

DESARROLLO DE UN SOFTWARE DE MICROCONTROLADOR PARA EL BANCO  
DIGITAL LAS PRUEBAS CAZA FALLAS DE LA POWER SUPPLY DE LAS  
AERONAVES BEEHCRAFT KING C-90,200, B200 300 Y 350 EL CUAL CUENTE  
CON UNA INTERFAZ GRÁFICA DE USUARIO PARA EL OPERADOR

Cristian Danilo Fonseca Castro  
Daniel Felipe Amado Gutiérrez

Centro de Educación Militar  
Programa de Ingeniería Aeronáutica  
Cohorte 1  
Noviembre 9, 2020

A Dios, por permitirnos llegar a este momento tan especial en nuestras vidas. Por los momentos difíciles y por los triunfos que nos han enseñado a valorar cada día más, a nuestras madres por ser las personas que nos han acompañado a lo largo de todo el trayecto de formación profesional y de vida. A nuestros padres quienes con sus consejos nos han sabido guiar para convertirnos en profesionales. A nuestras familias que han velado por nosotros durante este duro camino para convertirnos en lo que siempre quisimos ser. A nuestros profesores, infinitas gracias por su tiempo, por su apoyo y por toda la sabiduría que nos transmitieron en el desarrollo de la formación profesional.

**Cristian Fonseca - Daniel Amado.**

## Agradecimientos

iii

Agradecemos a Dios por protegernos durante todo el camino y por darnos fuerzas para superar las adversidades y los obstáculos a lo largo de la vida.

A nuestras madres y padres, que con su ejemplo nos han enseñado a no desfallecer ante nada y a siempre perseverar a través de sus consejos.

Al My. Oscar Gómez, por su consistente apoyo y colaboración en cuestiones administrativas que fueron de gran valor para llevar a buen término este proyecto.

A la Ct. Ingrid Arango, por la colaboración brindada a lo largo de la elaboración de este proyecto.

Al Ing. Pedro Melo, líder del grupo de investigación, por los conocimientos y por el soporte que nos brindó a lo largo de nuestra carrera de formación profesional.

Al Ing. Luis Felipe Rincón Galvis, tutor del proyecto de grado, por su guía valiosa y asesoramiento en la realización de este proyecto.

Gracias a todas aquellas personas que directa o indirectamente aportaron su grano de arena a la realización y ejecución de este proyecto de grado.

**Cristian Fonseca - Daniel Amado.**

En el presente proyecto de grado que lleva como nombre “*Desarrollo de un software de microcontrolador para el banco digital las pruebas caza fallas de la power supply de las aeronaves Beechcraft King c-90,200, b200 300 y 350 el cual cuenta con una interfaz gráfica de usuario para el operador*”, se llevara a cabo la investigación y desarrollo pertinente para dar solución a la problemática presentada por el Batallón de Mantenimiento de Aviones No.1 mediante un software que posteriormente podrá ser implementado en un banco de pruebas físico, a la vez que se hará un reconocimiento de los diferentes sistemas de la aeronave que intervienen en el correcto funcionamiento del componente bajo estudio y del entorno de programación grafica LabVIEW, sobre el cual se hará el desarrollo del código fuente. Finalmente, en este documento de proyecto de grado se plasmarán las recomendaciones de componentes, sistemas de adquisición de datos, estructura y protocolos de comunicación, que, a nuestra consideración, deberán ser implementadas en el producto final el cual es el banco de pruebas físico de caza fallas de las Power Supply.

- **Emergency Power Supply:** componente aeronáutico que permite alimentar ciertas funciones básicas de la aeronave cuando esta presenta alguna emergencia.
- **Voltaje DC (VDC):** significa voltaje en corriente directa, no varía el voltaje y se mantiene constante con respecto a la dirección y el tiempo.
- **ATA 100:** es una documentación común de referencia estandarizada para las aeronaves comerciales.
- **GCU:** son las siglas en ingles establecidas para la unidad de control del generador de la aeronave (Generator Control Unit).
- **Software:** conjunto de programas de cómputo, así como también datos y procedimientos que posibilitan diferentes tareas en un sistema informático.
- **Hardware:** son las partes físicas, tangibles, de cualquier sistema informático, los componentes eléctricos, electrónicos y mecánicos.
- **Interfaz Gráfica:** es el entorno visual de imágenes y objetos mediante el cual se da la interacción del hombre (operador) con la máquina.
- **Banco de Pruebas:** instalación que sirve para medir las prestaciones de un componente y sus características de funcionamiento.
- **Trazabilidad:** son los procedimientos que permiten seguir la evolución de un producto en cada una de las etapas en las que se encuentra.
- **Precisión:** capacidad de un instrumento de dar un resultado específico en diferentes mediciones realizadas en las mismas condiciones o proveer un resultado deseado con exactitud.

- **Confiabledad:** hace referencia a la consistencia de los resultados obtenidos en <sup>vi</sup> una medición.
- **LabVIEW:** software de ingeniera utilizado para programación industrial, investigación y desarrollo.
- **Matlab:** software que integra un sistema de cómputo numérico que ofrece al usuario un entorno de desarrollo integrado.
- **Máquina de estados:** modelo de comportamiento de un sistema I/O donde las salidas dependen de señales actuales y anteriores.
- **Algoritmo:** conjunto ordenado de operaciones sistemáticas que permite hallar soluciones para todo tipo de problemáticas.

|  |    |
|--|----|
| Capítulo 1: Introducción .....   | 1  |
| 1.1. Descripción del problema .....  | 1  |
| 1.2. Pregunta de investigación .....   | 3  |
| 1.3. Objetivos .....   | 4  |
| 1.3.1. Objetivo general.....   | 4  |
| 1.3.2. Objetivos específicos. ....   | 4  |
| Capítulo 2. Estado del arte .....  | 6  |
| Capítulo 3. Marcos referenciales .....   | 8  |
| 3.1. Generación de corriente directa .....   | 10 |
| 3.2. Control de generador GCU (generator control unit).....                              | 13 |
| 3.3. Funciones principales de la GCU. ....   | 13 |
| 3.3.1. Controlar la conexión y desconexión en paralelo entre generadores:.....           | 14 |
| 3.3.2. Relevos de corriente de reversa: .....  | 14 |
| 3.3.3. Medir las corrientes reversas: .....  | 14 |
| Capítulo 4. Metodología de investigación .....   | 18 |
| Fase I.....  | 19 |
| Fase II.....   | 20 |
| Fase III .....   | 21 |
| Fase IV .....  | 21 |
| Capítulo 5. Software de Aplicación .....   | 23 |
| 5.1. ¿Qué es LabVIEW? .....  | 23 |
| 5.1.1. Características: .....  | 23 |
| 5.1.2. Áreas principales de aplicación: .....  | 23 |
| 5.2. Programación grafica .....  | 24 |
| 5.3. Ciclos .....  | 25 |
| 5.3.1. Ciclo WHILE .....   | 25 |
| 5.3.2. Ciclos INFINITOS.....   | 26 |
| 5.3.3. Túneles de ESTRUCTURA .....   | 27 |
| 5.3.4. Ciclos FOR.....   | 28 |
| 5.3.5. Estructura de Casos.....  | 29 |
| 5.4. ¿Por qué usar “Máquinas de Estado”? .....   | 30 |
| Capítulo 6. Resultados .....   | 33 |
| 6.1. Consolidación de Requerimientos .....   | 33 |
| 6.2. Desarrollo de la Interfaz Gráfica de Usuario .....                                  | 36 |
| 6.2.1. Módulo de configuración de la prueba: .....                                       | 38 |
| 6.2.2. Visualizador del estado de ejecución de la prueba: .....                          | 40 |
| 6.2.3. Botones de control de la prueba:.....   | 44 |
| 6.3. Desarrollo del algoritmo de programación. ....                                      | 46 |
| 6.3.1. Subrutina de configuración. ....  | 48 |
| 6.3.2. Subrutina de límites y simulación de datos.....                                   | 49 |
| 6.3.3. Subrutina de análisis. ....   | 51 |
| 6.3.4. Subrutina de reportes. ....   | 52 |
| Capítulo 7. Recomendaciones para la implementación del software en el banco físico. .... | 53 |
| 7.1. Estructura del banco de pruebas. ....   | 53 |

|  |        |
|--|--------|
| 7.2. Conectividad del software con componentes industriales. ....  | 56viii |
| 7.2.1. Bus de Datos GPIB (General Purpose Interface Bus) .....   | 57     |
| 7.2.2. Universal Serial Bus (USB). ....  | 59     |
| 7.3. Componentes.....  | 61     |
| 7.3.1. UPS. ....   | 61     |
| 7.3.2. Sistema de adquisición de datos. (CompactDAQ).....  | 62     |
| 7.3.3. Fuente de alimentación programable. ....  | 63     |
| Capítulo 8. Conclusiones .....   | 65     |
| Referencias.....   | 66     |
| Anexo 1: Oficio No. 202074000881793 de solicitud de aprobación del flujograma de la prueba de capacidad de la power supply. .... | 68     |
| Anexo 2: Oficio No. 202074000751700 de solicitud aprobación de requerimientos de proyecto.....                                   | 70     |
| Anexo 3: Oficio No. 2020676009568633 Respuesta de aprobación de requerimientos iniciales de proyecto por parte del BAMAV1.....   | 76     |

## Lista de ilustraciones

ix

|  |           |
|--|-----------|
| Ilustración 1 Emergency Power Supply (Autores, 2019) .....   | 8         |
| Ilustración 2 Diagrama de Conexión entre la Aeronave y la Power Supply (Beechcraft, ATA 24-30-02, 1996)..... | 9         |
| Ilustración 3 Sistema Eléctrico de la aeronave Beechcraft King Air (Beechcraft, ATA 24, 1996) .....          | 10        |
| Ilustración 4 Diagrama eléctrico de la aeronave Beechcraft King Air(Beechcraft, ATA 24-30-02, 1996) .....    | 11        |
| Ilustración 5 Barrajes de Distribución (Beechcraft, 1996) .....  | 12        |
| Ilustración 6 Arrancador-Generador (Autor, ATA 24 y BAMAV No1, 2020).....                                    | 12        |
| Ilustración 7 Flujograma - Modelos de Diseño Pahl & Beitz (Ramírez Gil, 2017).....                           | 22        |
| <i>Ilustración 8 Comparativa entre el ciclo While y sus semejantes.(National Instruments, s.f) .....</i>     | <i>25</i> |
| <i>Ilustración 9 Control Booleano Fuera del Ciclo While (National Instruments, s.f) .....</i>                | <i>26</i> |
| <i>Ilustración 10 Ejemplo ciclo infinito (National Instruments, s.f) .....</i>                               | <i>27</i> |
| <i>Ilustración 11 Túnel ciclo While (National Instruments, s.f).....</i>                                     | <i>28</i> |
| <i>Ilustración 12 Ciclo FOR y sus semejantes (National Instruments, s.f).....</i>                            | <i>28</i> |
| <i>Ilustración 13 Ejemplo de ciclo For. (National Instruments, s.f).....</i>                                 | <i>29</i> |
| <i>Ilustración 14 Ejemplo de cómo cambiar o seleccionar un caso. (National Instruments, s.f).....</i>        | <i>30</i> |
| Ilustración 15 Flujograma prueba de capacidad Power Supply (Autores, 2020) .....                             | 34        |
| Ilustración 16 Ejecución Inicial Interfaz de Usuario Banco de Pruebas Power Supply (Autores, 2020) .....     | 36        |
| Ilustración 17 Identificación de las Áreas Principales del Programa (Autores, 2020) .....                    | 37        |
| Ilustración 18 Modulo de configuración (Autores, 2020) .....   | 38        |
| Ilustración 19 Cuadro de dialogo de configuración de la prueba (Autores, 2020).....                          | 39        |
| Ilustración 20 Pantalla con datos de la prueba diligenciados (Autores, 2020) .....                           | 40        |
| Ilustración 21 Área del estado actual de la prueba en Ejecución (Autores, 2020) .....                        | 40        |
| Ilustración 22 CERTIFICACION PRUEBA BATERIA DE EMERGENCIA PS-835(Autores, 2020) .....                        | 43        |
| Ilustración 23 Barra de botones de control de la prueba de capacidad (Autores, 2020).....                    | 44        |
| Ilustración 24 Jerarquía principal del software de control (Autores, 2020) .....                             | 46        |
| Ilustración 25 Diagrama de bloques del VI principal del software de control (Autores, 2020) ...              | 47        |
| Ilustración 26 Maquina de estados general del software (Autores, 2020).....                                  | 48        |
| Ilustración 27 Diagrama de bloques de la subrutina de configuración. (Autores, 2020).....                    | 48        |
| Ilustración 28 Diagrama de bloques de la subrutina de simulación de datos (Autores, 2020) .....              | 49        |
| Ilustración 29 Diagrama de bloques de la subrutina de limites (Autores, 2020).....                           | 50        |
| Ilustración 30 Adquisición de fórmulas mediante Curve Fitting (Autores, 2020) .....                          | 51        |
| Ilustración 31 Diagrama de bloques de la subrutina de análisis (Autores, 2020).....                          | 51        |
| Ilustración 32 Diagrama de bloques de la subrutina de reportes (Autores, 2020).....                          | 52        |
| Ilustración 33 Banco de pruebas análogo (Autores, 2020).....   | 53        |
| Ilustración 34 Modelo CAD de la estructura del banco actual (Autores, 2020).....                             | 54        |
| Ilustración 35 Modelo CAD del banco propuesto (Autores, 2020) .....  | 55        |
| Ilustración 36 Planos del futuro banco d pruebas con tabla de componentes (Autores, 2020) ....               | 56        |
| Ilustración 37 Componentes que se utilizan en el control de la instrumentación (Borrero Serrano, s.f) .....  | 58        |
| Ilustración 38 Estructura del Bus GPIB (Borrero Serrano, s.f) .....  | 59        |
| Ilustración 39 Sistema de adquisición de datos CompactDAQ (National Instruments, 2015).....                  | 63        |

Ilustración 40 Fuente programable BK-Precision Modelo XLN3640-GL (BK-precision, 2018) x  
..... 64

## Capítulo 1: Introducción

### 1.1.Descripción del problema

El manual de mantenimiento de las aeronaves BEEHCRAFT KING C-90,200, B200 300 Y 350 en el ATA100 en su subsección 24 ELECTRICAL POWER (ATA 24), establece que cada aeronave después de 550 horas de vuelo, debe ser sometida a revisión de la Power Supply (PS), para ello, el manual establece un procedimiento (ATA 24, 24-30-02 King Air series 200,B200, B300, B300C, y C-90 páginas 101-125) que permite al operador tomar medidas de tensión en el proceso de carga y descarga de la PS. El trabajo de mantenimiento que se realiza a esta unidad, requiere que el personal de técnicos que realiza el procedimiento de la prueba caza fallas esté presente durante la prueba y que las medidas tomadas se diligencien en un formato de inspección ya establecido; lo anterior conlleva un tiempo aproximado de 48 horas con ciclos de carga-reposo-descarga-carga, donde se requiere la presencia del técnico, ya que se deben tomar muestras de tensión manualmente cada 10 minutos durante todo el desarrollo de la prueba.

Debido a la importancia de las pruebas caza fallas de la PS, en conjunto con el personal de técnicos del Batallón de Mantenimiento de Aviones No. 1, determinaron las siguientes problemáticas:

- Para completar una prueba de carga y descarga de la Power Supply (48 Horas), se requiere un monitoreo continuo y sin interrupciones del proceso por parte de los

técnicos de línea, lo que conlleva a la necesidad de emplear como mínimo 4 técnicos con turno rotativo para desarrollar la prueba.

- El manual de mantenimiento de la aeronave establece que los tiempos de carga y descarga deben ser lo más precisos posibles, debido a la necesidad específica de prolongar los ciclos de vida de las baterías y el estado óptimo de sus celdas, situación que a la fecha no se evidencia conforme a los registros de mantenimiento de la serie de aeronaves King, cuyo cierre de ciclos en promedio sobrepasa los 30 a 45 minutos, del tiempo estipulado para la prueba.
- El tiempo aproximado para la realización de la prueba de la tarjeta de control de baterías de la PS, depende de la agilidad y maniobrabilidad del instrumento de medida y de la fuente de tensión DC por parte del operador y los técnicos de línea; ya que cada tarjeta cuenta con 28 terminales, de los cuales, 24 requieren monitoreo en tensión, conforme a diferentes señales DC aplicadas en los 4 terminales restantes. (tiempo aproximado de prueba: 122 minutos).
- Ausencia de indicadores de alarma y sistemas de desconexión en caso de fallas o sobrecalentamiento en baterías de la PS, durante el proceso de mantenimiento.
- Se requiere ampliar la capacidad de la prueba caza fallas de la PS en el departamento de aviónica del Batallón, ya que, conforme al historial de mantenimiento del taller de aviónica, se presentan para revisión 2 o más PS simultáneamente.

## 1.2.Pregunta de investigación

Conforme a lo anterior se plantea la siguiente pregunta de investigación:

- ¿Cómo desarrollar e implementar un software de microcontrolador para el banco digital las pruebas caza fallas de la power supply de las aeronaves Beechcraft King c-90,200, b200 300 y 350 el cual cuente con una interfaz gráfica de usuario para el operador, que automatice el proceso de adquisición e interpretación de tensiones en los procesos de carga y descarga en la revisión de la Power Supply, evitando la necesidad de un personal técnico especializado que realice dicha tarea?

La implementación de un software de microcontrolador al banco digital con las características anteriormente mencionadas, facilita y optimizaría la inspección de las unidades PS de las aeronaves BEEHCRAFT KING C-90,200, B200 300 Y 350 de la aviación del Ejército Nacional, y a su vez, contará con un valor comercial para aquellas empresas aeronáuticas a nivel nacional e internacional que, a la fecha, realizan la inspección de la PS con el procedimiento propuesto por el manual de mantenimiento de esta flota de aeronaves.

### **1.3.Objetivos**

#### **1.3.1. Objetivo general.**

- Desarrollar un software de microcontrolador para el banco digital las pruebas caza fallas de la power supply de las aeronaves Beechcraft King c-90,200, b200 300 y 350 el cual cuente con una interfaz gráfica de usuario para el operador.

