



**ESPE**

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS  
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES**

**CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN**

**MOTORES**

**TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN**

**DEL TÍTULO DE TECNÓLOGO EN MECÁNICA**

**AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES**

**TEMA: “HABILITACIÓN DEL SISTEMA DE ARRANQUE DEL  
MOTOR # 1 DEL AVIÓN FAIRCHILD FH27-J PERTENECIENTE A  
LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS – ESPE”**

**AUTOR:**

**DILLON ALMEIDA MARCELO VÍCTOR**

**DIRECTOR:**

**TLGO. VALENCIA FUEL JOHNATAN FERNANDO**

**LATACUNGA**

**2018**



## **DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES**

### **CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES**

#### **CERTIFICACIÓN**

Certifico que el trabajo de titulación, “**HABILITACIÓN DEL SISTEMA DE ARRANQUE DEL MOTOR # 1 DEL AVIÓN FAIRCHILD FH27-J PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS – ESPE**” realizado por el señor **MARCELO VÍCTOR DILLON ALMEIDA**, ha sido revisado en su totalidad y analizado por el software anti-plagio, el mismo cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito acreditarlo y autorizar al señor **DILLON ALMEIDA MARCELO VÍCTOR** para que lo sustente públicamente.

Latacunga, 29 de noviembre del 2018

**Atentamente,**

---

**TLGO. JOHNATAN FERNANDO VALENCIA FUEL**  
**DIRECTOR**



## **DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES**

### **CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES**

#### **AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD**

Yo, **DILLON ALMEIDA MARCELO VÍCTOR** con cédula de identidad N° 0604070417, declaro que este trabajo de titulación El proyecto de grado de titulación: “**HABILITACIÓN DEL SISTEMA DE ARRANQUE DEL MOTOR # 1 DEL AVIÓN FAIRCHILD FH27-J PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS – ESPE**” ha sido desarrollado considerando los métodos de investigación existentes, así como también se ha respetado los derechos intelectuales de terceros considerándose en las citas bibliográficas.

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

Latacunga, 29 de noviembre del 2018

---

**DILLON ALMEIDA MARCELO VÍCTOR**

**0604070417**



## **DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES**

### **CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES**

#### **AUTORIZACIÓN**

Yo, **DILLON ALMEIDA MARCELO VICTOR**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca Virtual de la institución el presente trabajo de titulación “**HABILITACIÓN DEL SISTEMA DE ARRANQUE DEL MOTOR # 1 DEL AVIÓN FAIRCHILD FH27-J PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS-ESPE**” cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

Latacunga, 29 de noviembre del 2018

---

**DILLON ALMEIDA MARCELO VICTOR**

**C.I.: 0604070417**

## **DEDICATORIA**

A Dios, por haberme dado y brindado sabiduría, salud y constancia para culminar este Tesis aplicada, ya que Él me ha enseñado a ser constante en las metas y sueños propuestos para cada día ser mejor persona, estudiante y profesional.

A mis padres Franklin Marcelo, Ximena de Lourdes y mis abuelitos, por los valores, apoyo y motivación constante que me ha permitido ser una persona de bien y con dedicación para los retos que se vendrán a futuro. Gracias por su infinito amor.

A mis compañeros de trabajo de la DIAF - Gerencia de Aseguramiento de la calidad por compartir su conocimiento que me ha sido de gran utilidad para desempeñarme en el campo aeronáutico con profesionalismo y responsabilidad.

A mis maestros por el apoyo brindado en el desarrollo de esta tesis y a quienes nunca desistieron al compartir sus conocimientos muchas gracias.

**MARCELO VÍCTOR DILLON ALMEIDA**

## AGRADECIMIENTO

Quiero expresar mi agradecimiento:

### **A mi madre, mis hermanas y abuelos:**

Razón de mi vida y fuente inagotable de amor, a ellos, que con su infinita ternura guiaron mis pasos y me permitieron hacer realidad mi sueño. Su apoyo incondicional y su confianza me llevaron a culminar con éxito este proyecto de vida, haciendo en mi un hombre responsable, perseverante y un gran profesional.

