del elemento lo cual dice que un cable se rompió internamente adicional un banco de pruebas externo no sería capaz de enviar señales similares por ser un avión discontinuado y el VOLTÍMETRO se encontró con rastros de ser abierto, roto su sello de garantía lo cual se deduce que terceros intentaron repararlo o a su vez substraer partes lo cual afecto la bobina imantada de dicho instrumento adicional a esto los rastros de aceite afectaron cableado primordial de estos instrumentos.

De tal manera que esta opción al ser una de las más factibles queda descartada por no contar con la instrumentación la cual es la parte primordial en este proyecto.

3.5 Tercera alternativa

Arduino UNO

Esta opción presenta la posibilidad de usar una placa de programación mediante la cual se va a simular la secuencia de encendido esto sin la necesidad de usar indicadores de avión funcionales o focos GE 328 y poder reemplazar los indicadores por servo motores y luces led las cuales son controladas por el Arduino mediante señales enviadas desde la placa

3.5.1 Ventajas y desventajas de la tercera alternativa

En el análisis de esta opción se observa que el costo es muy inferior a los otros dos métodos antes expuestos en la fiabilidad y método de ejecución de igual manera presenta facilidades al no necesitar indicadores de avión funcionales para la simulación de parámetros y que los instrumentos pueden ser cambiados por un servo motor el cual va a ser controlado por el Arduino.

De tal manera que la utilización del Arduino es un método factible y el único cambio que se debe realizar es el remplazo de los switch y cambio de indicadores analógicos por indicadores de servo.

3.6. Estudio de factibilidad

Para el estudio de factibilidad se considera los siguientes factores:

- Factor mecánico
- Factor humano
- Factor económico
- Factor complementario

3.6.1 Factor mecánico

- **Construcción:** la adaptación del panel de control del APU en el avión Fairchild debe identificarse por la utilización de material de aviación adecuada que cumpla con los estándares planteados en operación, mantenimiento y seguridad.
- **Mantenimiento:** El mantenimiento debe realizarse de manera práctica, fácil y con la dirección de su respectivo manual de mantenimiento
- **Material:** Los materiales deben ser garantizados para el uso que van a tener de tal manera que asegure su funcionalidad

3.6.2 Factor humano

- **Operación:** Facilitar al operario con el respectivo manual de funcionamiento para alargar la vida útil del sistema.
- **Seguridad:** cuidar al operario y evitar incidentes y accidentes en la manipulación de corrientes

3.6.3 Factor económico

- **Costo de adaptación de controles:** Este punto es de gran importancia para la decisión correcta del material a ser utilizado.

3.6.4 Factor complementario

- **Espacio:** El espacio a ser utilizado por la caja de control donde se encuentra el Arduino UNO debe ser el óptimo y que no influya con la parte estructural de la aeronave
- **Forma:** La estética debe ser exacta para simular un sistema original y el estudiante realice prácticas.

3.6.5 Matriz de evaluación y decisión

Tabla 2

Matriz de evaluación y decisión

PARÁMETRO DE EVALUACIÓN	ALTERNATIVAS			
	A1	A2	A3	ALTERNATIVA IDEAL
Adaptación	0.2	0.3	0.5	1
Mantenimiento	0.1	0.4	0.5	1
Materiales	0.2	0.3	0.5	1
Costo de adaptación	0.1	0.4	0.5	1
Tamaño	0.1	0.4	0.5	1
forma	0.3	0.3	0.4	1
Total	1	2.1	2.9	6
%	16.6%	35.1%	48.3%	100%