#### **1.3.2. Objetivos específicos.**

- Establecer el circuito electrónico, basado en el procedimiento de pruebas para Power Supply PS-835 referencia ATA 24-30-02.
- Establecer un protocolo para garantizar la comunicación entre la parte electrónica y el hardware que soporta la interfaz de control del banco de pruebas de la power supply de las aeronaves Beechcraft King c-90,200, b200 300 y 350
- Desarrollar el software del microcontrolador para la toma de medidas y análisis de datos de manera automática, aplicables al Banco digital para las pruebas caza fallas de la power supply de las aeronaves Beechcraft King C-90, 200, B200, 300 y 350.
- Programar una interfaz gráfica que permita al operador acceder al proceso de medición de tensiones del banco digital.

### **1.3.3. Objetivos homologables por pandemia COVID-19.**

- Establecer el circuito electrónico, basado en el procedimiento de pruebas para Power Supply PS-835 referencia ATA 24-30-02.
- Desarrollar el software del microcontrolador para la toma de medidas y análisis de datos de manera automática, aplicables al Banco digital para las pruebas caza fallas de la power supply de las aeronaves Beechcraft King C-90, 200, B200, 300 y 350.

## Capítulo 2. Estado del arte

Las pruebas de banco, han sido utilizadas desde hace muchos años por todas las industrias a nivel mundial para determinar el estado real de un componente con respecto a su vida útil, permitiendo predecir, cuando un elemento, necesita ser reparado o reemplazado antes de que esté presente una falla o produzca un incidente. Para que una prueba de banco pueda ser fiable, el entorno al que se somete el componente, tiene que poder simular las condiciones y exigencias de uso a las que el componente estará sometido. (Administration, 1998)

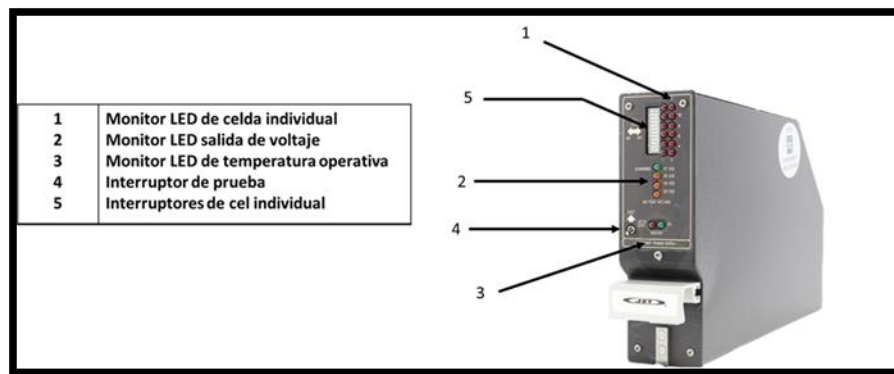
Los datos extraídos de una prueba de banco también permiten realizar un seguimiento individual por componente durante el tiempo, lo que permite realizar un mantenimiento inteligente en el que se trata al componente de manera específica para el estado en el que se encuentre. Logrando reparar un componente en un estado anterior a la falla lo cual significa una reducción en el costo de reparación de un componente además de poder utilizar un componente de manera segura durante toda su vida útil.

Las pruebas en bancos digitales a componentes de aviación, garantizan un muestreo de datos continuos fiables además de permitir realizar la prueba de manera autónoma y segura con menos tiempo. Seguido a esto también permite tener bases de datos seguras por componentes en la nube o en servidores privados de un taller de mantenimiento aeronáutico, llegando así a tener una lista de datos con la cual se puede realizar informes de manera autónoma por ciclos de prueba.

La evolución de estas pruebas de banco son dependientes a la propia evolución de la industria 4.0 y la creciente popularización del internet de las cosas las cuales tiene como objetivo la digitalización y la automatización de las unidades productivas en procesos de la industria en general, garantizando un control inteligente y aumentando los estándares de calidad que se aplican a componentes de aviación.

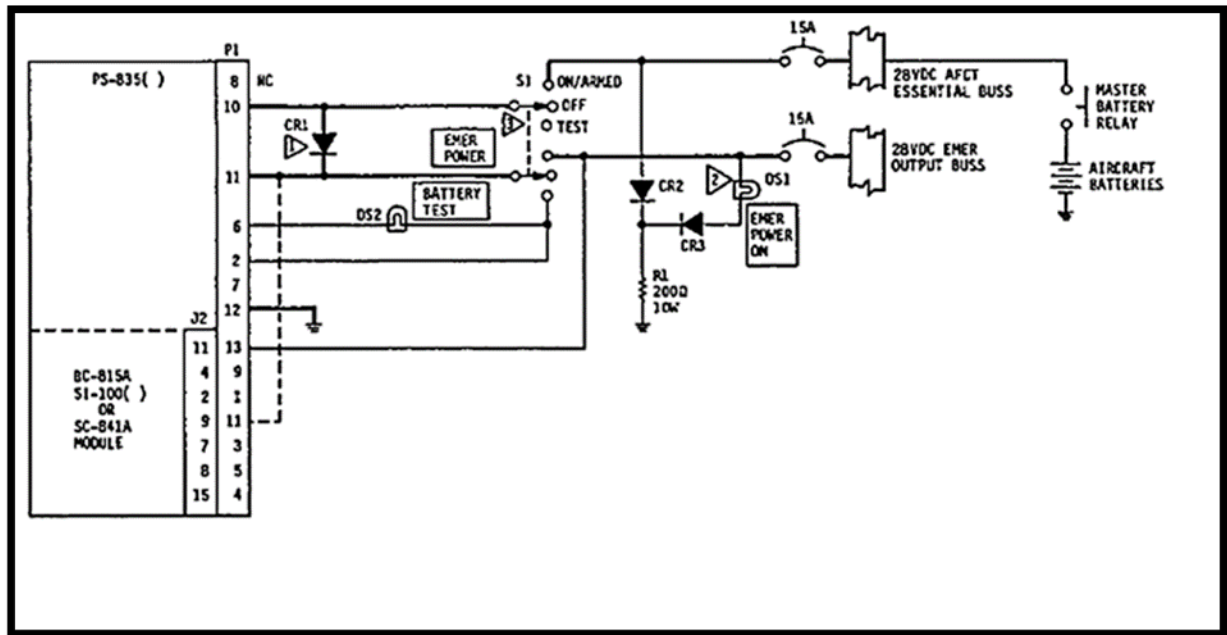
### Capítulo 3. Marcos referenciales

La Power Supply de emergencia es un componente completamente sellado, diseñado para ser fácilmente montado y desmontado de la aeronave, con sistemas de protección contra sobretensiones. La parte frontal del componente posee monitores individuales LEDS por cada batería, LEDS para voltaje de salida, LED testigo de sobrecalentamiento de batería y un interruptor de prueba de batería. Estos se encargan de dar información del estado de la PS durante vuelo y también en tierra.



*Ilustración 1 Emergency Power Supply (Autores, 2019)*

El voltaje proveniente de la aeronave es de 28 VDC y está conectado con la PS a través del pin 10 y pasa por el conector J11 de la PS por el que se carga el componente mientras la aeronave está en funcionamiento normal. La entrada de la PS contiene un diodo aislado de las baterías y circuitos internos; para prevenir la descarga de las baterías durante eventos como cortos circuitos o encendidas de motor.



*Ilustración 2 Diagrama de Conexión entre la Aeronave y la Power Supply (Beechcraft, ATA 24-30-02, 1996)*

Durante operación normal de los sistemas generadores DC, la PS es cargada directamente por la aeronave, a través del proceso previamente descrito. Pero al mismo tiempo la PS se encarga la iluminación de las barras de emergencia de la aeronave y algunos componentes AC no vitales de la aeronave con la ayuda de un transformador. Debido a este régimen de carga descarga simultanea las baterías internas tienden a calentarse y a reducir su vida útil.

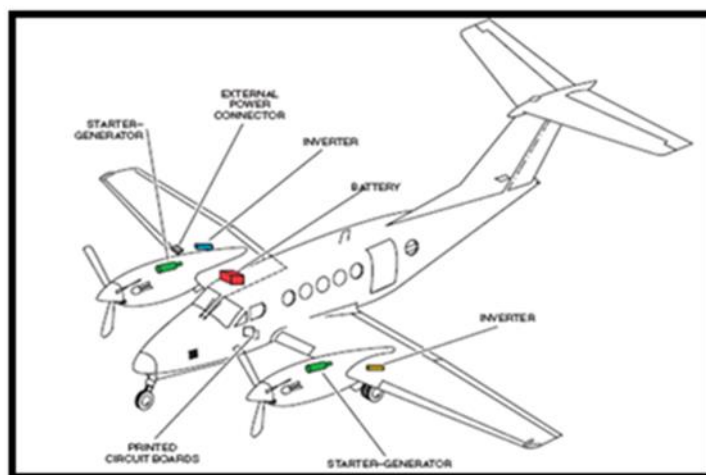
Por estos motivos la casa fabricante de la aeronave en el ATA 24-30-02 propone una prueba manual por el cual se puede comprobar si la PS se encuentra en estado de operación optimo luego de periodos de tiempos establecidos por el manual.

Si el fallo no está contemplado en alguna de estas directrices o chequeos de solución de problemas generales, se debe consultar al fabricante sus condiciones específicas para aislar la falla. Una vez identificada la falla, realizar la acción correctiva específica para ese elemento.

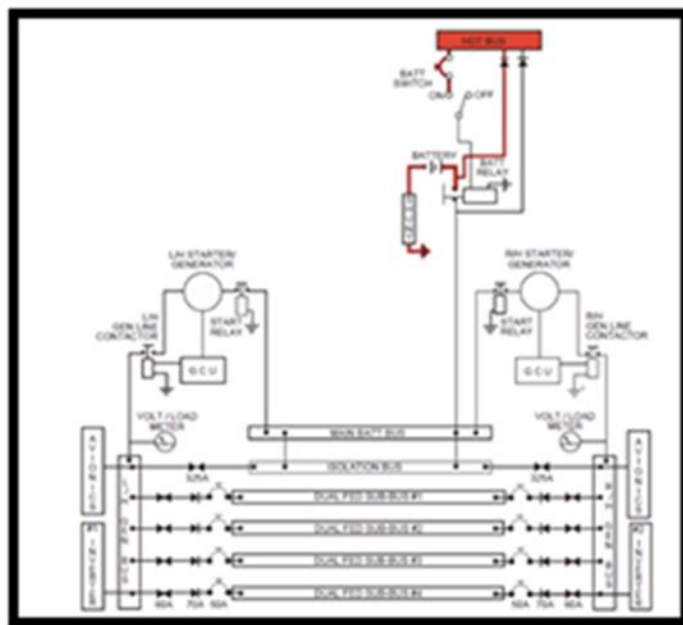
### 3.1. Generación de corriente directa

El sistema eléctrico de corriente directa en las aeronaves Beechcraft Super King Air 200 Series está construida por los componentes mayores mencionados a continuación:

- Dos generadores conectados en paralelo.
- Una batería.
- Un panel de componentes DC.
- Un conector para planta externa tal como se muestra en la Figura 3 y 4.



*Ilustración 3 Sistema Eléctrico de la aeronave Beechcraft King Air (Beechcraft, ATA 24, 1996)*



*Ilustración 4 Diagrama eléctrico de la aeronave Beechcraft King Air (Beechcraft, ATA 24-30-02, 1996)*

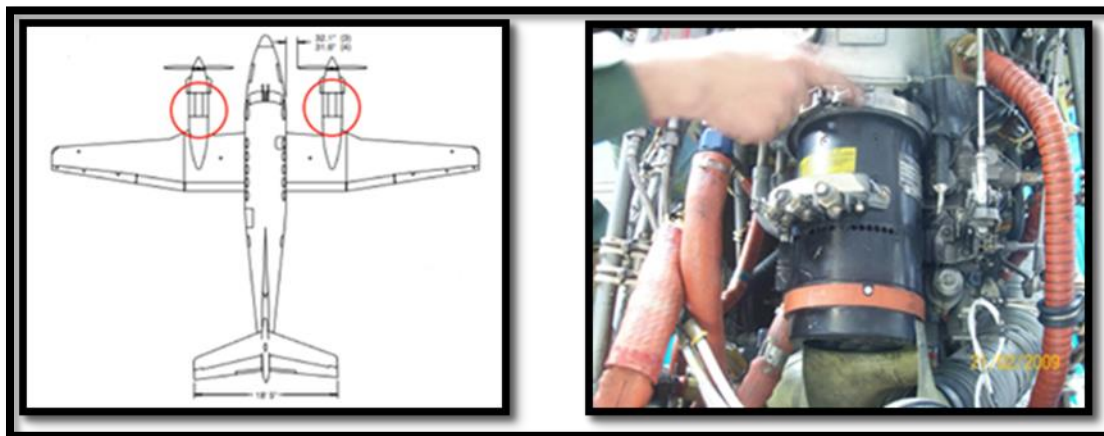
***Nota: Los inversores que se muestran en la figura 3 y 4, fueron removidos en las aeronaves de la Aviación del Ejército por motivos de modernización de la flota.***

El sistema eléctrico primario en la aeronave es un sistema generador de 30 VDC (Voltage Direct Current), regulado a  $28,25 + 0 - 2,5$  voltios y posee una capacidad de 250 amperios para alimentar de corriente a las barras de distribución principales mencionadas en la siguiente tabla:

| BARRAJES DE DISTRIBUCIÓN |
|--------------------------|
| HOT BATTERY BUS          |
| MAIN BATTERY BUS         |
| LEFT GENERATOR BUS       |
| RIGHT GENERATOR BUS      |
| ISOLATION BUS            |
| Nº1 DUAL FED BUS         |
| Nº2 DUAL FED BUS         |
| Nº3 DUAL FED BUS         |
| Nº4 DUAL FED BUS         |

*Ilustración 5 Barrajes de Distribución (Beechcraft, 1996)*

Los motores generadores se encuentran ubicados debajo de cada uno de los planos de la aeronave (Ilustración 3), el primer objetivo es proporcionar fuerza al motor de arranque y segundo generar corriente eléctrica para suplir a los subsistemas necesarios en la operación normal de la aeronave.



*Ilustración 6 Arrancador-Generador (Autor, ATA 24 y BAMAV No1, 2020)*

### **3.2. Control de generador GCU (generator control unit).**

Los Motores-Generadores son controlados por la GCU (Unidad de Control del Generador), estas unidades se encuentran ubicadas en la parte delantera, específicamente debajo del pasillo del mástil principal como se muestra en la Ilustración 6.

Durante la operación normal cada regulador de voltaje monitorea la salida de tensión del motor generador y controla el campo electromagnético producido, esto con el fin de mantener una carga constante bajo condiciones operativas variables como lo son el cambio de velocidad, tensión y temperatura de cada motor.

### **3.3. Funciones principales de la GCU.**

La GCU monitorea la tensión de salida del motor arrancador y controla los campos de excitación de las bobinas, el objetivo es mantener una carga constante de tensión que permita suplir de corriente eléctrica a cada componente de la aeronave en condiciones variables de operación del motor

- Regular medir y controlar la tensión en los generadores.
- Controlar la conexión y desconexión en paralelo entre generadores.
- Medir las corrientes reversas.

*Nota: Para que la unidad de control pueda regular los motores se debe mantener a una tensión de voltaje residual, este se obtiene del terminal B del Generador y debe estar entre 0,5 a 1,2 VDC.*

### **3.3.1. Controlar la conexión y desconexión en paralelo entre generadores:**

Con ambos generadores en paralelo, es decir que todos los bornes o terminales de entrada de todos los dispositivos conectados coinciden entre sí, al igual que sus terminales de salida, la operación de un circuito ecualizador es necesario para distribuir de una manera equitativa todas las cargas conectadas a la aeronave.

Los reguladores de voltaje son interconectados por medio de los relevos LH y RH en paralelo, los cuales son energizados por medio de los relevos de corriente de reversa.

### **3.3.2. Relevos de corriente de reversa:**

Cuando los campos del generador están bajo excitados por alguna razón o cuando el generador está por debajo del punto mínimo no puede mantener la carga positiva, entonces el generador solicita por medio del relevo de corriente de reversa una carga a la barra de distribución “Main Batt Bus” de la aeronave que se conecta a la batería.

Este relevo de corriente de reversa es un dispositivo eléctrico normalmente abierto que al ser conmutado magnéticamente permite el paso de corriente por parte de la batería hacia los componentes de la aeronave, sin embargo, si esto ocurriera la aeronave entraría en condición de emergencia y su aterrizaje debe realizarse de manera inmediata.

### **3.3.3. Medir las corrientes reversas:**

Es un dispositivo que permite realizar la protección de la línea de conexión de los generadores, su función radica en medir el voltaje y la corriente que pasa por la línea, en caso que su voltaje sea elevado (encima de 32,5 VDC), este abrirá el contacto interno del relevo que desconectara el generador, dando lugar a un circuito de protección.

## **Batería**

La batería está conectada a la aeronave para:

- Encender el motor.
- En tierra, para proveer corriente a los sistemas, antes que la planta externa sea conectada a la aeronave.
- En vuelo, en caso si una falla ocurre en el sistema principal de la aeronave.

Existen dos tipos de baterías aplicables a las aeronaves King Air Beechcraft las baterías de Níquel Cadmio (NiCd) y las baterías RG ácido plomo. La energía desde la batería hacia la barra principal es dirigida a través del relevo de la batería, este es controlado por un interruptor en la cabina de pilotos con el nombre BATT ON/OFF.

En caso de falla eléctrica la Power Supply, alimenta la barra principal de tensión (conexión principal de batería), donde se encuentran conectados todos los sistemas mínimos de vuelo para la aeronave, con soporte para un máximo de dos horas y lograr así el aterrizaje de emergencia.

Existen requerimientos de mantenimiento en las aeronaves que buscan identificar e inspeccionar diferentes sistemas y sus componentes, prácticas que con el paso del tiempo deben ser más eficientes. Es por esto que después de realizar diferentes consultas e investigaciones se llega a reconocer que es indispensable la fabricación de prototipos de bancos de pruebas para los sistemas eléctricos de la aeronave BEEHCRAFT SUPER KING AIR , Estos bancos en la actualidad no se encuentran en el Batallón de Mantenimiento N°1 de Aviones de la División de Asalto Aéreo del Ejército Nacional, y

son necesarios porque mejoran los procesos de mantenimiento de este tipo de aeronaves, proveen a las pruebas mayor exactitud en los resultados y mejoran los tiempos de procedimientos y su trazabilidad.