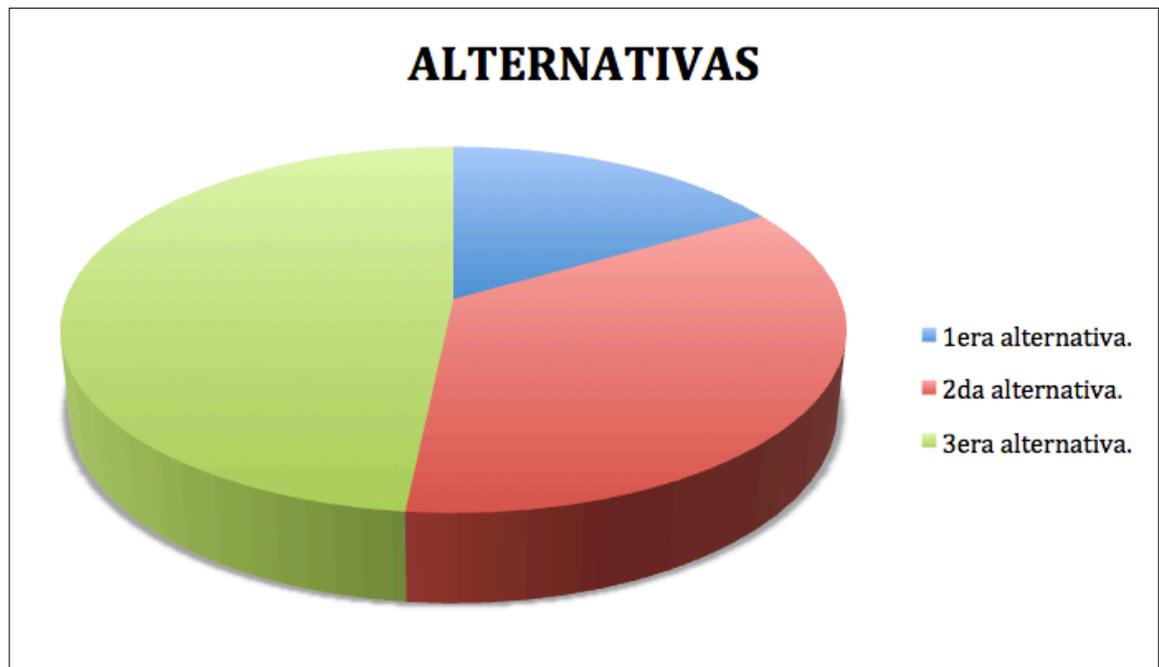


Figura 16 Grafica de alternativas

3.7 Selección de la mejor alternativa

Después del proceso de estudio para la mejor alternativa basado en el estudio técnico, el análisis de las alternativas y evaluación de los parámetros, se determina que la mejor alternativa es la opción tres, el uso de

un Arduino UNO para simular la secuencia de encendido y arranque ya que reúne las condiciones necesarias para llevar a cabo el proyecto.

3.8 Adaptación

Una vez determinado y analizado costos y materiales se procede a la compra de los mismos, la cual se realiza por compra online en china y es enviado hacia el Ecuador por CHINAPOST que llega a su destino en un lapso de 28 a 60 días por transporte aéreo.

La adaptación de controles se los ha planteado en el siguiente orden:

- Adquisición de la placa Arduino UNO
- Adquisición de servos
- Desmontaje de los indicadores de avión del panel del APU
- Adaptación de los servos en los indicadores
- Conector y circuit breakers de seguridad del sistema.
- Enrutamiento de cables hasta el panel del APU desde la caja de control.



Figura 17 Adquisición de la placa Arduino UNO

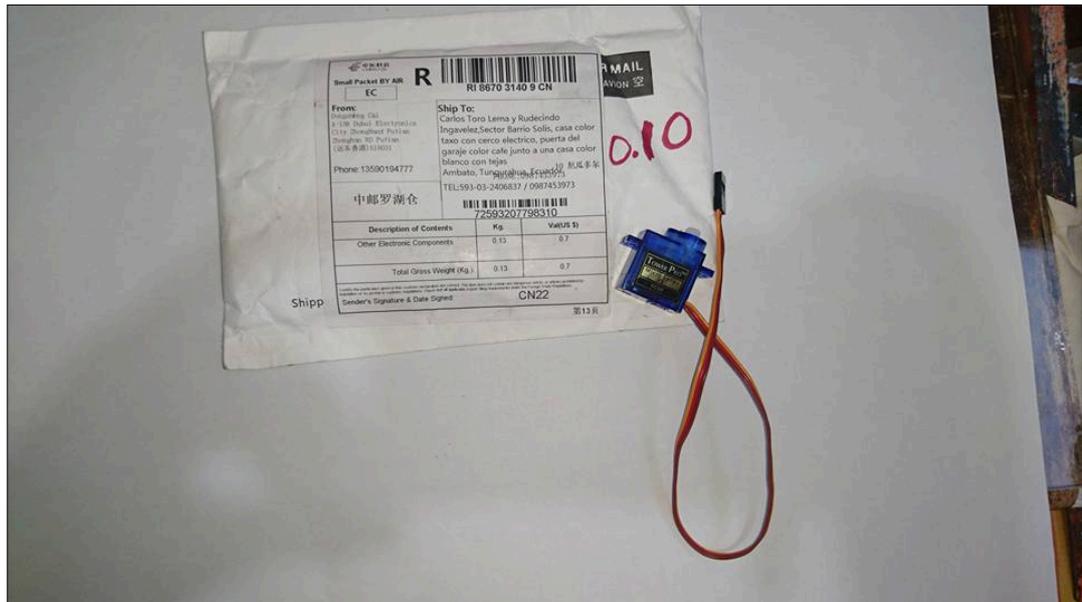


Figura 18 Adquisición de servos

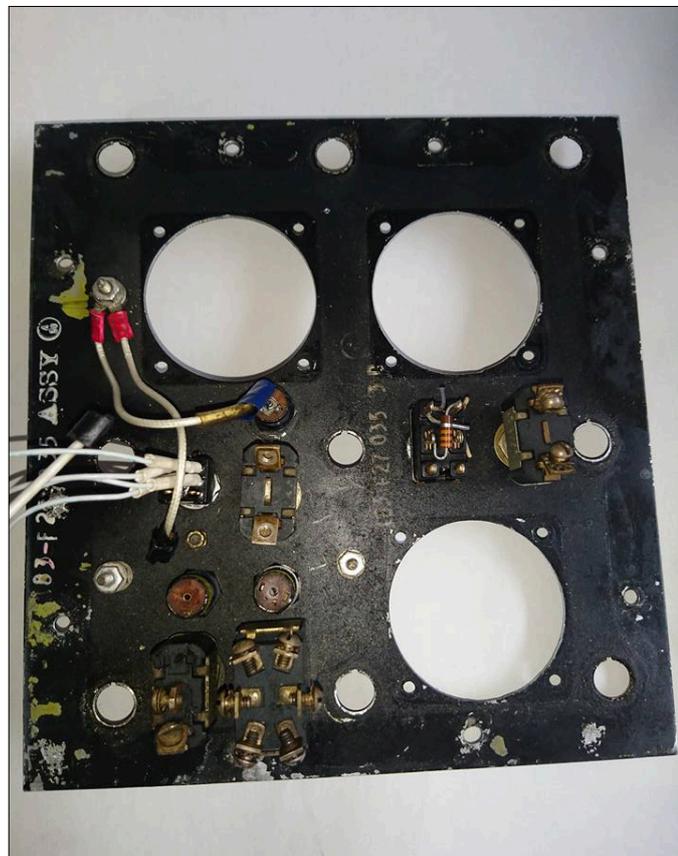


Figura 19 Desmontaje de los indicadores de avion del panel del APU



Figura 20 Adaptación de los servos en los indicadores



Figura 21 Circuitbreaker

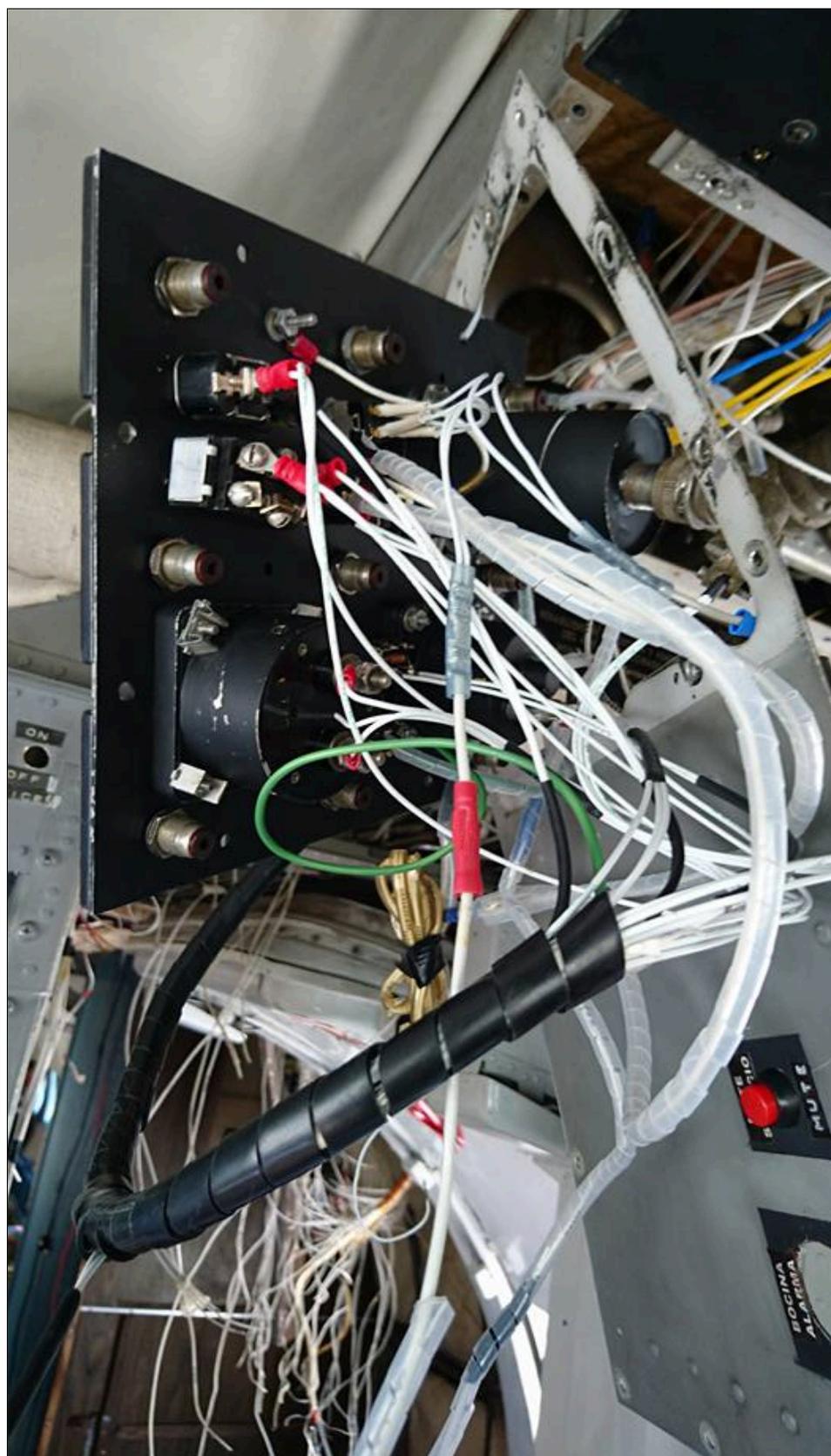


Figura 22 Enrutamiento de cables hasta el panel del APU desde la caja de control.

3.8.1 Especificaciones Técnicas

El Uno es una placa electrónica basada en el ATmega328P. Cuenta con 14 pines digitales de entrada/salida (de los cuales 6 se podrán utilizar como salidas), 6 entradas analógicas, un cristal de cuarzo de 16 MHz, una conexión USB, un conector de alimentación, una cabecera ICSP y un botón de reinicio. Contiene todo lo necesario para apoyar el microcontrolador; basta con conectarlo a un ordenador con un cable USB o la corriente con un adaptador de CA a CC o una batería para empezar.