Dentro de los requerimientos de necesidades para establecer la importancia del proyecto, que debido a su característica de desarrollo podría estar limitado a certificaciones ya sea inicialmente por la División de Aviación y posteriormente a la casa fabricante de la aeronave. Encontrando que la evolución en los procesos de mantenimiento esta dado a la simulación de condiciones de vuelo específicas para poder accionar diferentes sistemas, como (Mott, 2004), explica en su artículo “*Similarity-based modeling of flight paths aircraft*”, En donde se habla de la similitud del modelamiento para pruebas en las trayectorias de vuelo en los aviones, establecidos en la implementación de información histórica de valores y parámetros que están describiendo trayectorias de vuelo en aviones comerciales y militares en donde se incluyen posiciones de mandos, superficies de control y tren de aterrizaje entre otros, con este modelamiento se da la utilidad de confirmar los diferentes comportamientos normales y en condiciones extremas para detectar posibles fallas en diferentes etapas del vuelo de la aeronave.

Existen otros aspectos que se deben tener en cuenta en la realización de las pruebas eléctricas en las aeronaves, en donde nuestra búsqueda nos lleva al análisis de cargas y mediciones de diferentes condiciones en tierra, así como las pruebas que establecieron (Wang, 2009), en su artículo “*A study on dynamics of electric load simulator using spring beam and feedforward control technique*”, quienes realizan una investigación sobre la simulación del par motor DC, en donde se reproducen señales simuladas a

condiciones normales de vuelo, para la actuación de servos de superficies de control, este documento nos habla sobre la aplicación de diferentes simulaciones tratando de verificar la funcionalidad del equipo en las mismas.

Por último, los desarrollos de elementos, equipos, métodos y bancos de simulación, son aplicados a todas las actividades de mantenimiento y operación con el fin de establecer procesos más eficientes, en nuestro caso, simular una prueba para la comprobación de funcionalidad y cumplimiento de parámetros establecidos en el mantenimiento eléctrico, y así inspeccionar el comportamiento y la activación del mecanismos de emergencia en las aeronaves, enmarcado dentro de propuestas que al día de hoy tienen cabida dentro de la investigación y el desarrollo aeronáutico, como (Dai, 2011), muestra en el artículo *“The choice of design for pneumatic overspeed control mechanism of a horizontal axis wind turbine”*, donde se verifica y estudia el mecanismo de control de exceso de velocidad del aerogenerador a 300W, y se determina el modo de guiñada del timón, y la fórmula exacta de posición.

## Capítulo 4. Metodología de investigación

La metodología de investigación utilizada para el desarrollo de este proyecto involucra fases Metodo de Investigación Aplicada, Metodología Experimental y finalmente pasos metodológicos de la Metodología de Desarrollo de Software. En este tipo de investigación (investigación aplicada), el énfasis del estudio está en la resolución práctica de problemas, su motivación va hacia la resolución de los problemas que se plantean en un momento dado. La investigación aplicada guarda una muy estrecha relación con la investigación básica, dado que depende de los descubrimientos de esta última y se enriquece de dichos descubrimientos, pero la característica más destacada de la investigación aplicada es su interés en la aplicación y en las consecuencias prácticas de los conocimientos que se han obtenido. Es preciso aclarar que de la Metodología Aplicada se hizo uso de sus fases de idealización y conceptualización, así como también se utilizó el paso a paso que describe la ejecución del proyecto en curso. Se utilizará a su vez la Metodología Experimental acompañada de la Metodología de Desarrollo de Software para conocer y determinar si el desarrollo realizado cumple con los estándares y objetivos previamente establecidos para el producto y que sus resultados son verídicos y están alineados con las exigencias del manual de mantenimiento del componente en estudio en su ATA 24 sección 24-30-02.

Ahora bien, debido a que lo que se quiere lograr con el proyecto es darle solución a la problemática que presenta actualmente la aviación del ejército con las pruebas de caza fallas que se llevan a cabo con el componente de power supply, se presentan cuatro fases

de desarrollo que salieron como resultado de aplicar las metodologías anteriormente descritas.

### **Fase I**

Para el desarrollo del proyecto, se requiere en primera instancia, la adquisición de los planos eléctricos para la caja de prueba de la PS establecida en el manual de mantenimiento de las aeronaves BEEHCRAFT KING AIR C-90,200, B200, 300 Y 350, en el ATA 24, diagramas eléctricos, sección 24-30-02, figura 102, y figura 105, en los cuales se determina los puntos de carga y descarga establecidos para la prueba, el tipo de contacto que se debe utilizar para la instalación de la PS y la conexión del dispositivo de medida y fuente de tensión DC variable para la prueba de ciclos de carga.

Conforme a la información anterior, se establece los parámetros y características eléctricas que debe llevar el banco digital, y se selecciona el tipo de relé (estado sólido o contacto seco) que va a reemplazar la selección manual de los terminales de la tarjeta de control y la conexión de las líneas para la carga y descarga de baterías por parte del operador, a su vez, se determina el tipo de microcontrolador que controla la apertura o cierre de los canales de acceso a la Power Supply, como la variación de tensión de la fuente DC, según el procedimiento establecido en el manual de mantenimiento para la PS.

Debido a que es necesario que la interfaz de control del banco tome los datos de tensión y temperatura, los interprete y compare con los estándares de cada aeronave, se determinan

dos instrumentos independientes de medida, que manejen protocolo de comunicación UART, RS232, RS485, USART, otros, al igual que la fuente de tensión DC, ya que se requiere que la variación de voltaje se realice de manera automática, conforme al paso a paso programado en el banco de pruebas.

También es necesario, establecer el sistema de alimentación tanto para la computadora que posee la interfaz de control del banco, como del hardware del circuito electrónico encargado de la selección de cada una de las partes del proceso de prueba, toma de medidas, variación de tensiones (fuente DC) y comunicación con la interfaz de control, los cuales tienen como límite, la capacidad de corriente entregada por el puerto USB del computador que posee la interfaz de usuario, limitando el sistema a 5V, consumo máximo 500mA, exceptuando la fuente de tensión variable DC a 10A, la cual requiere de una línea a 120VAC 60-50Hz.

Una vez definidos los anteriores parámetros, el diseño se desarrolla bajo la plataforma MULTISIM 14.1 y ULTIBOARD 14.1 de National Instruments (software licenciado para la Escuela de Aviación del Ejército), para su posterior ensamble en una tarjeta electrónica.

## **Fase II**

Una vez se haya determinado que la selección de cada proceso se realizará desde el software de la interfaz de control, es necesario determinar el protocolo de comunicación para que el microcontrolador ejecute el cierre o apertura de los contactos que permitirán realizar la selección de terminales en la tarjeta de control y la carga o descarga del

componente en prueba según corresponda (un contacto a la vez), y a su vez realice la adquisición de datos (tensiones y temperatura) que determinan el estado del componente. Para ello se propone una comunicación bajo una estructura de 4 cadenas de 8 bits, donde la primera identifica quien emite el mensaje, la segunda quien recibe el mensaje, y la tercera y cuarta el mensaje en sí; esto con la finalidad de poder analizar las tramas de datos, e identificar en caso de error de que fuente proviene la falla.

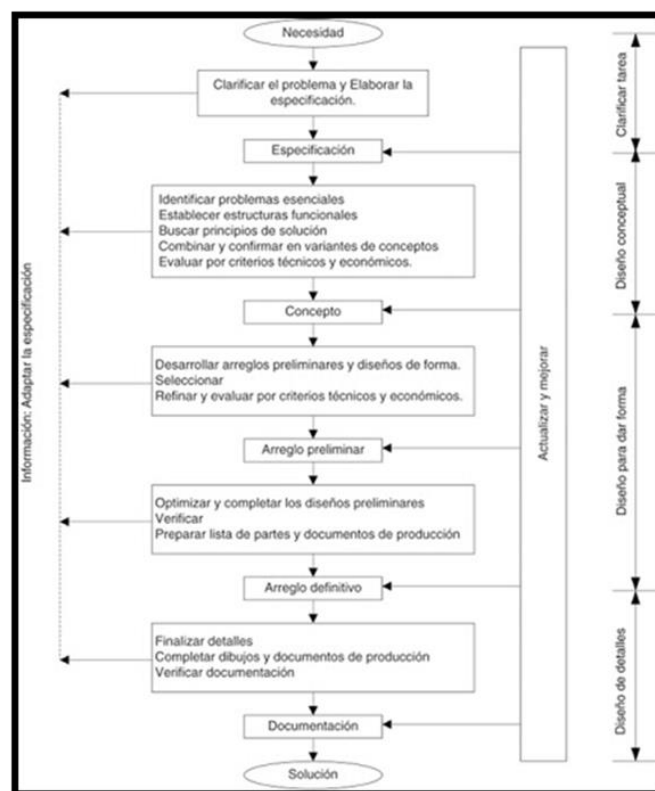
### **Fase III**

Ya determinado el protocolo de comunicación, y seleccionado el microcontrolador encargado de interpretar y ejecutar la activación de los relevos (uno a la vez) y la toma de medida (tensiones), se desarrolla en lenguaje C++, el software encargado de recibir la trama de comunicación, conforme a una tabla de protocolo, donde se identifica el tipo de mensaje para la activación o cierre de los diferentes relevos, y a su vez se da nombre o identificación numérica al hardware encargado de ejecutar las órdenes y al software que emite la sentencia de control.

### **Fase IV**

Conforme a la tabla de protocolo de comunicación, se establece una interfaz gráfica que incluya dos indicadores digitales independientes para cada PS que muestre el tiempo transcurrido de la prueba, botones independientes para el inicio de la prueba e interrupción de la misma en caso de ser requerido y un indicador digital adicional para la tensión en tiempo real durante toda la prueba, conforme al procedimiento establecido en

el manual de mantenimiento de la aeronave en la sección 24-30-02; ; en el software de la interfaz gráfica, debe ir integrada una base de datos que incluya los parámetros de medida estándar de cada terminal, tanto para la tarjeta de control como para las líneas de carga y descarga de la Power Supply, donde se realice la comparación de la medida obtenida con el requerimiento del Manual de Mantenimiento y así determinar el uso o reemplazo de la unidad, detallando el resultado de cada terminal como del proceso de carga descarga, identificación de la aeronave, fecha y hora de la prueba; al finalizar la prueba caza fallas, el software entrega un informe con la información anteriormente descrita en archivo PDF.



*Ilustración 7 Flujograma - Modelos de Diseño Pahl & Beitz (Ramírez Gil, 2017)*

## Capítulo 5. Software de Aplicación

### 5.1. ¿Qué es LabVIEW?

LabVIEW es un software creado para sistemas que requieren pruebas, medidas y control con rápida accesibilidad al hardware y a la información de los datos; a su vez nos presenta un estilo enfocado a la programación grafica que ayuda a visualizar cada uno de los aspectos de la aplicación, incluyendo las áreas relacionadas con el hardware, datos de medida y depuración. (National Instruments, 2020)

Este tipo de visualización que se presenta simplifica la integración del hardware de medidas de cualquier proveedor, representa una lógica compleja en el diagrama, desarrolla algoritmos de análisis de datos y diseña interfaces de usuario de ingeniería personalizadas. (National Instruments, 2020)

#### 5.1.1. Características:

- Lenguaje de programación intuitivo.
- Librerías específicas de desarrollo y herramientas de alto nivel.
- Funciones para E/S, control, presentación y análisis de datos.
- creación aplicativos de medida genéricas sin programación.
- Control del código fuente y depuración gráfica integrada.
- Ayuda integrada y tutoriales.

#### 5.1.2. Áreas principales de aplicación:

- Análisis automatizado y uso en plataformas de medición.

- Medidas industriales y plataformas de control.
- Diseños para sistemas embebidos, plataformas de desarrollo de prototipos y desarrollo de bancos de pruebas.

La “*Escuela de Aviación del Ejército*” fue participante de un programa a nivel mundial de “LabVIEW Academy” lo cual le permitió adquirir las capacidades técnicas y tecnológicas en el uso de estas herramientas para enfocarla a los proyectos de desarrollo e innovación en áreas de pruebas y medición para el segmento aeronáutico y aeroespacial, por esta característica y las anteriormente mencionadas, decidimos implementar este software de desarrollo industrial en el presente proyecto.

## **5.2. Programación grafica**

LabVIEW está basado en modelo de flujo para correr sus VIs. Un nodo específico del diagrama de bloques que se hace en una programación, desde la más básica hasta la más avanzada se ejecuta una vez recibe todas las entradas que se requieren para el proceso. Cuando dicho nodo finalmente se ejecuta, automáticamente se generan los datos de salida que pasan simplemente al siguiente nodo en la trayectoria correspondiente del diagrama de flujo de datos. Cada movimiento de los datos a través del sistema de nodos pasa a determinar el orden correspondiente de ejecución tanto de los VIs como de las funciones del diagrama de bloques de la programación.

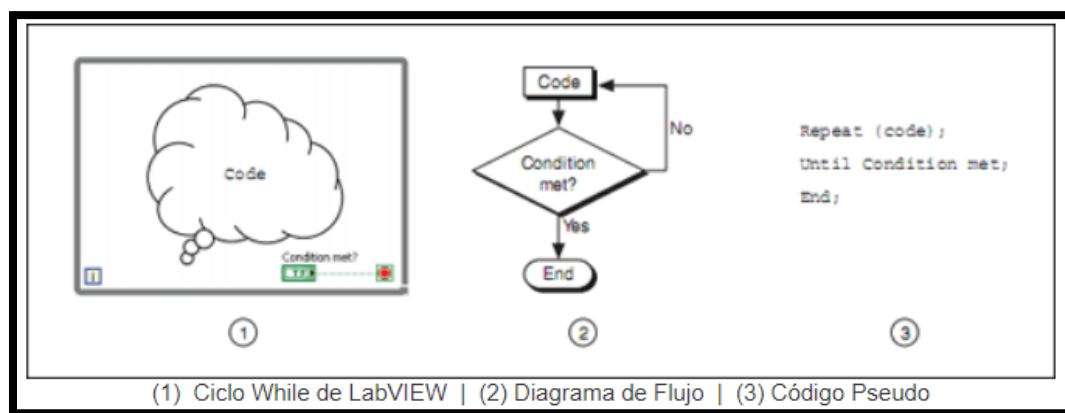
Una de las mayores diferencias que tiene LabVIEW con respecto a la gran mayoría de lenguajes de programación que usan como base los textos, por ejemplo Visual Basic, es

que estos siguen modelos de flujo de control para la ejecución del programa, es decir que el orden secuencial de cada uno de los elementos de la programación van a determinar a su vez el orden de ejecución del programa. (National Instruments, 2020)

### 5.3. Ciclos

#### 5.3.1. Ciclo WHILE

El ciclo WHILE se encarga de ejecutar el código contenido dentro del mismo hasta que se cumple una condición previamente determinada; el ciclo WHILE se puede comparar con un ciclo “Do” o un ciclo “Repeat-Until”, establecidos en algunos lenguajes de programación que están basados en textos. En la siguiente ilustración se muestra una comparativa entre en ciclo WHILE y sus semejantes:



*Ilustración 8 Comparativa entre el ciclo While y sus semejantes.(National Instruments, s.f)*

El ciclo WHILE se encarga de ejecutar el código en su interior hasta que el condicional finaliza, luego de esto una terminal de entrada, recibe un valor específico en forma booleana.

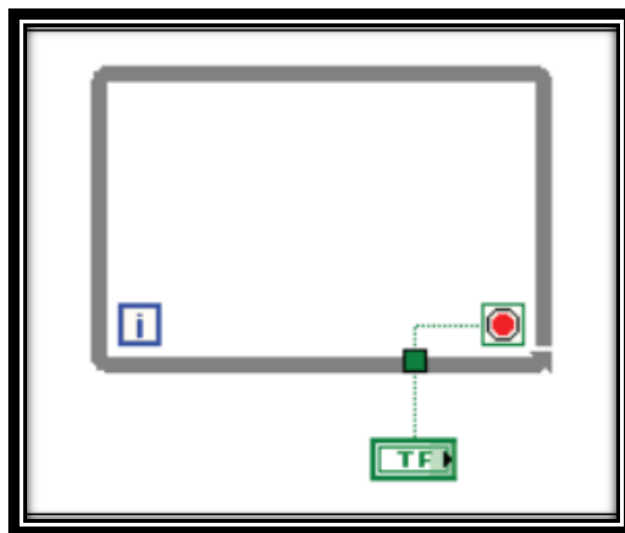
Los ciclos WHILE a su vez pueden realizar manejo básico de errores usando una terminal condicional de dicho ciclo. Cuando un clúster de error es linkeado a la terminal condicional, solamente el valor verdadero (TRUE) o el valor falso (FALSE) de dicho parámetro de estatus del clúster de error procede a la terminal, dando de esta manera el manejo del error. (National Instruments, s.f.)

***Nota: Los Ciclos While siempre se ejecutan por lo menos una vez.***

### 5.3.2. Ciclos INFINITOS

Los ciclos infinitos normalmente son errores recurrentes de programación el cual involucra un ciclo que nunca se detiene.