Tabla 3
Especificaciones Técnicas

ARDUINO UNO	
MICROCONTROLADOR	ATmega328P
Voltaje de operación	5V
Voltaje de entrada (recomendado)	7-12V
Voltaje de entrada (limite)	6-20V
Digital I/O Pins	14
Pwm Digital I/O Pins	6
Pin de salida análogo	6
Corriente DC I/O Pin	20mA
DC corriente 3.3 V Pin	50mA
Flash memory	32KB (ATmega328P) of which 0.5KB used by bootloader
SRAM	2KB(ATmega328P)
EEPROM	1KB (ATmega328P)
Clock speed	16MHz
Largo	68.6mm
Ancho	53.4mm
Peso	0.100kg

3.8.2 Programación

Arduino Uno se puede programar con el software de Arduino (IDE). Los ATmega328 en el Uno vienen pre programados con un cargador de arranque que le permite cargar nuevo código a ella sin el uso de un programador de hardware externo. Se comunica utilizando el protocolo original STK500 (referencia, archivos de cabecera C).

El código de programación necesario para que la simulación de arranque funcione correctamente y de acuerdo a lo que esta establecido en el AMM de la aeronave se muestra en el ANEXO B.

3.8.3 Advertencias de uso

Arduino Uno tiene una polyfase reajutable que protege a los puertos USB de su ordenador de sobre corriente. Aunque la mayoría de las computadoras establecer su propia protección interna, el fusible proporciona una capa adicional de protección. Si hay más de 500 mA se aplica al puerto USB, el fusible se romperá automáticamente la conexión hasta que la corta o se elimina la sobrecarga.

3.8.4 Diferencias con otras placas

Arduino Uno se diferencia de todas las placas anteriores en que no utiliza el chip controlador FTDI USB-a-serie. En lugar de ello, se cuenta con el Atmega16U2 (Atmega8U2 hasta la versión R2) programado como un convertidor de USB a serie.

3.8.5 Poder

Uno puede ser alimentado a través de la conexión USB o con una fuente de alimentación externa. La fuente de alimentación se selecciona automáticamente.

La potencia (no USB) externa puede venir con un adaptador de CA a CC (pared) o la batería. El adaptador se puede conectar al conectar un enchufe de 2,1 mm de centro-positivo en la clavija de alimentación de la placa. Los cables desde una batería pueden ser insertados en los GND y el pin Vin cabeceras del conector de alimentación.

La tarjeta puede funcionar con un suministro externo de 6 a 20 voltios. Si se suministra con menos de 7V, sin embargo, el pasador de 5V puede suministrar menos de cinco voltios y la placa se puede volver inestable. Si se utiliza más de 12 V, el regulador de voltaje se puede sobrecalentar y dañar la placa. El rango recomendado es de 7 a 12 voltios.

3.8.6 Memoria

El ATmega328 tiene 32 KB (con 0,5 KB ocupadas por el gestor de arranque). También tiene 2 KB de SRAM y 1 KB de EEPROM (que puede ser leído y escrito con la biblioteca EEPROM).

3.8.7 Entrada y Salida

Cada uno de los 14 pines digitales en el Uno se puede utilizar como una entrada o salida, utilizando `pinMode()`, `digitalWrite()`, y `digitalRead()` funciones. Operan a 5 voltios. Cada pin puede proporcionar o recibir 20 mA como condición de funcionamiento recomendada y tiene una resistencia de pull-up (desconectada por defecto) de 20-50k ohmios. Un máximo de 40 mA es el valor que no debe superarse en cualquier pin de E/S para evitar daños permanentes en el microcontrolador.

3.8.8 Reinicio

Llevar esta línea baja para reiniciar el microcontrolador. Normalmente se utiliza para añadir un botón de reinicio para escudos que bloquean a UNO.

3.8.9 Comunicación

El UNO tiene una serie de instalaciones para la comunicación con un ordenador, la otra tabla Uno, u otros micro controladores. El ATmega328 ofrece UART TTL (5V) de comunicación en serie, que está disponible en los pines digitales 0 (RX) y 1 (TX).

3.8.10 Software de reinicio automático

En lugar de requerir un botón físico de reinicio antes de un proceso de carga, Uno está diseñado de una manera que permite que pueda ser restablecido por el software que se ejecuta en un ordenador conectado. Una de las líneas de control de flujo por hardware de la ATmega8U2 / 16U2 está conectado a la línea de reposición de los ATmega328 a través de un condensador de 100 nano faradios.

Cuando esta línea se afirma (tomada bajo), la línea de restablecimiento pasa el tiempo suficiente para restablecer el chip. El software de Arduino (IDE) utiliza esta capacidad que le permite subir el código con sólo pulsar el botón de subida en la barra de herramientas de interfaz. Esto significa que el gestor de arranque puede tener un tiempo de espera más corto, ya que el descenso de DTR puede ser bien coordinada con el inicio de la subida.

Esta configuración tiene otras implicaciones. Cuando el Uno está conectado ya sea a un ordenador con Mac OS X o Linux, se restablece cada vez que se realiza una conexión a la misma desde el software (a través de USB). Para el siguiente medio segundo o así, el gestor de arranque se ejecuta en el Uno. Mientras que está programado para ignorar los datos con formato incorrecto (es decir nada, además de un proceso de carga del nuevo

código), se interceptará los primeros bytes de datos enviados a la junta después de abrir una conexión. Si un boceto en ejecución en el tablero recibe la configuración de una sola vez o de otro tipo de datos cuando se inicia por primera vez, asegúrese de que el software con el que se comunica espera un segundo después de abrir la conexión y antes de enviar estos datos.