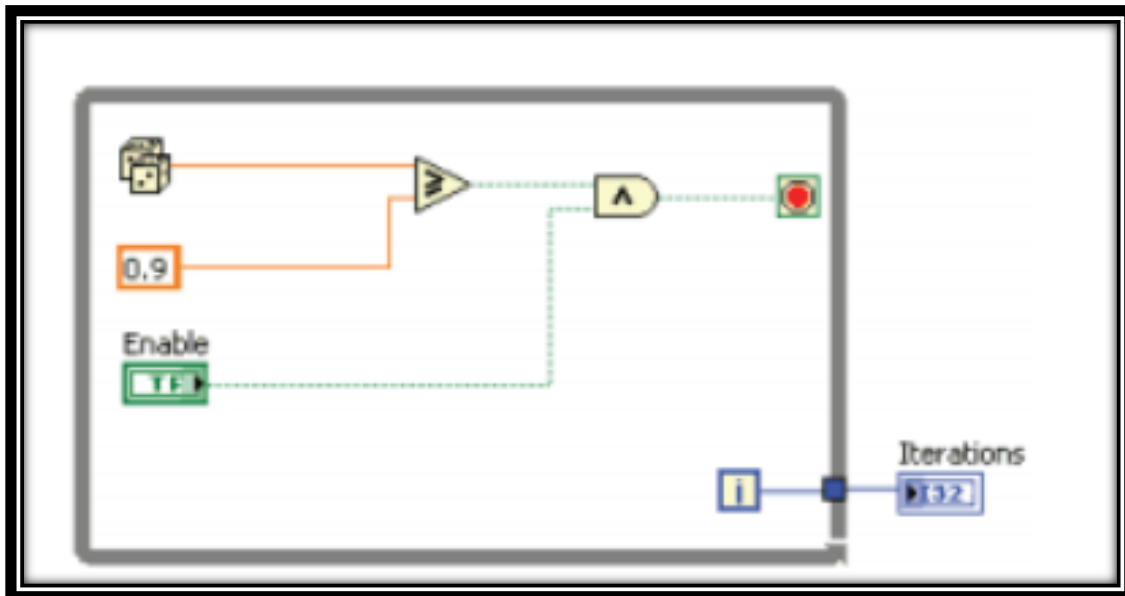
Si la terminal condicional de este ciclo es un “stop-if” verdadero, se debe colocar una terminal de control booleana fuera del ciclo While, pero por el contrario si el control es falso cuando el ciclo empieza a correr, esto provocara un ciclo infinito. (National Instruments, s.f.)



*Ilustración 9 Control Booleano Fuera del Ciclo While (National Instruments, s.f)*



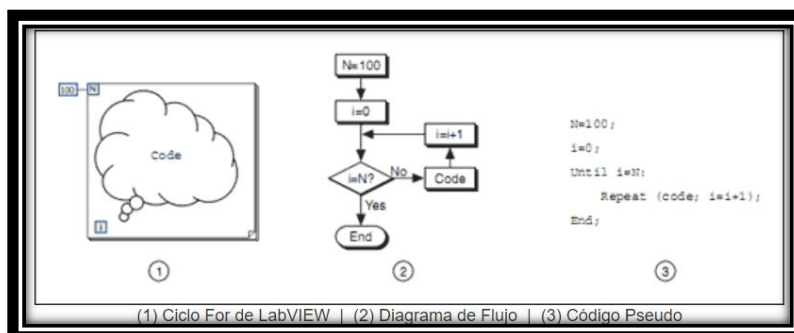
túnel está pasando datos a un ciclo determinado, el ciclo se ejecuta únicamente después que el túnel recibe los datos.



*Ilustración 11 Túnel ciclo While (National Instruments, s.f)*

### 5.3.4. Ciclos FOR

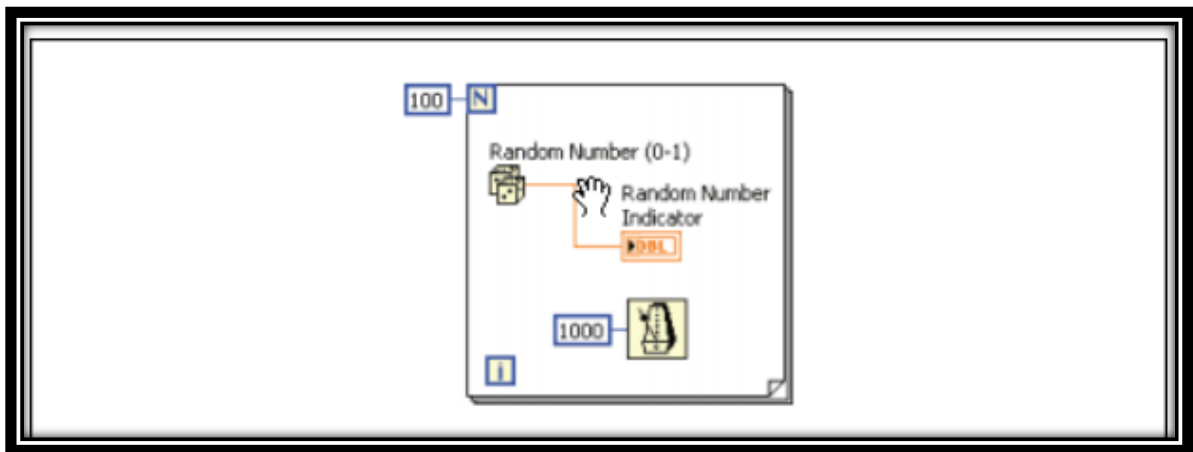
Un ciclo FOR se encarga principalmente de ejecutar un subdiagrama un número determinado de veces. En la *ilustración 12* se muestra el ciclo FOR de LabVIEW a comparación de sus semejantes de otros lenguajes de programación.



*Ilustración 12 Ciclo FOR y sus semejantes (National Instruments, s.f)*

***Nota: La cantidad de iteraciones para el Ciclo For siempre comienza en cero.***

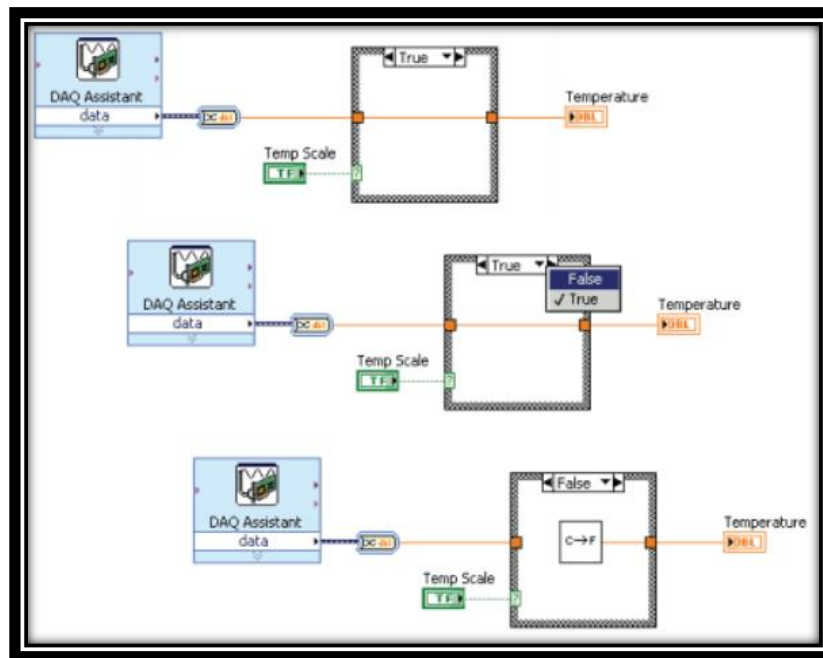
El ciclo For se diferencia del ciclo While en que el ciclo For solamente se ejecuta un número de veces establecido, mientras que el ciclo While detiene la ejecución únicamente si existe algún tipo de valor en la terminal condicional. (National Instruments, 2020)



*Ilustración 13 Ejemplo de ciclo For. (National Instruments, s.f)*

### **5.3.5. Estructura de Casos**

Una estructura de caso comúnmente tiene dos o más subdiagramas en su interior, pero solamente uno es visible a la vez y por ende la estructura solo se encarga de ejecutar un caso a la vez. Un valor inicial a la entrada es el que determina cual subdiagrama se ejecutará. La estructura de casos es semejante con las instrucciones del interruptor si lo intentamos comparar con lenguajes de programación que son basados en textos.



*Ilustración 14 Ejemplo de cómo cambiar o seleccionar un caso. (National Instruments, s.f)*

#### 5.4. ¿Por qué usar “Máquinas de Estado”?

La máquina de estados o “State Machine” en inglés, es una de las principales arquitecturas utilizada por LabVIEW y sus desarrolladores para diseñar y construir aplicaciones de manera rápida. La máquina de estados es comúnmente utilizada para implementar algoritmos complejos de toma de decisiones representados a través de diagramas de flujo o diagramas de estados. Para explicar de una manera un poco más sencilla las máquinas de estados pueden implementar cualquier algoritmo descrito por una “máquina de Moore”, la cual realiza una acción para cada estado predeterminado en el diagrama, tal y como lo describe Marvin L. Minsky en su artículo “*Computation: Finite and Infinite Machines*”. (Minsky, 1967)

Cada estado de la maquina puede conducir a un estado nuevo o a varios estados y a su vez puede terminar también el flujo de dicho proceso. Una máquina de estados esta principalmente basada en entradas que da el usuario o en cálculos de un estado para determinar la siguiente acción a ejecutar. La mayoría de aplicaciones requieren de un estado de “inicio”, seguido de un estado en el cual se encuentran un número determinado de acciones diferentes que el usuario puede realizar. Las acciones ejecutadas pueden o no depender de las acciones anteriores y actuales, así como también pueden depender de los estados. Luego de esto se puede implementar un estado de “apagado” para hacer acciones de limpieza.

Las máquinas de estado al igual que en nuestro proyecto, se usan en la industria mayormente para desarrollo de interfaces de usuario. Al momento de la creación de una interfaz de usuario, diferentes acciones ejecutadas por el usuario envían la interfaz a diferentes segmentos de procesamiento. Cada uno de los segmentos de procesamiento se reflejará como un estado en la máquina de estados. Los segmentos de los que se compone el programa pueden dar paso a otro segmento o simplemente esperar a que el usuario realice una nueva acción.

Además de que son poderosas herramientas con una gran capacidad para implementar complejos algoritmos para toma de decisiones, las máquinas de estado también tienen como característica su ayuda para la planificación de aplicaciones. A medida que avanzamos en una programación y esta se va volviendo cada vez más compleja, así mismo necesitamos encaminarnos hacia un diseño adecuado que nos permita llevar a buen término el proyecto que se encuentra en proceso. Para diseñar una máquina de

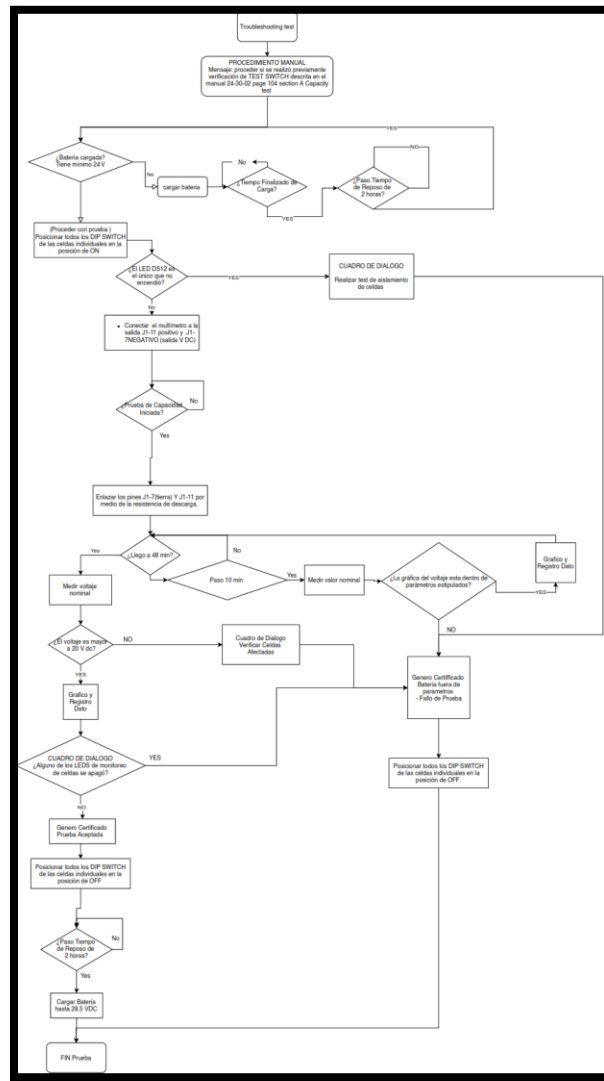
estado siempre es útil y a veces hasta esencial ayudarse de diagramas de estado y diagramas de flujo.

Las máquinas de estado no solo nos dan ventajas para planificar aplicaciones, sino que también son fáciles de crear. La creación de una máquina de estados que sea eficaz requiere que primeramente se establezca un grupo de trabajo el cual determine en forma de tabla los estados posibles que contendrá la máquina. Con dicha tabla, el grupo de trabajo puede comenzar a hacer la planificación de como estarán relacionados todos los estados entre sí. Todo el proceso anteriormente mencionado en el cual se involucra el diseño de una máquina de estados operativa dará como resultado una aplicación que cumpla de manera de manera eficiente y eficaz todas las pautas definidas en el documento de requerimientos. (International Instruments, 2018)

## Capítulo 6. Resultados

### 6.1. Consolidación de Requerimientos

En conjunto con los técnicos del taller de aviónica del batallón de mantenimiento de aviones (BAMAV1), se realizó el levantamiento de información acerca de los procesos descritos por el manual de mantenimiento del componente power supply, en el cual se describe el paso a paso de la prueba de capacidad en un método principal y un método alternativo; para la realización del software y del banco de pruebas se tomó la decisión de utilizar el proceso principal, ya que este nos permite extender la vida útil del componente, esto debido a que se utilizara una resistencia externa y no la interna de la batería, como actualmente se hace. Una vez recolectada, definida y aprobada la información tal y como se muestra en el *anexo1 “oficio No. 202074000881793 de solicitud de aprobación del flujograma de la prueba de capacidad de la power supply”*, y en el *anexo2 “oficio No. 202074000751700 de solicitud aprobación de requerimientos de proyecto”*, se procedió a establecer el siguiente flujograma el cual describe paso a paso de la prueba de capacidad de la power supply.



*Ilustración 15 Flujograma prueba de capacidad Power Supply (Autores, 2020)*

*El procedimiento descrito en el manual y plasmado en la “Ilustración 15 Flujograma prueba de capacidad Power Supply” consta de tres fases fundamentales.*

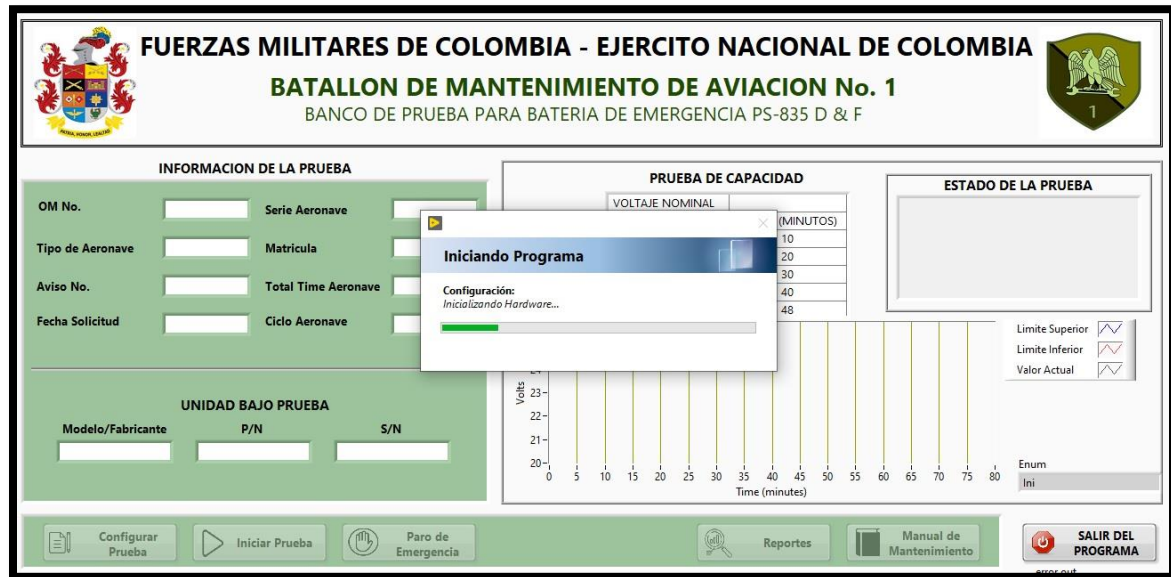
**Fase 1. Inicialización de la Prueba:** en esta fase se verifica el estado de las celdas de la power supply para disponer a la misma a comenzar todos los procedimientos necesarios para su test. En este punto se verifica que la batería cuente con la carga suficiente de

24VDC para iniciar la prueba y mediante la intervención del técnico se corrobora que todo esté a punto para continuar a la siguiente fase, de no contar con el voltaje requerido inicial, el banco de pruebas se encargara de hacer la carga de la batería.

**Fase 2. Ejecución de la Prueba de Capacidad:** en esta fase se pone en marcha la descarga de la batería la cual dura aproximadamente 48 minutos, durante este tiempo se toman medidas de voltaje nominal de salida de la Power Supply con un intervalo de 10 minutos entre cada toma a la vez que se grafican los valores obtenidos en un plano de referencia donde se encontraran los límites de voltaje establecidos por el manual de mantenimiento del fabricante.

**Fase 3. Validación de Datos y Generación de Reportes:** en esta fase se finaliza el proceso del banco de pruebas verificando los datos obtenidos y realizando la comparación con los datos establecidos por el manual, para de esta manera determinar si el componente Power Supply aprobó de manera exitosa o no, el test de capacidad. Una vez terminada la validación se generará un reporte completo que quedará plasmado en el formato preestablecido por el batallón de aviones y en el cual se encontrarán consignados todos los datos pertinentes de la prueba y del componente para su posterior archivo en las bases de datos de la Aviación del Ejército Nacional.

## 6.2. Desarrollo de la Interfaz Gráfica de Usuario



*Ilustración 16 Ejecución Inicial Interfaz de Usuario Banco de Pruebas Power Supply (Autores, 2020)*


El desarrollo de la interfaz gráfica de usuario para el banco de pruebas de la Power Supply se implementó sobre la plataforma LabVIEW, tal y como fue descrito anteriormente, utilizando la licencia que actualmente tiene la Escuela de Aviación del Ejército de Colombia.

Después de haberse realizado dos diseños preliminares de interfaz gráfica, el BAMAV1 finalmente aprobó la interfaz final mediante el *anexo3 “Oficio No. 2020676009568633 Respuesta de aprobación de requerimientos iniciales de proyecto por parte del BAMAV1”*.

El desarrollo de la interfaz gráfica se compone de tres áreas principales, las cuales están diseñadas para dar un mejor entendimiento y correcto funcionamiento por parte del

técnico especialista aeronáutico del taller de aviónica del BAMAV1. Las áreas desarrolladas son las siguientes:


1. Módulo de configuración de la prueba.
2. Visualizador del estado de ejecución de la prueba.
3. Botones de control de la prueba.



**FUERZAS MILITARES DE COLOMBIA - EJERCITO NACIONAL DE COLOMBIA**

**BATALLON DE MANTENIMIENTO DE AVIACION No. 1**

BANCO DE PRUEBA PARA BATERIA DE EMERGENCIA PS-835 D & F



**1 INFORMACION DE LA PRUEBA**

OM No.  Serie Aeronave

Tipo de Aeronave  Matricula

Aviso No.  Total Time Aeronave

Fecha Solicitud  Ciclo Aeronave

---

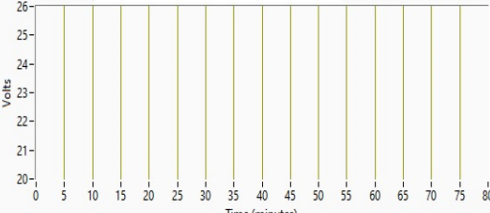
**UNIDAD BAJO PRUEBA**

Modelo/Fabricante  P/N  S/N

**2 PRUEBA DE CAPACIDAD**

| VOLTAJE NOMINAL | TIEMPO (MINUTOS) |
|-----------------|------------------|
|                 | 10               |
|                 | 20               |
|                 | 30               |
|                 | 40               |
|                 | 48               |

Volts



Time (minutes)

Limite Superior

Limite Inferior

Valor Actual

Enum  
WaitButtons

Configurar Prueba

Iniciar Prueba

Paro de Emergencia

3

Reportes

Manual de Mantenimiento

SALIR DEL PROGRAMA

*Ilustración 17 Identificación de las Áreas Principales del Programa (Autores, 2020)*

*Nota: tenga en cuenta que algunas funciones propias de cada área solo se habilitaran si y solo si, cuando la función sea llamada, esto para evitar errores o falta de información requeridas para el proceso.*

A continuación, se identificarán y explicarán cada una de las áreas mencionadas anteriormente.

### 6.2.1. Módulo de configuración de la prueba:

| INFORMACION DE LA PRUEBA |                      |                      |                      |
|--------------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| OM No.                   | <input type="text"/> | Serie Aeronave       | <input type="text"/> |
| Tipo de Aeronave         | <input type="text"/> | Matricula            | <input type="text"/> |
| Aviso No.                | <input type="text"/> | Total Time Aeronave  | <input type="text"/> |
| Fecha Solicitud          | <input type="text"/> | Ciclo Aeronave       | <input type="text"/> |
| UNIDAD BAJO PRUEBA       |                      |                      |                      |
| Modelo/Fabricante        | P/N                  | S/N                  |                      |
| <input type="text"/>     | <input type="text"/> | <input type="text"/> |                      |

*Ilustración 18 Modulo de configuración (Autores, 2020)*

Este módulo se encarga de recolectar la información técnica de la prueba, tal y como lo es el numero de la orden de mantenimiento, la aeronave a la cual pertenece la power supply y los datos de la unidad bajo test. Es de tener en cuenta que los datos deben ser ingresados de forma manual por el técnico especialista aeronáutico que va a ejecutar la prueba de capacidad del componente presionando el botón llamado “*configurar prueba*” que está localizado en la parte izquierda del área 3, tal y como se muestra en la *Ilustración 18 Identificación de las Áreas Principales del Programa*. Una vez pulsado

este botón se mostrará un cuadro de dialogo como se observa en la *Ilustración 19 Cuadro de dialogo de configuración de la prueba.*

**CONFIGURACION DE LA PRUEBA A DESARROLLAR**

**DATOS DE LA PRUEBA**

|                      |                      |                      |                      |
|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| OM No.               | Tipo de Aeronave     | Serie Aeronave       | Matricula            |
| <input type="text"/> | <input type="text"/> | <input type="text"/> | <input type="text"/> |
| Aviso No.            | Fecha Solicitud      | Total Time Aeronave  | Ciclo Aeronave       |
| <input type="text"/> | 02-NOV.-20           | <input type="text"/> | <input type="text"/> |

Datos Técnicos de la Prueba    Unidad Bajo Prueba

*Ilustración 19 Cuadro de dialogo de configuración de la prueba (Autores, 2020)*

El cuadro de dialogo contiene dos apartados, uno es “Datos Técnicos de la Prueba”, y el otro es “Unidad Bajo Prueba”, el técnico deberá ingresar a estos dos apartados y diligenciar todos los campos, de no hacer este proceso el botón de “Aceptar” no se hará visible como se muestra en la *Ilustración 20 Pantalla con datos de la prueba diligenciados.*

**CONFIGURACION DE LA PRUEBA A DESARROLLAR**

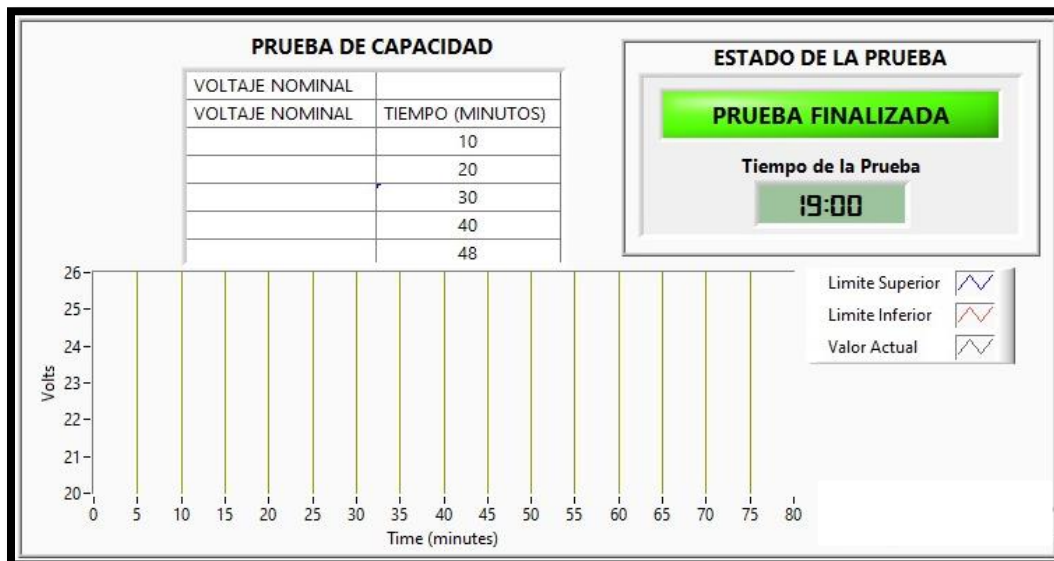
**UNIDAD BAJO PRUEBA**

| Modelo/Fabricante | P/N         | S/N   |
|-------------------|-------------|-------|
| PS855D            | 501-1228-04 | 85734 |

Datos Técnicos de la Prueba    Unidad Bajo Prueba

*Ilustración 20 Pantalla con datos de la prueba diligenciados (Autores, 2020)*

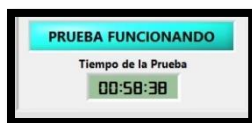
### 6.2.2. Visualizador del estado de ejecución de la prueba:



*Ilustración 21 Área del estado actual de la prueba en Ejecución (Autores, 2020)*

Esta segunda área de la interfaz comenzara a mostrar los datos de la prueba una vez los datos de configuración hayan sido ingresados adecuadamente según lo indicado en el paso anterior. Esta interfaz cuenta con tres áreas de trabajo las cuales son:

1. **Tabla de prueba de capacidad:** esta tabla permite capturar los datos del voltaje nominal en tiempo real y el valor nominal según los tiempos de medición definidos en el manual de mantenimiento de la Power Supply ATA 24-30-02.
2. **Grafica de los datos adquiridos:** en esta grafica se registra el valor nominal en tiempo real minuto a minuto y se incluirán los limites superiores e inferiores de los voltajes permitidos por el fabricante los cuales permiten identificar si la prueba es exitosa o no.
3. **Área de estado de la prueba:** esta área permite mostrar a través de un led de color especifico el estado actual de la prueba, además, cuenta con un cronometro que mostrará el tiempo restante para finalizar la prueba en curso. La simbología del estado de la prueba se explica a continuación:



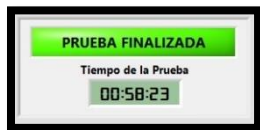
**Led color cian:** indica que la prueba de capacidad del componente Power Supply está en ejecución.



**Led color azul:** indica que el banco de pruebas de la Power Supply está haciendo el proceso de carga de las celdas individuales del componente.



**Led color naranja:** indica que la Power Supply se encuentra en reposo después de haberse ejecutado el proceso de carga de manera exitosa.



**Led color verde:** indica que la prueba de capacidad de la Power Supply finalizó exitosamente y que la batería se encuentra dentro de los parámetros establecidos por el manual del fabricante.



**Led color rojo:** indica que la prueba de capacidad de la Power Supply presentó fallos en alguno de sus estados y por ende no pasó dicho test.

Una vez termine de manera satisfactoria la prueba de capacidad del componente Power Supply el software generará la “*CERTIFICACION PRUEBA BATERIA DE EMERGENCIA PS-835*” que se muestra a continuación:


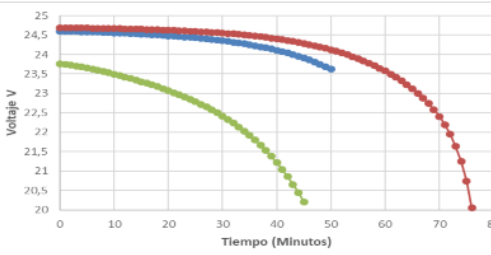
| <br><b>FUERZAS MILITARES DE COLOMBIA</b><br>EJERCITO NACIONAL<br><br><b>BATALLON DE MANTENIMIENTO DE AVIACION No. 1 AVIONES</b>  |  | <b>CERTIFICACION PRUEBA BATERIA DE EMERGENCIA PS-835</b> |  |   |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
|---|--|--|--|---|--|-----------|----|--------|----|--------|----|-------|----|--------|----|--|--|--|--|
| OM No.  | TIPO AERONAVE:                                 | SERIE AERONAVE:  | MATRICULA                                    |   |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| 11187647  | B200   | BB102  | EJC1XX                                       |   |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| AVISO No.   | FECHA SOLICITUD                                | TOTAL TIME AERONAVE                                      | CICLOS AERONAVE                              |   |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| N/A   | 4-nov-20                                       | 11353  | 10623  |   |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| PARTE AFECTADA  | AVION <input type="checkbox"/>                 | MOTOR <input type="checkbox"/>                           | HELICE <input type="checkbox"/>              | COMPONENTE <input checked="" type="checkbox"/>  |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| CATEGORIA   | INSPECCION <input checked="" type="checkbox"/> | REPARACION <input type="checkbox"/>                      | REMOCION <input checked="" type="checkbox"/> | INSTALACION <input checked="" type="checkbox"/> | PRUEBA <input checked="" type="checkbox"/> |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| ELEMENTOS   |  |  |  |   |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| ITEM  | UNIDAD BAJO PRUEBA                             | MODELO /FABRICANTE                                       | P/N  | S/N   |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| 1   | EMERGENCY POWER SUPPLY                         | PS-835D  | 501-1228 -04                                 | 85734   |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| 2   |  |  |  |   |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| DOCUMENTOS ANEXOS   |  | EQUIPO UTILIZADO   |  | PRUEBA  |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| 1   |  | MULTIMETRO DIGITAL                                       |  | FECHA DE PRUEBA                                 | 4-nov-20                                   |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| 2   |  | MARCA  | FECHA DE CALIBRACION                         |   |  | 4/11/2020 |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| 3   |  | MODELO   |  | VENCIMIENTO                                     | 4-nov-21                                   |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| 4   |  | PARTE NUMERO   | VENCIMIENTO O CALIBRACION                    |   |  | 4/11/2021 |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| 5   |  | SERIE NUMERO   |  |   |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| <b>DESCRIPCION TRABAJO:</b><br>El elemento se encuentra dentro de los parámetros establecidos por el fabricante según Maintenance Manual, Beechcraft King Air Series; (Components Maintenance Manual sec. 24-30-02).  |  |  |  |   |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| <table border="1"> <thead> <tr> <th colspan="2">PRUEBA DE CAPACIDAD</th> </tr> <tr> <th>VOLTAJE NOMINAL</th> <th>TIEMPO (MINUTOS)</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>24,559</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td>24,484</td> <td>20</td> </tr> <tr> <td>24,354</td> <td>30</td> </tr> <tr> <td>24,11</td> <td>40</td> </tr> <tr> <td>23,749</td> <td>48</td> </tr> </tbody> </table> |  | PRUEBA DE CAPACIDAD                                      |  | VOLTAJE NOMINAL                                 | TIEMPO (MINUTOS)                           | 24,559    | 10 | 24,484 | 20 | 24,354 | 30 | 24,11 | 40 | 23,749 | 48 |  |  |  |  |
| PRUEBA DE CAPACIDAD   |  |  |  |   |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| VOLTAJE NOMINAL   | TIEMPO (MINUTOS)                               |  |  |   |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| 24,559  | 10   |  |  |   |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| 24,484  | 20   |  |  |   |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| 24,354  | 30   |  |  |   |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| 24,11   | 40   |  |  |   |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| 23,749  | 48   |  |  |   |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| ESTADO FINAL  | REPARADO <input type="checkbox"/>              | RECONSTRUIDO/ OVH <input type="checkbox"/>               | INSPECCIONADO <input type="checkbox"/>       | PROBADO <input type="checkbox"/>                |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| A la fecha se certifica que se efectuaron pruebas funcionales al equipo: PS-835 Bateria De Emergencia; instalado en la aeronave EJC11XX inspeccionado según, Maintenance Manual, Beechcraft King Air Series; (Components Maintenance Manual sec. 24-30-02) SECTION TESTING AND FAULT ISOLATION PAG 105.   |  |  |  |   |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| INSPECTOR:  |  | TECNICO / ESPECIALISTA                                   |  | CONTROL, CALIDAD                                |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| Firma   |  | Firma  |  | Firma   |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| Grado Nombre  |  | Grado Nombre   |  | Grado Nombre                                    |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |
| FORMA EJCMANT-CC-AV01   |  |  |  |   |  |           |    |        |    |        |    |       |    |        |    |  |  |  |  |

Ilustración 22 CERTIFICACION PRUEBA BATERIA DE EMERGENCIA PS-835(Autores, 2020)

### 6.2.3. Botones de control de la prueba:



*Ilustración 23 Barra de botones de control de la prueba de capacidad (Autores, 2020)*

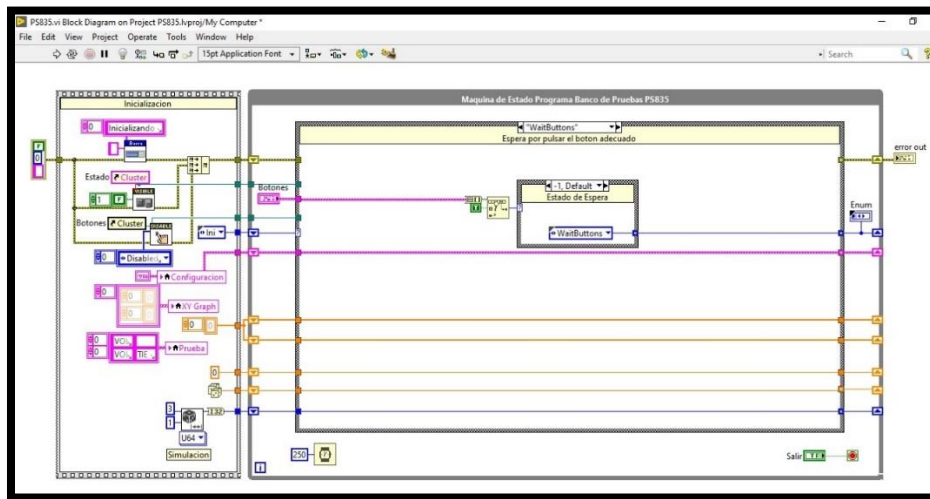
La barra de botones de control de la prueba ayuda al técnico especialista aeronáutico a ejecutar la prueba y llevar su control de manera secuencial. Esta barra se encuentra dividida en dos partes, el lado izquierdo que consta de tres botones que permite llevar el control de manera consecutiva a lo largo de la prueba de capacidad, y los botones ubicados en la parte derecha que se encontraran habilitados y disponibles para su uso en el momento que se requieran. A continuación, se explicará el funcionamiento de cada uno de los botones:

1. **Botón “configurar Prueba”:** este botón se utiliza para la configuración de la prueba tal y como se explica en el apartado de “*Modulo de configuración de la prueba*”.
2. **Botón “iniciar prueba”:** este botón inicialmente se encontrará deshabilitado hasta que la parte de configuración de la prueba no esté completamente diligenciada, una vez habilitado el botón el técnico especialista podrá darle inicio al procedimiento de test de la Power Supply según lo establecido por el manual de mantenimiento del fabricante.
3. **Botón “Paro de Emergencia”:** este botón inicialmente se encontrará deshabilitado hasta que la prueba hay iniciado de manera adecuada. El paro de

- emergencia permitirá detener la prueba si existe factor externo que atente contra el estado físico del banco de pruebas, el estado del componente power supply o el personal del taller de aviónica del batallón de mantenimiento de aviones No.1.
4. **Botón “Reportes”**: este botón permite abrir la carpeta donde el técnico especialista podrá encontrar todos los certificados de las pruebas hechas por el banco digital para las pruebas caza fallas de la power supply. Estos certificados se encontrarán plasmados en el formato de Excel preestablecido por el batallón de mantenimiento de aviones No.1 para su posterior impresión o archivo en las bases generales de datos de la aviación del Ejército Nacional.
  5. **Botón “Manual de Mantenimiento”**: este botón permitirá abrir el manual de mantenimiento actualizado de la power supply de ser requerido como material de consulta por parte del personal del taller de aviónica.
  6. **Botón “Salir del Programa”**: por medio de este botón el usuario puede cerrar el programa una vez se haya terminado el proceso de prueba de la power supply.