La junta Uno contiene un rastro que se puede cortar para desactivar el reinicio automático. Ha marcado "RESET-ES". También puede ser capaz de desactivar el reinicio automático mediante la conexión de una resistencia de 110 ohmios de 5V a la línea de reposición.

3.9 Mejoras aplicadas al panel

Después de haber seleccionado el método de ARDUINO el panel tiene que ser sometido a mejoras las cuales implican una modernización interna de los instrumentos, cambio de SWITCH, cambio de focos de los indicadores y una programación de control en lenguaje para ARDUINO a continuación se detalla todos los cambios realizados en el panel

3.9.1 Indicador de RPM

Tabla 4

Indicador de RPM

INDICADOR DE RPM		
INDICADOR INICIAL	INDICADOR NUEVO	ACCIÓN
INDICATOR ELECTRICAL TACHOMETER.	INDICATOR ELECTRICAL TACHOMETER.	REEMPLAZO
SER N0: E0267	SER N0: HN001	NUEVO
PAT N0 : 8DJ81 CAA	PAT N0 : 001-HINP	
GENERAL ELECTRIC	N/A	N/A
ANÁLOGO	ANÁLOGO-DIGITAL	SERVO MOTOR

La mejora aplicada a este indicador fue la sustitución del sistema analógico interno al estar dañado la única acción es enviarlo a un centro de mantenimiento aprobado por el fabricante en este caso la GENERAL ELECTRIC USA para realizar el OVERHAUL o una re calibración del instrumento al no contar con los papeles como la FORM:8130 no se puede realizar este proceso, por tal motivo se procedió a el desmontaje de la bobina y los segmentos internos los cuales permiten el funcionamiento del indicador para ser sustituidos por un servo motor digital el cual realizara las funciones que hacia la parte analógica pero ahora controlado por un ARDUINO el cual enviara las señales para la simulación de parámetros, después de este proceso de cambio interno el instrumento pierde el numero de parte, serie asignados por el fabricante a sus productos por no contar con partes originales y análogas.

3.9.2 Indicador de EGT

Tabla 5

Indicador de EGT

INDICADOR DE EGT		
Indicador inicial	Indicador nuevo	Acción
INDICATOR	INDICATOR	REEMPLAZO
THERMOCOUPLE	THERMOCOUPLE	
SER N0: 68	SER N0: HN002	NUEVO
PAT N0 : 149E3	PAT N0 : 002-HINP	
THE LEWIS ENG CO.	N/A	N/A
NAUGATUCK CONN.		
ANÁLOGO	ANÁLOGO-DIGITAL	SERVO MOTOR

La mejora aplicada a este indicador fue la sustitución del sistema analógico interno al estar roto el resorte que sostiene la aguja analógica del indicador es imposible poder hacer un arreglo la única acción es enviarlo a un centro de mantenimiento aprobado por el fabricante en este caso para realizar el OVERHAUL o una re calibración del instrumento al no contar con

los papeles como la FORM:8130 no se puede realizar este proceso, por tal motivo se procedió a el desmontaje de la bobina y los segmentos internos los cuales permiten el funcionamiento del indicador para ser sustituidos por un servo motor digital el cual realizará las funciones que hacia la parte analógica pero ahora controlado por un ARDUINO el cual enviara las señales para la simulación de parámetros, después de este proceso de cambio interno el instrumento pierde el número de parte, serie asignados por el fabricante a sus productos por no contar con partes originales y análogas.

3.9.3 Indicador Voltímetro

Tabla 6

Indicador Voltímetro

INDICADOR VOLTÍMETRO		
Indicador inicial	Indicador nuevo	Acción
INDICATOR	INDICATOR	REEMPLAZO
THERMOCOUPLE	THERMOCOUPLE	
MODELO: 840	SER NO: HN003	NUEVO
TYPE : 7Y1	PAT NO : 003-HINP	
WESTON ELEC. INST.CORP. NEWARK.	N/A	N/A
ANÁLOGO	ANÁLOGO-DIGITAL	SERVO MOTOR

La mejora aplicada a este indicador fue la sustitución del sistema analógico interno al estar constituido solo por una bobina interna y su fácil desmontaje se procede a realizar la apertura del componente encontrando como novedad la bobona rota y el alambre de cobre enredado en el eje eso conlleva a que el indicador deje de funcionar, por tal motivo se procedió a el desmontaje de la bobina y los segmentos internos los cuales permiten el funcionamiento del indicador para ser sustituidos por un servo motor digital el cual realizara las funciones que hacia la parte analógica pero ahora controlado por un ARDUINO el cual enviara las señales para la simulación de parámetros, después de este proceso de cambio interno el instrumento

pierde el número de parte, serie asignados por el fabricante a sus productos por no contar con partes originales y análogas.

3.9.4 Luces

Al tener un panel propio de un avión donde el sistema no a sido usado durante varios años, haber estado desconectado incorrectamente, falta de cajas de control, y cortado varios cables del sistema, llevo a realizar el cambio de todas las luces de indicación de unas GE 328 hacia las LED incorporadas para mejorar el panel, estas luces permiten una mejor indicación y menos consumo de batería o en este caso alimentación por planta externa.

3.9.5 Switch's

En el desmontaje y verificación de funcionamiento de cada uno de los switchs llevo a descartar y remplazar los switch's propios del avión ya que se encontraban defectuosos e inoperativos. El reemplazo se los hiso por switch propios de aviación los cuales tienen una mejor duración y no se necesita un mantenimiento programado gracias a su alta calidad.