El algoritmo del VI principal está desarrollado bajo el modelo de máquina de estados que se explicó en el “Capítulo 5. Software de Aplicación”. En la *Ilustración 25* se observa la máquina de estados con la cual se desarrolló el software de control.



*Ilustración 25 Diagrama de bloques del VI principal del software de control (Autores, 2020)*

El siguiente flujograma muestra el diseño general de la máquina de estados el cual está basado en los lineamientos y parámetros establecidos en conjunto con los técnicos del taller de aviónica del batallón de mantenimiento No.1 del ejército nacional. En el flujograma se visualizan todos los estados independientes que contiene el software final y este mismo se define como plano o guía para la creación del software en LabVIEW.

La razón principal que se tiene para la elaboración de este diagrama es facilitar la visualización de los procesos desde el punto de vista del programador, para posteriormente realizar el cableado desde el entorno de programación gráfico ofrecido por LabVIEW.



técnico especialista aeronáutico al manipular la interfaz gráfica de configuración

(Ilustración 20).

### 6.3.2. Subrutina de límites y simulación de datos.

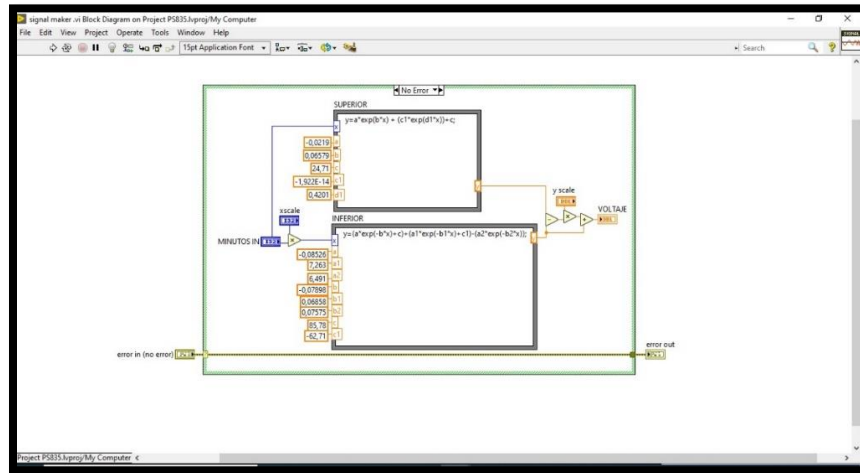
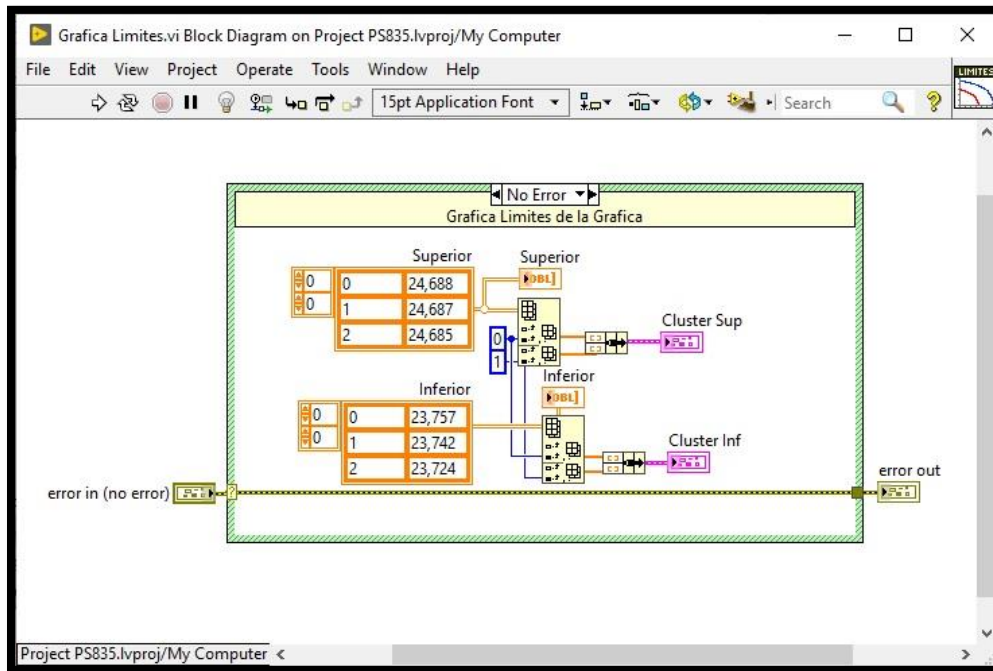


Ilustración 28 Diagrama de bloques de la subrutina de simulación de datos (Autores, 2020)

Estas rutinas fueron diseñadas para simular los datos de los componentes externos y los datos que genera la power supply. La subrutina de simulación de datos utiliza un nodo de fórmula que genera resultados aleatorios a partir de las señales iniciales que también son simuladas. Esta simulación de datos se halló identificando la distancia entre los puntos resultantes para cada una de las variables X que se ingresan a la fórmula.



*Ilustración 29 Diagrama de bloques de la subrutina de limites (Autores, 2020)*

Por otra parte, la subrutina de limites está basada en datos extraídos directamente del manual de mantenimiento de la Power Supply que serán siempre fijos. Las ecuaciones utilizadas en ambas rutinas se hallaron por medio de métodos numéricos haciendo uso de una herramienta principal del software Matlab R2017b llamada Curve Fitting y su función Custom Ecuation.

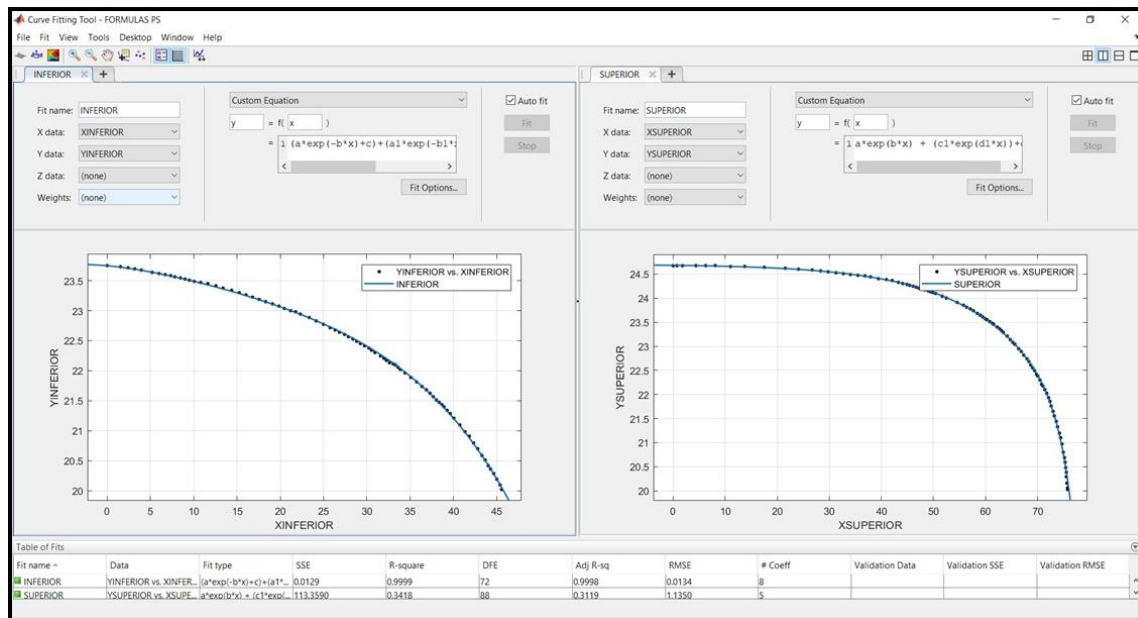


Ilustración 30 Adquisición de fórmulas mediante Curve Fitting (Autores, 2020)

### 6.3.3. Subrutina de análisis.

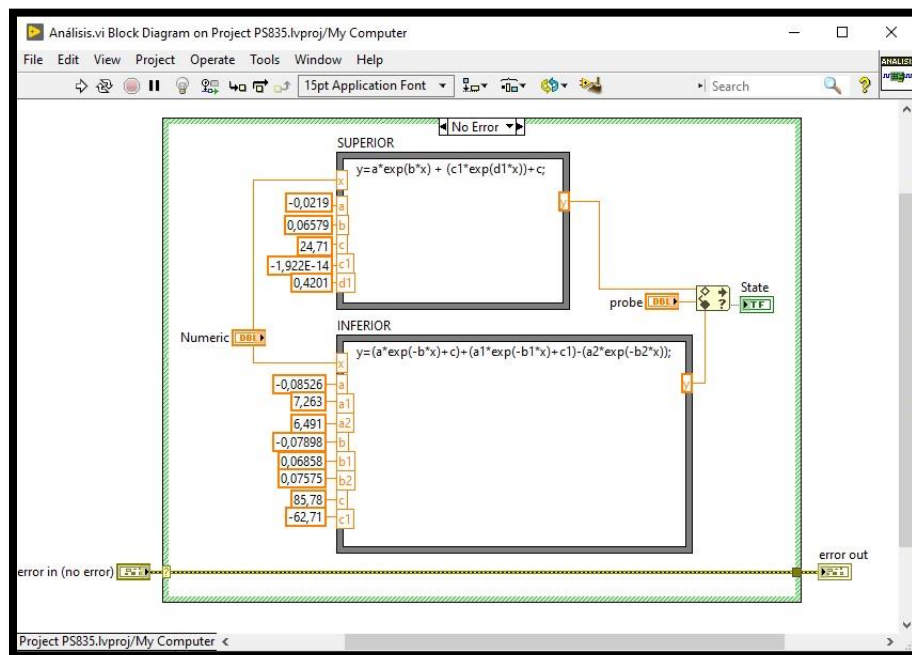
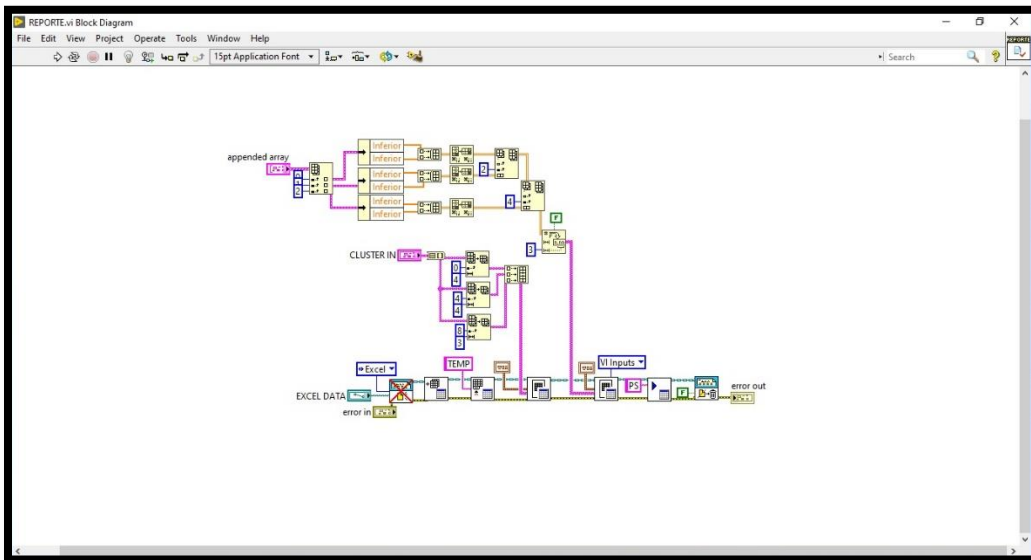


Ilustración 31 Diagrama de bloques de la subrutina de análisis (Autores, 2020)

En esta subrutina se analiza si los datos generados en la subrutina de simulación de datos se encuentran dentro de los límites establecidos por el manual de mantenimiento del componente power supply. Para realizar esta validación se hace uso de las fórmulas que se observan en la “*Ilustración 30 Diagrama de bloques de la subrutina de análisis*”

#### 6.3.4. Subrutina de reportes.



*Ilustración 32 Diagrama de bloques de la subrutina de reportes (Autores, 2020)*

En esta subrutina se hace un tratamiento de datos para facilitar su posterior ingreso a Excel como una matriz de “Strings”. Una vez los datos se encuentran listos para cargarse, el programa hace un llamado al archivo de Excel modificado con macros donde se encuentra la plantilla con el formato de seguimiento de la prueba preestablecido por el batallón de mantenimiento de aviones No.1, en este se diligencian de manera automática todos los datos ingresados al inicio de la prueba para al finalmente entregar al usuario un archivo PDF listo para su tratamiento en las bases de datos del Ejército Nacional.

## **Capítulo 7. Recomendaciones para la implementación del software en el banco físico.**

La finalidad del presente capítulo de recomendaciones es dejar establecido los elementos sobre los cuales se pueda hacer una futura conexión a un banco físico. En la industria aeronáutica y electrónica se encuentran gran variedad de elementos que pueden ser aplicados a bancos de pruebas, sin embargo, como desarrolladores queremos hacer énfasis en tres ámbitos importantes, los cuales serán de vital importancia para la correcta implementación del software.

### **7.1. Estructura del banco de pruebas.**

Durante la recolección de información realizado en conjunto con el Batallón de Mantenimiento No1, se ve la necesidad de estandarizar la estructura física que se puede usar para implementar en el banco de pruebas final.

Actualmente el batallón de mantenimiento cuenta con un banco análogo donde se hacen las pruebas de manera manual según los estándares del manual (ATA 24-30-02), como muestra a continuación.



*Ilustración 33 Banco de pruebas análogo (Autores, 2020)*

Con el fin de visualizar la modernización del banco el banco digital las pruebas caza fallas de la power Supply, se decide realizar un levantamiento de planos de la estructura existente como se muestra a continuación y diseñar con base en este los componentes que se sugiere tenga el futuro banco de pruebas. Para esta visualización se utilizó la herramienta de modelado CAD Solidworks con la cual se realizó la simulación, el modelo CAD, el diseño de piezas, planos y el renderizado de las imágenes

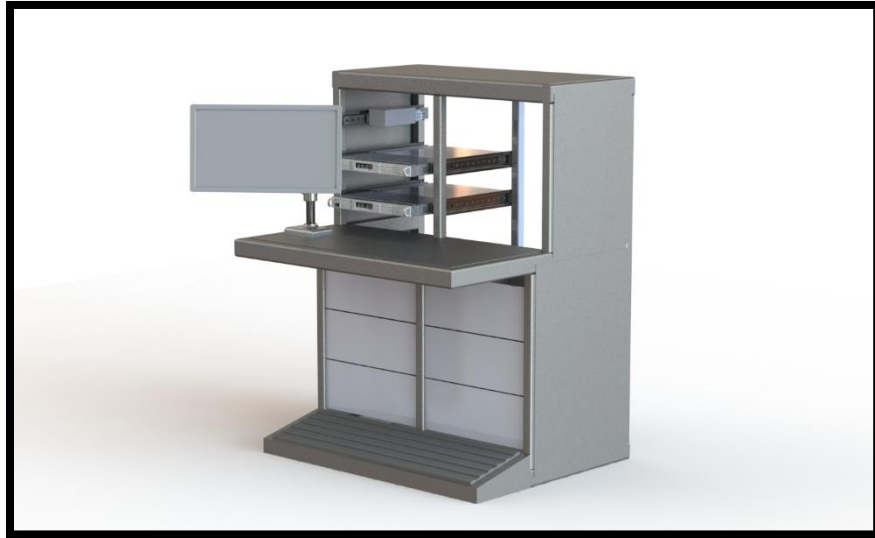


*Ilustración 34 Modelo CAD de la estructura del banco actual*

*(Autores, 2020)*

Se diseña en CAD la modernización del futura banco usando como base la infraestructura física del batallón de mantenimiento No1, donde se incluye los componentes electrónicos sugeridos y que servirán para garantizar el correcto funcionamiento del banco digital cumpliendo los estándares acordados con el Batallón de mantenimiento No1

El diseño del modelo propuesto para el futuro banco se muestra a continuación donde se puede observar los componentes electrónicos sugeridos, acoplados a la nueva estructura garantizando un correcto funcionamiento en el futuro banco.



*Ilustración 35 Modelo CAD del banco propuesto (Autores, 2020)*

Añadido a esto se realizó los planos de las piezas nuevas que se pueden añadir al banco existente para que se pueda mandar mecanizar y doblar los componentes diseñados de esta manera se podría garantizar para la futura maquina una correcta distribución de los componentes en el espacio que se tiene actualmente para los mismo.

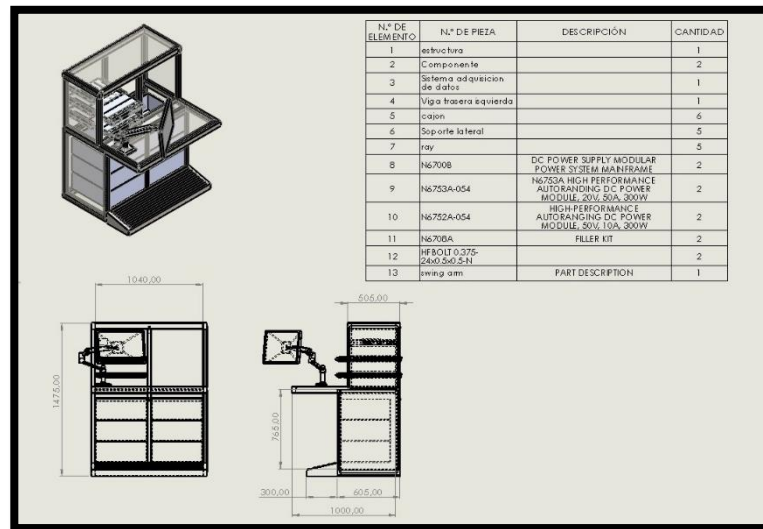


Ilustración 36 Planos del futuro banco d pruebas con tabla de componentes (Autores, 2020)

## 7.2. Conectividad del software con componentes industriales.

Actualmente en todas las industrias se han venido implementando sistemas tecnológicos los cuales permiten facilitar las actividades que se llevan a cabo, brindando mayor confiabilidad y precisión, tal y como lo explica José Luis Doñoro Ayuso en su artículo “*La conectividad digital industrial, factor clave en la fábrica del futuro*” (Ayuso, 2020). En el caso de los bancos de pruebas necesitamos tener un mecanismo que nos permita la comunicación entre el software programado y los componentes industriales que se van a implementar, ya que estos medios físicos serán los encargados de adquirir los datos necesarios que posteriormente serán interpretados por el software.

Teniendo en cuenta los componentes sobre los cuales recomendamos que se haga la implementación del software, se definieron dos mecanismos de comunicación los cuales se explicaran brevemente a continuación:

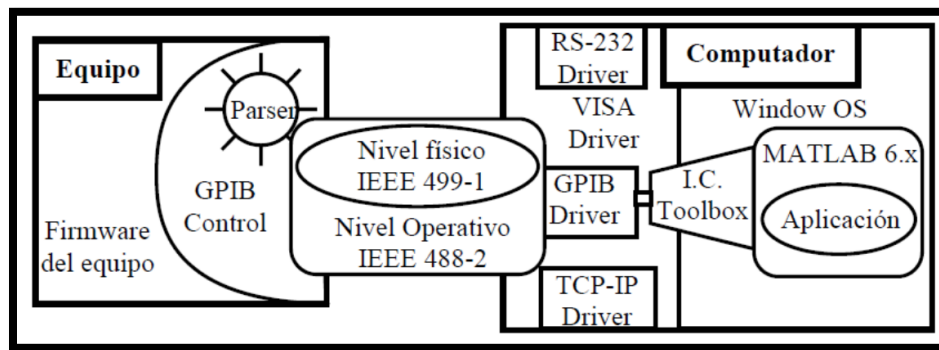
### **7.2.1. Bus de Datos GPIB (General Purpose Interface Bus)**

Actualmente se pueden encontrar diferentes tipos de buses en paralelo para conectar equipos que se encuentran dentro de un entorno de instrumentación automatizado. Estos entornos presentan una serie de características principales, las cuales son:

- Deben facilitar la conexión de un número mínimo de instrumentos.
- Deben estar alineados con un modelo estándar que este previamente aceptado por la mayoría de fabricantes.
- Deben ser adecuados para poder interconectar equipos que se encuentren en un área próxima.
- Deben tener una tasa de intercambio de información lo suficientemente elevada para que no se perciban retrasos en las transferencias ante el ojo de un operador humano.

Uno de los buses que más se utiliza actualmente, es el bus GPIB (General Purpose Interface Bus), el cual fue elegido para hacer la conexión de la fuente programable de alimentación y la UPS con el PC.

El bus GPIB fue creado por Hewlett Packard inicialmente con el nombre de HPIB (Hewlett-Packard Interface Bus). Su furor en el mercado se dio a que posteriormente debido a su velocidad de transferencia y flexibilidad, que fue adoptado por la organización IEEE, y que en 1978 lo definió como un estándar mediante IEEE 488 de 1978.

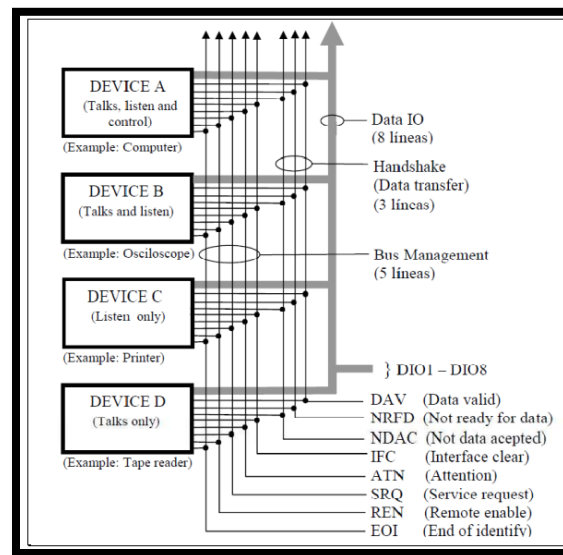


*Ilustración 37 Componentes que se utilizan en el control de la instrumentación (Borrero Serrano, s.f)*

### 7.2.1.1. Características del Bus GPIB.

Las principales características del Bus GPIB son las siguientes:

- El bus GPIB permite la conexión de máximo 15 dispositivos, de los cuales uno de ellos hace la función de controlador y determina los procedimientos que deben ejecutar los demás.
- Un dispositivo que se encuentre conectado al Bus GPIB, tiene la capacidad de dar o recibir información de cualquiera de los otros 14 dispositivos.
- El límite establecido para intercambio de datos en la práctica es de 500 Kbytes/s.
- La conexión de dispositivos se puede hacer en cualquier configuración, ya que dichas conexiones se hacen utilizando cables de 25 hilos de doble boca (macho-hembra).
- Las longitudes máximas permitidas para los cables de conexión son de 20 metros.



*Ilustración 38 Estructura del Bus GPIB (Borrero Serrano, s.f)*

### 7.2.2. Universal Serial Bus (USB).

El Universal Serial Bus o más conocido como USB, es una interfaz que consta de 4 hilos Plug&Play entre el computador y gran variedad de dispositivos. La función principal que tiene es la de transmitir información con velocidades determinadas y la de distribuir 5VDC para su alimentación. El USB en un principio fue desarrollado para modernizar antiguas y lentas interfaces RS-232 que se usaban antes de que esta existiera, y desde entonces se estableció como un estándar en la industria de la informática. (USB (Universal Serial Bus), s.f.)

Los dispositivos USB están clasificados en 4 tipos según la velocidad de transferencia de datos:

- **Baja Velocidad (1.0):** la tasa de transferencia de datos de este dispositivo es de máximo 1.5 Mbps, que en la mayoría de los casos es usado en dispositivos que cuentan con interfaz humana.
- **Velocidad Completa (1.1):** la tasa de transferencia de datos de este dispositivo es de 12 Mbps.
- **Alta Velocidad (2.0):** aunque la tasa de transferencia de este dispositivo sobre el papel es de 480 Mbps, la realidad es que en la práctica su máxima velocidad alcanza comúnmente 125 Mbps. Este USB actualmente es usado en casi el 99% de los ordenadores. El USB 2.0 cuenta con 4 líneas o pines, dos son de datos, uno es de alimentación y el último es una toma de tierra.
- **Super Alta Velocidad (3.0):** la tasa de este dispositivo es de hasta 4.8 Gbps.

El Universal Serial Bus cuenta con tres componentes principales:

- **Controlador:** este controlador se aloja dentro de nuestro ordenador, su principal función es hacerse responsable de todas las comunicaciones entre los dispositivos USB que estemos usando y la CPU de nuestro ordenador, a su vez se encarga de admitir nuevos periféricos dentro del Bus y de controlar el correcto flujo de datos entre los dispositivos y la CPU.
- **Hubs o concentradores:** los Hubs se encargan de la distribución inteligente de los datos y de la alimentación, a su vez posibilitan la conexión de hasta 127 dispositivos a través de un único puerto USB. Estos Hubs reparten los datos y la alimentación con dirección a las puertas descendentes y hacen posible la

comunicación con su puerta de retorno o puerta ascendente. En este caso el ordenador es el que contiene el Hub raíz ya que es el primero de toda la cadena y permite tanto a los datos como a la energía de alimentación pasar a uno o dos conectores USB del ordenador, y desde este a los 127 dispositivos que, como máximo, soporta el sistema.

- **Periféricos:** los periféricos están conformados por todos aquellos dispositivos que hacen uso de esta tecnología tales como, teclados, ratones, impresoras, dispositivos de almacenamiento, entre otros. Es objetivo aclarar que algunos de estos dispositivos requieren de una fuente de alimentación externa para poder funcionar o simplemente otra conexión USB.

### **7.3. Componentes.**

#### **7.3.1. UPS.**

El adquirir una UPS o Uninterruptible Power Supply está directamente relacionado con la necesidad de que la maquina no detenga la operación, y limitar la perdida de información o en otros casos el daño de alguno de los componentes que hacen parte de determinado sistema.

La UPS es un módulo el cual permite alimentar un dispositivo de forma continua, ya que este contrarresta las anomalías eléctricas que puedan llegar a presentarse. Uno de los beneficios que tiene la implementación de una UPS es que previene las variaciones de tensión. Este módulo genera una protección frente a los picos, o de manera más general

frente a las fluctuaciones en la corriente eléctrica, además de contribuir a la vida útil de los aparatos y componentes que estén bajo la protección de una UPS.

Los módulos UPS cuentan con dos características principales:

- Proteger subidas y bajadas de tensión.
- Impedir apagones inesperados.

### **7.3.2. Sistema de adquisición de datos. (CompactDAQ)**

El CompactDAQ o cDAQ es una plataforma de hardware modular para la adquisición de datos basada en ordenador diseñado por National Instruments. Decir que el CompactDAQ es basado en ordenador significa que debe ir conectado a una computadora estándar, dicha computadora será la encargada de ejecutar el software que configura, adquiere y registra los datos del propio CompactDAQ. Por otro lado, decir que es modular significa que se puede diseñar un sistema haciendo una combinación de módulos para de esta manera recolectar diferentes tipos de señales a través de sensores o cualquier otro dispositivo. (McNally, s.f.)

Algunos sensores con los que se trabaja comúnmente el CompactDAQ son:

- Temperatura.
- Fuerza-Deformación-Presión.
- Vibración.
- Transmisores de 4-20 mA.
- Voltaje.



*Ilustración 39 Sistema de adquisición de datos CompactDAQ (National Instruments, 2015)*

### **7.3.3. Fuente de alimentación programable.**

Las fuentes de alimentación programables o más precisamente la fuente Modelo XLN3640-GL, la cual queremos dejar como recomendada para que sea implementada en el banco de pruebas físico de la Power Supply, nos ofrece hasta 1560 vatios de energía limpia en una sola salida. Las dimensiones de esta fuente fueron diseñadas para saciar las necesidades que tienen los integradores, así como las de los usuarios casuales.

(Corporation, 2020)

Esta fuente cuenta con rápidos tiempos en el área de procesamiento de comandos, dándonos un promedio de menos de 50ms, además cuenta con una gran flexibilidad en

cuestión de interfaces ya que integra conectividad GPIB (de la cual ya hemos hablado con anterioridad), LAN, USB y RS-485, que son estandarizadas en la industria actual.

Uno de los principales beneficios que presenta este tipo de fuentes, son los medidores de voltaje y corriente que ya vienen incorporados y que brindan la gran ventaja ya que enseñan al usuario los valores de configuración y de salida de manera simultánea a través de una interfaz intuitiva y completa.

Algunas de las características principales de la fuente programable Modelo XLN3640-GL son:

- Paquete compacto de alta densidad 1U.
- Cuenta con interfaz estándar USB y RS-485.
- En este caso al ser versión GL cuenta con interfaz GPIB y LAN.
- Modo maestro fácil de configurar para conexiones en serie de hasta 4 dispositivos.
- El software de aplicación integra funcionalidades de control remoto incluido.
- Controladores de LabVIEW totalmente disponibles.
- Cuenta con una salida de 5V-1A auxiliar.



*Ilustración 40 Fuente programable BK-Precision Modelo XLN3640-GL (BK-precision, 2018)*

## Capítulo 8. Conclusiones

1. Después de analizar los diferentes protocolos de comunicación a nivel industrial se concluye que para el proyecto los buses de comunicación más apropiados a usarse son GPIB y USB industrial, con el cual se podrá hacer la integración entre la unidad bajo prueba el equipo industrial y un software de programación.
2. Luego de realizar un estudio preliminar que evaluó los softwares de programación actualmente disponibles en el mercado se concluye el uso de programación grafica mediante la plataforma LabVIEW, siendo un lenguaje de programación intuitivo de alto nivel con el cual se desarrolló el software de control del proyecto.
3. Por medio del desarrollo del proyecto se logró comprender el uso y funcionamiento correcto que tiene la Emergency Power Supply y la importancia que tiene el mantenimiento preventivo adecuado de estos componentes por parte de los técnicos especialistas del taller de aviónica del batallón de mantenimiento de aviones No.1.
4. A partir del estudio adecuado del manual del mantenimiento del componente Power Supply (ATA 24-30-02), fue posible desarrollar un diagrama de flujo coherente con el cual se implementó una máquina de estados que por medio de subrutinas de programación se validó el desarrollo de la interfaz gráfica y su correcto funcionamiento.

## Referencias

- Administration, F. A. (1998). *Department of Transportation And Related Agencies Appropriations*. Virginia: FAA.
- areatecnologia. (2018). *areatecnologia*. Retrieved from <https://www.areatecnologia.com/electricidad/rele.html>
- Avionics, L.-3. C. (2009). Component Maintenance Manual. In L.-3. C. Avionics, *Emergency Power Supply* (pp. 101-125). Retrieved 04 23, 2020
- Ayuso, J. L. (2020). La conectividad digital industrial, factor clave en la fábrica del futuro. *Automática e Instrumentación*, 48-51. Retrieved 11 07, 2020, from <http://www.automaticaeinstrumentacion.com/revista/comunicaciones-industriales-46368>
- Dai, Y. (2011). The choice of design for pneumatic overspeed control mechanism of a horizontal axis wind turbine. *2011 International Conference on Consumer Electronics, Communications and Networks (CECNet)*, 1-15. Retrieved 04 23, 2020, from <https://ieeexplore.ieee.org/document/5769165>
- etsist.upm.es. (n.d.). Retrieved 11 07, 2020, from etsist.upm.es: <https://www.etsist.upm.es/estaticos/ingeniatic/index.php/tecnologias/item/643-usb-universal-serial-bus%3Ftmpl=component&print=1.html>
- Farnell. (2020). *farnell*. Retrieved from <https://www.farnell.com/>
- International Instruments. (2018, 11 20). *ni.com*. Retrieved 10 20, 2020, from ni.com: <http://www.ni.com/tutorial/3024/en/>
- McNally, J. (n.d.). *www.wiresmithtech.com*. Retrieved 11 07, 2020, from [www.wiresmithtech.com](http://www.wiresmithtech.com): <https://www.wiresmithtech.com/articles/what-is-compactdaq/>
- Minsky, M. L. (1967). Computation: Finite and Infinite Machines. *Science*, 159. Retrieved 10 20, 2020, from <https://science.sciencemag.org/content/159/3818/966.2>
- Mott, J. (2004, 03 6). Similarity-based modeling of aircraft flight paths. *IEEE Aerospace Conference Proceedings*, 1-9. Retrieved 04 23, 2020, from <https://ieeexplore.ieee.org/abstract/document/1367933/authors#authors>
- National Instruments. (2020). <https://www.ni.com/>. Retrieved 10 18, 2020, from <https://www.ni.com/>: <https://www.ni.com/es-co/shop/labview.html>
- National Instruments. (2020). <https://www.ni.com/>. Retrieved 10 18, 2020, from <https://www.ni.com/>: <https://www.ni.com/getting-started/labview-basics/esa/dataflow>
- National Instruments. (2020). *ni.com*. Retrieved 10 19, 2020, from ni.com: <http://www.ni.com/getting-started/labview-basics/esa/execution-structures>
- NATIONAL INSTRUMENTS CORPORATION. (2020). myRIO - Dispositivos Embebido para Estudiantes. United States.
- National Instruments. (n.d.). <http://www.ni.com/>. Retrieved 10 19, 2020, from <http://www.ni.com/>: <http://www.ni.com/getting-started/labview-basics/esa/execution-structures>

- National Instruments. (n.d.). *ni.com*. Retrieved 10 19, 2020, from ni.com:  
<http://www.ni.com/getting-started/labview-basics/esa/execution-structures>
- Wang, X. (2009). A study on dynamics of electric load simulator using spring beam and feedforward control technique. *Chinese Control and Decision Conference*, 1-6.  
Retrieved 04 23, 2020, from <https://ieeexplore.ieee.org/document/5195100>
- Zambrano, M. (2018, junio 04). Cómo garantizar la seguridad al conectar sistemas embebidos industriales a la nube. Zaragoza, España. Retrieved from  
<https://www.redeweb.com/articulos/como-garantizar-la-seguridad-al-conectar-sistemas-embebidos-industriales-a-la-nube/>

## Anexos

### Anexo 1: Oficio No. 202074000881793 de solicitud de aprobación del flujograma de la prueba de capacidad de la power supply.

 MINISTERIO DE DEFENSA NACIONAL  
COMANDO GENERAL DE LAS FUERZAS MILITARES  
EJÉRCITO NACIONAL  
ESCUELA DE AVIACIÓN DEL EJÉRCITO

  
Al contestar, cite este número

Radicado No. 2020740008817933; MDN-COGFM-COEJC-SECEJ--JEMGF-CEDOC-CEMIL-ESAVE -43.18

Bogotá, D.C., 07 de octubre de 2020

Señor Teniente Coronel  
JOSÉ JOVANNÉ VARGAS ALBARRACIN  
Comandante del Batallón de Mantenimiento No. 1  
Aeropuerto el Dorado nueva zona de aviación puerta No. 6  
Bogotá, D.C.

Asunto: Envío diagrama de flujo de un proyecto de investigación

Con toda atención me permito enviar al señor Teniente Coronel Comandante del Batallón de Mantenimiento No.1, la corrección del diagrama de flujo para el desarrollo del proyecto denominado "Banco digital para las pruebas caza fallas de la Power Supply de las aeronaves Beechcraft King Air C-90, 200, B200, 300 y 350", por parte del grupo de investigación de la Escuela de Aviación del Ejército, con el fin de validar los pasos a ejecutar en el mantenimiento de la Power Supply y que aportarán al desarrollo del banco digital.

La Escuela de Aviación agradece su amable apoyo y colaboración que se ha venido realizando en pro del desarrollo de los proyectos de I+D+i que adelanta el grupo de investigación con la sección de ciencia y tecnología con el fin de mejorar la gestión del mantenimiento aeronáutico.