3.10 Instalación pruebas de operatividad de luces e indicadores

Al terminar la instalación de todos los indicadores, switch y luces se procede a realizar un funcional test para revisar cada uno de los indicadores y componentes del panel, esto se realiza en un banco de pruebas antes de proceder a la instalación en la aeronave, esto evitaría posibles fallas y daños en el equipo y en el avión, por lo cual se procede a la revisión de:

- Revisión de cableado, correcta instalación y conexión
- Revisión de luces, correcta conexión
- Revisión de switch's, su correcta posición
- Revisión de indicadores, su correcta ubicación

- Revisión de los cables que entran a los puertos de salida del Arduino

3.11 Enrutamiento de cables hasta el panel de control del APU

Al culminar la instalación del panel y confirmar que todo opera según lo planeado se procede al enrutamiento de todos los cables, tanto los que salen desde la barra de 28v y los que salen desde la caja de control para que así los cable estén separados de los otros arneses y no interfieran con otros equipos o componentes electrónicos



Figura 23 Enrutamiento desde la barra de 28v hacia el circuitbreaker



Figura 24 Enrutamiento hacia el panel de control



Figura 25 Enrutamiento en el circuitbreaker

3.12 Pruebas de análisis de funcionamiento

El día 21 de marzo del 2016 se realiza la instalación y prueba funcional del panel del APU el cual funciona con normalidad y tal cual estaba programado. La secuencia de encendido y los tiempos acordados por el manual fue llevada a cabo en el panel para que el estudiante este más capacitado para la vida profesional y pueda apreciar de mejor manera como funciona y cuáles son los parámetros que se debe observar al encender un APU

Tabla 7

Tabla de análisis de funcionamiento

PRUEBAS DE ANÁLISIS DE FUNCIONAMIENTO		
Componente	Functional test	Funcionamiento
Indicador de EGT	Parámetros ok	OK
Indicador de RPM	Parámetros ok	OK
Voltímetro	Parámetros ok	OK
Switch MASTER	Posiciones ok	OK
Switch Start-Stop	Posiciones ok	OK
Switch FIRE EXT	Posiciones ok	OK
Switch Test- Normal	Posiciones ok	OK
Switch Trip	Posiciones ok	OK
Switch ON/OFF/RESET	Posiciones ok	OK
Luz FIRE DETECT	Encendido	OK
Luz GEN ON	Encendido	OK
Luz GEN TRIP	Encendido	OK

3.13 Manuales

3.13.1 Manual de mantenimiento

	MANUAL	Pág. : 1 de 2
	MANUAL DE MANTENIMIENTO DEL SISTEMA DE CONTROL DEL APU	Código: MM-APU
	Elaborado por: Sr. Henry Israel Navas Pazmiño	Revisión Nº: 01
	Aprobado por: Tlgo. Alejandro Proaño	Fecha : 21/4/2015
<p>1. OBJETIVO</p> <p>Documentar los procedimientos de mantenimiento del sistema de control del APU</p> <p>2. ALCANCE</p> <p>Proporcionar información para la correcta utilización de los componentes, su remoción e instalación.</p> <p>3. MATERIALES</p> <ul style="list-style-type: none">• Caja de control• Panel de control• 3 Indicadores• Switch• luces led <p>4. HERRAMIENTAS</p> <ul style="list-style-type: none">• Destornillador plano y estrella magnetizado 1/4x8• Playo• Diagonal		

5. INSTALACIÓN

El siguiente manual expone todo lo necesario para la instalación. El sistema de control de APU. y el panel físico generara una simulación de encendido del APU esto consta de simulación en los tres indicadores y luces que componen el panel.

- Seleccione un lugar adecuado para la caja de control
- Si es necesario remueva paneles para ubicar la caja de control y asegure en una superficie firme
- Desenrolle los cables que salen y envían la señal a los indicadores y switch
- Pase los cables por un lugar adecuado de tal manera que luego sea posible la ubicación y se puedan rutear
- Conecte los cables a los indicadores y switch correctamente
- Revisé que todo este correctamente instalado
- Realice una prueba de funcionamiento para verificar que ningún cable se haya soltado y que estén correctamente unidos
- Coloque el panel en el lugar adecuado y ajuste con 8 tornillos estrella

6. REMOCIÓN

Notas: Verifique los 8 tornillos que se requieren para la operación de desmontaje e instalación del panel de control del APU estén correctamente puestos para evitar que entren de forma incorrecta y dañar el hilo.

- Remueva los 8 tornillos estrella del panel de control
- Desmonte los cables de cada indicador y switch correctamente
- Remueva el plástico de gusano para separar los cables y poderlos remover sin problemas
- Remueva los cables con cuidado para evitar fallas en otros sistemas
- Remueva la caja de control con cuidado