Respetuosamente,

  
Coronel JULIÁN ALBERTO CARDONA ESPINOSA  
Director Escuela de Aviación del Ejército

Anexo: 01 Diagrama de flujo en PDF – diagrama corregido

Elaboro: CP Michael James  
Suboficial Investigación

Revisó: CT. Ingrid Arango  
Oficial Gestión del Conocimiento

Vs. Bn: My. Oscar Gómez  
Oficial CYT





 **2020** AÑO DEL FORTALECIMIENTO DE LA PROFESIONALIZACIÓN MILITAR Y UNIÓN DE LA FUERZA  
Aeropuerto El Dorado puerta 6, nueva zona de aviación general, Bogotá, D.C.  
teléfono 7454061 - móvil 3164290170  
www.ejercito.mil.co - www.esave.mil.co - ciencia tecnologia.esave@cedoc.edu.co

  
Certificado SC 6310-7-8



**Anexo 2: Oficio No. 202074000751700 de solicitud aprobación de requerimientos de proyecto.**

 **MINISTERIO DE DEFENSA NACIONAL  
COMANDO GENERAL FUERZAS MILITARES  
EJÉRCITO NACIONAL  
ESCUELA DE AVIACIÓN DEL EJÉRCITO**

  
Al contestar, cite este número

Radicado No. **2020740007517003**: MDN-COGFM-COEJC-SECEJ-JEMGF-CEDOC-CEMIL-ESAVE -29.25

Bogotá, D.C., 25 de septiembre de 2020

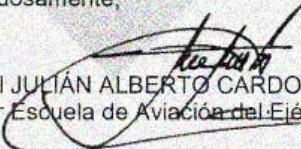
Señor Teniente Coronel  
**JOSÉ JOVANNÉ VARGAS ALBARRACIN**  
Comandante del Batallón de Mantenimiento No. 1  
Bogotá, D.C.

Asunto: Solicitud aprobación y revisión de requerimientos de un proyecto de investigación


Con toda atención me permito solicitar al señor Teniente Coronel Comandante del Batallón de Mantenimiento No. 1, su apoyo en la aprobación y validación de unos requerimientos para el desarrollo del proyecto denominado "Banco digital para las pruebas caza fallas de la Power Supply de las aeronaves Beechcraft King Air C-90, 200, B200, 300 y 350", por parte de investigación de la Escuela de Aviación del Ejército.


1. Se solicita al laboratorio de aviónica la revisión y aprobación del documento de requerimientos de la Power Supply.
2. Se solicita al laboratorio de aviónica la revisión y aprobación del diagrama de flujo para la prueba de batería de emergencia PS-835, con el fin de validar los pasos a ejecutar en el mantenimiento de la Power Supply y que aportarán al desarrollo del banco digital.


Respetuosamente,


  
Coronel **JULIÁN ALBERTO CARDONA ESPINOSA**  
Director Escuela de Aviación del Ejército

Anexo: 01 Documento de requerimiento de Power Supply – Certificado PS-835  
02 Diagrama de flujo en word – diagrama



Elaboro: CP Michael James   
Suboficial Investigación

Revisó: CT Ingrid Arango   
Oficial Gestión del Conocimiento

VcBo: TC Fabian Moreno   
Subdirector ESAVE (E)

 **2020** AÑO DEL FORTALECIMIENTO DE LA PROFESIONALIZACIÓN MILITAR Y COHESIÓN DE LA FUERZA

Aeropuerto El Dorado puerta 6, nueva zona de aviación general, Bogotá, D.C.  
Teléfono 7454061- móvil 3164290170  
[www.ejercito.mil.co](http://www.ejercito.mil.co) - [www.esave.mil.co](http://www.esave.mil.co) - [cienciatecnologia.esave@cedoc.edu.co](mailto:cienciatecnologia.esave@cedoc.edu.co)

Certificado SC 6310-7-8

**DOCUMENTO DE REQUERIMIENTOS PARA EL PROYECTO BANCO DIGITAL PARA LAS PRUEBAS  
CAZA FALLAS DE LA POWER SUPPLY DE LAS AERONAVES BEECHCRAFT  
KING C-90, 200, B200, 300 Y 350**

**INTRODUCCIÓN**

El presente documento define como será el procedimiento que se debe seguir para el mantenimiento de las unidades Power Supply de las aeronaves Beechcraft King c-90, 200, b200, 300 y 350, cumpliendo los requisitos requeridos por el fabricante del componente y que serán implementados en el banco de pruebas digital a desarrollar por el Grupo de Investigación en Aviación Militar de la Escuela de Aviación del Ejército Nacional.

**1. Objetivo.**

Establecer los lineamientos y la aprobación final para el correcto funcionamiento y ejecución del banco digital para las pruebas caza fallas de la Power Supply de las aeronaves Beechcraft King c-90, 200, b200, 300 y 350.

**2. Alcance.**

Este procedimiento aplica para las unidades Power Supply de las aeronaves Beechcraft King c-90, 200, b200, 300 y 350 que se encuentran en el Laboratorio de aviónica del BAMAV 1.

**3. Generalidades del procedimiento.**

El procedimiento de mantenimiento de las unidades Power Supply se basa en el Manual de mantenimiento de componentes PS-835 Emergency Power Supply P/N 501-1228, entregado por el fabricante del componente. A continuación, se detalla el procedimiento en general.

| Pasos | Nombre del Procedimiento       | Descripción del Procedimiento  |
|-------|--------------------------------|--|
| 1     | Presionar Test SWITCH.         | Procedimiento manual donde el técnico del laboratorio, pulsando un botón de la Power Supply, define el estado actual de la batería que llega al laboratorio para realizar la prueba.   |
| 2     | Batería Cargada.               | El técnico del laboratorio comprueba por medio de los Led de Prueba de Celda si la batería debe ser cargada o puede iniciar la prueba de capacidad.  |
|       | Si la Batería no está cargada. | Verificar el estado del fusible A1F1 para ser remplazado si presenta daño.<br>Se debe cargar la batería hasta el limite que define el manual, mínimo 24 VDC, para luego esperar un tiempo de reposo definido de 2 horas y repetir el paso 1. |
|       | Si la Batería está cargada.    | Posicionar todos los DIP Switch de las celdas en estado ON.  |
| 3     | Estado del Led D12.            | Este procedimiento define el aislamiento de las celdas.  |
|       | El Led NO encendió.            | Se debe esperar un tiempo de reposo definido de 2 horas.   |

|     |   |   |
|-----|---|---|
|     | El Led SI encendió.                               | Se debe proceder hacer una prueba manual de aislamiento de celdas y no se podrá realizar la prueba de capacidad.  |
| 4   | Iniciar Prueba de Capacidad.                      | Procedimiento para iniciar con la prueba de capacidad de la Power Supply.   |
| 5   | Enlazar resistencia de descarga.                  | Enlazar los pines J1-7 (tierra) Y J1-11 por medio de la resistencia de descarga para comenzar la prueba de capacidad.   |
| 6   | Tiempo de 10 minutos para captura de datos.       | Procedimiento que espera el tiempo definido por el manual, para medir el voltaje nominal de la Power Supply.<br>El valor adquirido será comparado con los parámetros establecidos por el fabricante, para ser graficados y continuar con la siguiente medición.<br>Si el valor adquirido esta fuera de rango, se detendrá la prueba generando una falla de la Power Supply.       |
| 7   | Tiempo de 48 minutos para finalizar la prueba.    | Procedimiento que espera el tiempo definido por el manual, para medir el voltaje nominal de la Power Supply.<br>El valor adquirido será comparado con los parámetros establecidos por el fabricante, para ser graficados y generar el certificado final de la prueba.<br>Si el valor adquirido esta fuera de rango, se detendrá la prueba generando una falla de la Power Supply. |
| 8   | Verificar los Leds de monitoreo de celdas.        | Se debe validar, si alguno de los Leds de monitoreo de celdas se apagó.<br>Si alguno de los Leds se apaga, la prueba debe ser rechazada por una falla en una o varias de las celdas.  |
| 9   | Generar Certificado de Prueba de la Power Supply. | Si la Power Supply no presentan ninguna falla, se generará el certificado final según el formato establecido por el Laboratorio de aviónica del BAMAV 1.<br>Se debe esperar un tiempo de reposo definido de 2 horas.  |
| 10. | Cargar Batería para instalar en aeronave.         | Procedimiento final de carga de batería hasta 28.5 VDC para poner la Power Supply operativa.  |
| 11. | Fin de Prueba de Capacidad.                       | Procedimiento final de la prueba.   |

#### 4. Requerimientos Técnicos del Sistema.

El sistema tendrá elementos de medición, control y una interfaz gráfica de usuario. Los cuales permitirán leer, medir, analizar y grabar la información básica de la prueba de una forma intuitiva y amigable.

La interfaz gráfica de usuario será desarrollada en un computador con las siguientes características: Windows 8 o 10 en español con procesador Intel® Core™ i3-9100T (4 núcleos/6 MB/4 T/de 3,1GHz a 3,7GHz/35W), Unidad de disco duro-SATA de 2.5" con 500 GB y Memoria RAM de 4 GB DDR4 2666.

Tendrá una interfaz de salida LCD con retroiluminación LED / matriz activa TFT de 19" y una resolución 1366 x 768 a 60 Hz.

El programa de control permitirá incluir datos básicos de la prueba, tales como CM No., Tipo de Aeronave, Serie Aeronave, Matricula, Aviso No., Fecha de Solicitud, Total Time Aeronave y Ciclo de Aeronave. Como también, la parte afectada, categoría de la prueba, elementos bajo prueba, equipos de medición usados y alguna observación del procedimiento que deba ser incluido en el certificado final. El programa automáticamente mostrara los valores medidos e incluirlo en la gráfica de aceptación de la prueba de capacidad.

El documento de certificación de la prueba será guardado en una carpeta especifica de reportes en formato Excel, usando el mismo formato que Laboratorio de aviónica del BAMAV 1, el cual se anexa en el documento.

**DIAGRAMA DE FLUJO PARA EL PROYECTO BANCO DIGITAL PARA LAS PRUEBAS CAZA FALLAS DE  
LA POWER SUPPLY DE LAS AERONAVES BEECHCRAFT  
KING C-90, 200, B200, 300 Y 350**

**INTRODUCCIÓN**

El presente documento define como será el diagrama de flujo que se debe seguir para el mantenimiento de las unidades Power Supply de las aeronaves Beechcraft King c-90, 200, b200, 300 y 350, cumpliendo los requisitos requeridos por el fabricante del componente y que serán implementados en el banco de pruebas digital a desarrollar por el Grupo de Investigación en Aviación Militar de la Escuela de Aviación del Ejército Nacional.

**1. Objetivo.**

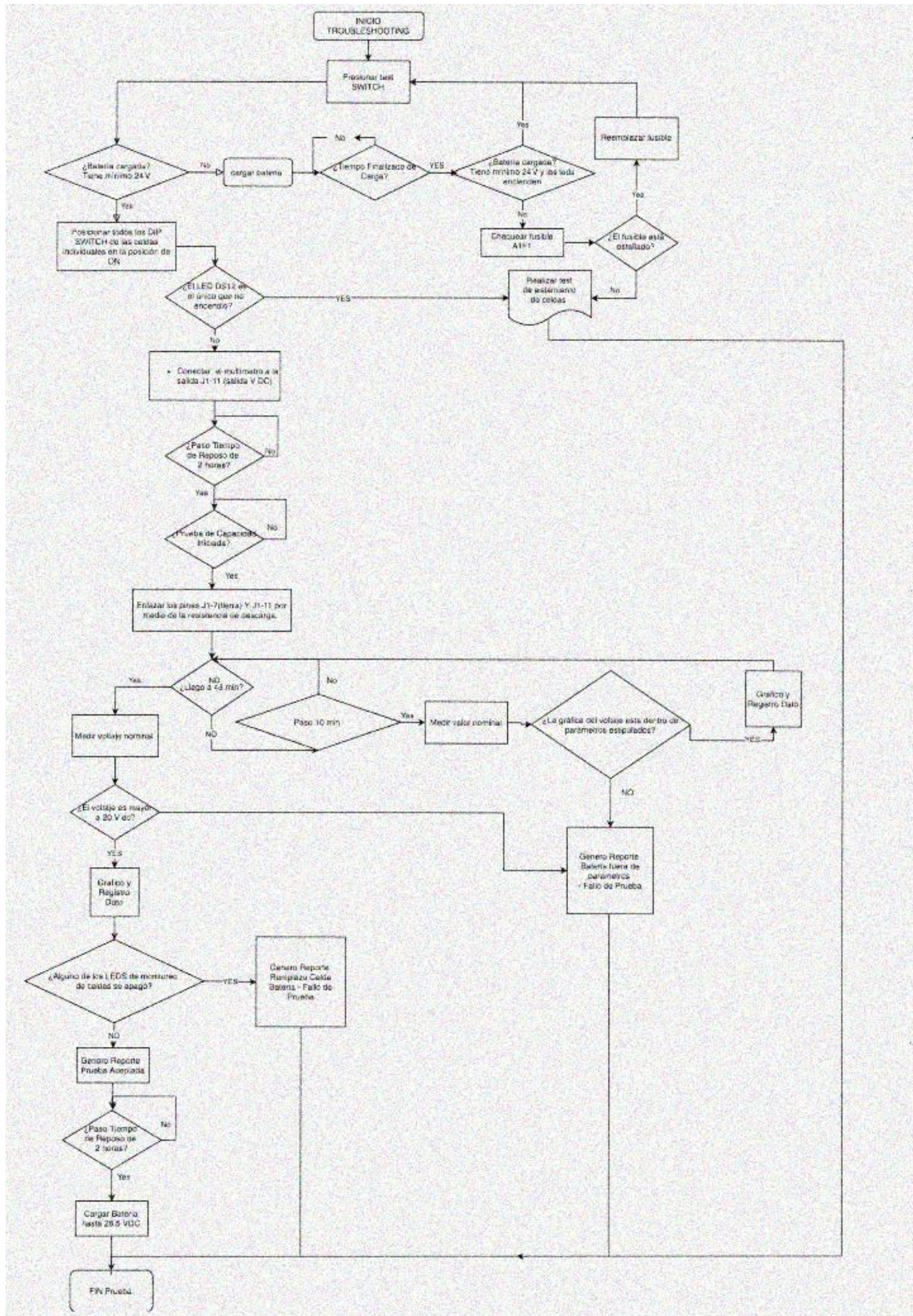
Establecer los lineamientos y la aprobación final para el correcto funcionamiento y ejecución del banco digital para las pruebas caza fallas de la Power Supply de las aeronaves Beechcraft King c-90, 200, b200, 300 y 350.

**2. Alcance.**


Este procedimiento aplica para las unidades Power Supply de las aeronaves Beechcraft King c-90, 200, b200, 300 y 350 que se encuentran en el Laboratorio de aviónica del BAMAV 1.


**3. Generalidades del procedimiento.**

El procedimiento de mantenimiento de las unidades Power Supply se basa en el Manual de mantenimiento de componentes PS-835 Emergency Power Supply P/N 501-1228, entregado por el fabricante del componente. A continuación, se detalla el diagrama de flujo en general del proceso.



**Anexo 3: Oficio No. 2020676009568633 Respuesta de aprobación de requerimientos  
iniciales de proyecto por parte del BAMA V1**


**MINISTERIO DE DEFENSA NACIONAL**  
**COMANDO GENERAL FUERZAS MILITARES**  
**EJÉRCITO NACIONAL**  
**BATALLÓN DE MANTENIMIENTO DE AVIACIÓN N°1 "AVIONES"**  
**"SV. OSCAR ALEXANDER SANABRIA DÍAZ"**

  
 Al contestar, cite este número

Radicado No. **2020676009568633**: MDN-COGFM-COEJC-SECEJ- DAVAA-BRIAV32-  
 BAMA V1-CP.TALL -43.18

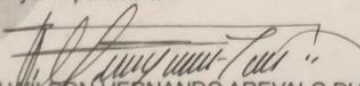
Bogotá D.C. 28 de octubre de 2020


Señor Coronel  
**JULIAN ALBERTO CARDONA ESPINOSA**  
 Director Escuela de Aviación del Ejército  
 Bogotá, DC.


**Asunto: Aprobación proyecto power supply**


Con toda atención me permito enviar al señor Coronel, Director Escuela de Aviación del Ejército, la respuesta a los oficios radicados No. 2020740009453843 del 26 de octubre del 2020 y No. 2020740008817933 del 07 de Octubre del 2020, con respecto al banco digital para las pruebas de capacidad y caza fallas a las baterías Power supply PS-835 series para las aeronaves Beechcraft King Air Series así:


1. La información de diagrama de flujo se encuentra de acuerdo al manual del equipo, Power supply Maintenance Manual Jet Model PS-835 series.
2. El diagrama de flujo corresponde al método de descarga preferido, recomendado por la casa fabricante.
3. las interfaces graficas se encuentran acorde a lo estipulado en el Power supply Maintenance Manual Jet Model PS-835 series al igual que los datos de información del componente, aeronave y sistema SAP que permiten la identificación del elemento bajo prueba de acuerdo al formato autorizado por el MPI de la unidad.
4. Se recomienda su fabricación para ser usado en las pruebas periódicas requeridas por el Manual Jet Model PS-835 series. Y así facilitar su mantenimiento, inspección y o reparación.

Atentamente,   
**Teniente Coronel WILSON HERNANDO AREVALO DUEÑAS**  
 Comandante de Batallón de Mantenimiento de Aviación N°1 "Aviones" (E)

Elaboró: SV Oscar Peña   
 Especialista Aviónica

Revisó: SV Carlos Díaz   
 Jefe de Taller Aviónica y Eléctricos

TC Ramírez Fabio   
 Inspector Taller Aviónica y Eléctricos


**2020** ANEXO DEL FORTALECIMIENTO DE LA PROFESIONALIZACIÓN MILITAR  
 Y COMANDO EN LA FUERZA  
 Aeropuerto de Córdoba Estación 1ª 5 Nueva Zona de Aviación  
 Campo Aéreo "General José Joaquín Malabán Bermúdez"  
 zona.servicio@comandanteccibm.mil.ec - www.servicio.mil.ec