3.13.2 Manual de operaciones

	MANUALES	Pág. : 1 de 2
	MANUAL DE OPERACIONES DEL SISTEMA DE CONTROL DEL APU	Código: MOP-APU
	Elaborado por: Sr. Henry Israel Navas Pazmiño	Revisión Nº: 01
	Aprobado por: Tlgo. Alejandro Proaño	Fecha : 21/4/2015
<p>1. OBJETIVO</p> <p>Documentar los procedimientos de uso del panel de control del APU</p> <p>2. ALCANCE</p> <p>Dar a conocer al operador los pasos que debe seguir para utilizar el respectivo sistema de simulación de arranque</p> <p>3. CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS</p> <p>4. ANTES DEL USO</p> <ul style="list-style-type: none">• Energizar el avión (en este caso conectar planta externa al avión)• Revise el circuitbreaker que no esté saltado por un exceso de corriente <p>3. DURANTE LA OPERACIÓN</p> <ul style="list-style-type: none">• En ASSY PANEL de control del APU seleccione el SWITCH MASTER a la posición ON (esto permite que se energice el panel)• Seleccione el SWITCH START /STOP a la posición START (esto permite que comience la secuencia de simulación de parámetros)• Para reiniciar la secuencia seleccione el switch RESET a la posición RESET *este switch se encuentra en posición OFF• El switch TRIP simula con una luz roja la conexión del generador del APU		

6. DESPUÉS DE LA OPERACIÓN

Al terminar la secuencia de encendido puede esperar 5 minutos (no es necesario) en los cuales los indicadores mostraran los parámetros normales del APU y no variaran tal y como se muestra en el avión real.

Después de terminada la secuencia y simulación de arranque puede resetear el sistema sin esperar algún tiempo marcado esto permite que el sistema pueda ser usado varias veces en una misma operación.

Para proceder al apagado o corte del sistema debe seleccionar el switch RESET y después el Switch off lo cual quitara la energía del panel y se puede

3.14 Estudio económico

3.14.1 Análisis económico

En el análisis económico se consideró los costos de cada material en el mercado, las herramientas, y equipos empleados para la activación del panel. También se ha dividido y tomado como referencia 2 factores fundamentales en los cuales se ha invertido económicamente siendo estos costo de materiales y gastos varios.

3.14.2 Costo de Materiales

Comprende todos los costos de los materiales adquiridos para la activación del panel de control los cuales son detallados en la siguiente tabla.

Tabla 8
Cantidades y costos de materiales

MATERIALES EMPLEADOS EN LA ACTIVACIÓN DEL PANEL DE CONTROL				
N°	Descripción	Cantidad	V. Unidad	V. Total
1	Arduino UNO	1	2,00	2,00
2	Switch	3	0,50	1,50
3	Uniones frías	4	0,05	0,20
4	Metro de cable	4	0,20	0,80
5	Lata de pintura negra	1	2,30	2,30
6	Servos	3	0,23	0,70
7	Cables para Arduino	20	0,01	0,20
8	Focos Led	2	0,10	0,20
TOTAL				7,90

3.14.3 Gastos varios

Integran todos los gastos necesarios para la realización directa e indirecta del proyecto.

Tabla 9

Valores de gastos varios

GASTOS VARIOS		
Ítem	Detalle	Valor/USD
1	Elaboración de textos	40,00
2	Elaboración de CD'S	5,00
3	Imprevistos	10,00
TOTAL		55,00

3.14.4 Gastos totales

Es la inversión total realizada durante todo el proceso de investigación y elaboración del proyecto.

Tabla 10

Costo total de la adaptación de controles

COSTO TOTAL PARA LA ELABORACIÓN DE LA ESTRUCTURA		
ÍTEM	DETALLE	VALOR/USD
1	Materiales empleados en la activación del panel de control	7,90
2	Gastos varios	55,00
TOTAL		62,90

Por lo tanto el costo total de la activación del panel de control del APU fue de **\$62,90**.

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones

- Se realizó la recopilación de datos acerca del funcionamiento propio de la aeronave para que el proyecto y la simulación de arranque sea lo más real posible basándonos en manuales WDM y AMM.
- Los sistemas de control se instalaron de manera tal que evite interferencia con otros sistemas y llegue la señal correcta a los servos los cuales están encargados de la señal precisa en los indicadores.
- Las pruebas realizadas al sistema de control comprendido en cada indicador fueron satisfactorias, cumpliendo el objetivo en base a los requerimientos de tiempos de reacción de los servos y funcionamiento de los switch.

4.2 Recomendaciones

- Es importante que la planta externa envíe un valor nominal de 28v a la barra de voltaje de ser superior puede afectar el funcionamiento de la caja de control a pesar de que está diseñada para soportar hasta 40v
- En la instalación de los indicadores y switch tener cuidado al pasar los cables, buscar un lugar adecuado y sin interferencia de otros sistemas
- Es necesario que después utilizar el panel de control revise que todos los switch se encuentren en posición OFF para evitar fallas en un posterior arranque.

GLOSARIO DE TÉRMINOS

Frecuencia: Es una magnitud que mide el número de repeticiones por unidad de tiempo de cualquier fenómeno o suceso periódico.

Resistencia: La resistencia es entendida como la acción o capacidad de aguantar, tolerar u oponerse.

Servo: Es motor de corriente continua con la capacidad de ubicarse en cualquier posición dentro de su rango de operación, y mantenerse estable en dicha posición

Ohmiaje: Medida de resistencia al paso de corriente en circuitos eléctricos.

APU: Unidad de energía auxiliar o (auxiliary power unit, en inglés)

Generador: Todo dispositivo capaz de mantener una diferencia de potencia eléctrico entre dos de sus puntos.

Trip: Apagado de emergencia de un generador o reactor.

Arduino: Compañía de hardware libre, la cual desarrolla placas de desarrollo que integran un microcontrolador y un entorno de desarrollo, diseñado para facilitar el uso de la electrónica en proyectos multidisciplinarios

Plug: Enchufable o inserción.

Currer transformer: Es un dispositivo eléctrico que produce una corriente alterna (AC) en su secundaria que es proporcional a la AC en su primario

Arnés: Conjunto de uno o más circuitos eléctricos, al que se le pueden ensamblar adicionalmente conectores, clips, terminales, cintas.

ABREVIATURAS

M.O: Manual de operación

A.M.M: Manual de mantenimiento de la aeronave

AC: Corriente Alterna.

DC: Corriente continúa.

APU: Unidad de potencia auxiliar.

W.D.M: Manual de diagramas eléctricos, (wiring diagram manual)

ESP: Practicas eléctricas estándar.

CB: Circuitbreaker

SN: Numero de serie

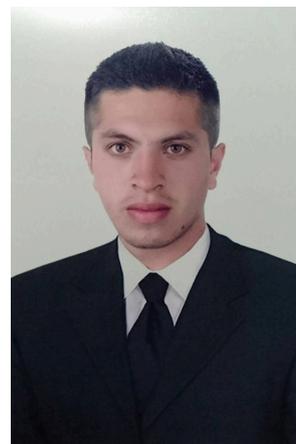
PN: Numero de parte

BIBLIOGRAFÍA

- AIRLINERS. (15 de 6 de 2013). *AIRLINERS.NET*. Recuperado el 20 de 4 de 2016, de AIRLINERS.NET: <http://www.airliners.net/aircraft-data/stats.main?id=217>
- Jacome Llano, A. J. (2014). *Adaptación de controles del sistema de aire acondicionado del avión fairchild*. . Latacunga, Cotopaxi, Ecuador: Unidad de Gestion de Tecnologias.
- MORGAN, T. (21 de 3 de 2012). *QUORA*. Recuperado el 12 de 3 de 2016, de QUORA: <https://www.quora.com/What-is-the-use-of-an-APU-in-an-aircraft-and-what-happens-to-an-aircraft-if-the-APU-fails>
- STRACK. (15 de SEPTIEMBRE de 2015). *STRACK EXCHANGE*. Recuperado el 10 de MARZO de 2016, de AVIATION : <http://aviation.stackexchange.com/questions/21306/can-airliners-operate-without-an-operating-apu>
- HILLER, F. (1966). WDM . En FAIRCHILD, *WDM* (pág. 1000). Mohawk: AIRCRAFT.
- ZAPATA, C. (2014). *Rehabilitación del sistema de aire acondicionado*. latacunga, Cotopaxi, Ecuador: Unidad de Gestion de Tecnologias.

Hoja de vida del graduado

CURRICULUM VITAE.



I.- DATOS PERSONALES.

Nombre: NAVAS PAZMIÑO HENRY ISRAEL
Fecha de nacimiento: 15 de Julio de 1994
Estado civil: Soltero
Nacionalidad: Ecuatoriana
Domicilio: Av. Rumiñahui y Fernando Sánchez de Orellana
Latacunga, Ecuador
Av. Carlos Toro Lema y Rudecindo Inga Vélez, casa 10
Ambato, Ecuador
Teléfono: (+593)- 0968258308
e-mail: NavasP.Henry@outlook.com

II.- ANTECEDENTES ACADÉMICOS.

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

III.- ANTECEDENTES LABORALES.

2015 a la fecha **Ayudante de Mantenimiento**, Línea Aérea Cuencana –LAC

- Aeronaves: Boeing 737-500
Bombardier CRJ 700
Interpretación diagramas eléctricos WDM
Aeropuerto Internacional Cotopaxi, Latacunga-Ecuador
- 2015 **Ayudante de Mantenimiento**, Fundación Amazonia Verde
Aeronaves: Cessna 182P,
Piper cherokee six
Sistemas de carburador e inyección
Aeropuerto Coronel Edmundo Carvajal, Macas-Ecuador
- 2014 **Ayudante de Mantenimiento**, Ala de combate N.22
Aeronaves: helicópteros DHRUV
Aeropuerto José Joaquín de olmedo, Guayaquil-Ecuador
- 2013 **Ayudante de Mantenimiento** Grupo de Transporte Aéreo Especial GTAE
Aeronaves: Helicóptero Bell 206
Embraer 600
Aeropuerto José Joaquín de olmedo, Guayaquil-Ecuador

IV.-CURSOS

- DISASSEMBLY, INSPECTION AND MOUNTING TIRES OF NOSE AND MAIN WHEEL ASSY FOR BOMBARDIER CRJ-700
CERTIFICATE OF ACHIVEMENT Aug/27/2015
H.A.S AVIATION CORP.
MIAMI FLORIDA
FAA APROVED REPAIR STATION
- DISASSEMBLY, INSPECTION AND MOUNTING TIRES OF NOSE AND MAIN WHEEL ASSY FOR BOEING 737-500
CERTIFICATE OF ACHIVEMENT Aug/27/2015
H.A.S AVIATION CORP.
MIAMI FLORIDA
FAA APROVED REPAIR STATION

V.- IDIOMAS

Inglés: hablado y escrito nivel básico-medio

Inglés técnico: comprensión básica

HOJA DE LEGALIZACIÓN DE FIRMAS

DEL CONTENIDO DE LA PRESENTE INVESTIGACIÓN SE
RESPONSABILIZA EL AUTOR

Henry Israel Navas Pazmiño

C.C: 180374214-5

DIRECTORA DE CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

Ing. Guerrero Lucía

Latacunga, Mayo del 2016