### **A mi padre FRANKLIN MARCELO DILLON CUSTODE:**

Sus enseñanzas me ayudan a enfrentar la vida, su ejemplo y sus consejos me estimulan a ser una mejor persona con valores y virtudes. Siempre estaré eternamente agradecido contigo padre.

Gracias Padre por haber existido y por ser hoy la luz de mi vida, a pesar de nuestra distancia física siento que estás conmigo siempre apoyándome, guiándome en cada paso que doy, y aunque nos faltaron muchas cosas por vivir juntos hoy te siento más cerca que nunca. **¡Esto es para ti Padre mío!**

### **A la Unidad de Gestión de Tecnologías y la Carrera de Mecánica Aeronáutica Mención Motores:**

Por haberme abierto las puertas del conocimiento y permitirme contar con el concurso de sabios maestros, quienes se hicieron participes con sus conocimientos y me han motivado para la culminación de mis estudios profesionales.

MI IMPERECEDERO AGRADECIMIENTO

Marcelo Víctor Dillon Almeida

## ÍNDICE DE CONTENIDOS

<b>CERTIFICACIÓN .....</b>	<b>i</b>
<b>AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD .....</b>	<b>ii</b>
<b>AUTORIZACIÓN .....</b>	<b>iii</b>
<b>DEDICATORIA .....</b>	<b>iv</b>
<b>AGRADECIMIENTO .....</b>	<b>v</b>
<b>ÍNDICE DE CONTENIDOS .....</b>	<b>vi</b>
<b>ÍNDICE DE TABLAS .....</b>	<b>ix</b>
<b>ÍNDICE DE FIGURAS .....</b>	<b>x</b>
<b>RESUMEN .....</b>	<b>xii</b>
<b>ABSTRACT .....</b>	<b>xiii</b>

### CAPÍTULO I

#### TEMA

1.1. Antecedentes .....	1
1.2. Planteamiento del problema.....	3
1.3. Justificación .....	4
1.4. Objetivos.....	5
1.4.1. Objetivo general.....	5
1.4.2. Objetivos específicos .....	5
1.5. Alcance .....	5

### CAPÍTULO II

#### MARCO TEÓRICO

2.1. Fairchild Hiller FH-227 .....	6
2.2. Desarrollo del FH-227 .....	7
2.3. Versiones .....	8
2.4. Producción .....	8
2.5. Especificaciones técnicas de Fairchild Hiller FH-227D.....	9
2.5.1. Características generales.....	9
2.5.2. Rendimiento.....	9
2.6. Motor turbo hélice .....	10
2.6.1. Características y usos.....	10

2.7.	Motores de turbina de gas .....	13
2.8.	Motor turbo hélice Rolls Royce Dart.....	23
2.9.	Especificaciones.....	26
2.10.	Habilitación de sistemas en aeronaves.....	27
2.10.1.	Procesos de habilitación de sistemas de aeronaves .....	27
2.11.	Sistema de arranque de la aeronave FH-27J.....	28
2.11.1.	Descripción general .....	28
2.11.2.	Operación.....	29

### **CAPÍTULO III**

#### **DESARROLLO DEL TEMA**

3.1.	Consideraciones generales .....	40
3.2.	Estudio de alternativas .....	40
3.3.	Habilitación.....	41
3.4.	Pruebas de funcionamiento y conformidad de operación.....	54
3.5.	Descripción de procedimientos de operación, mantenimiento y calibración.....	55
3.5.1.	Antes del arranque .....	55
3.5.2.	Chequeos antes del arranque.....	57
3.5.3.	Chequeos en el compartimiento de cabina antes del arranque .....	58
3.5.4.	Compartimiento de cabina antes del arranque (baterías internas) .	59
3.5.5.	Arranque del motor .....	59
3.5.6.	Después del arranque .....	60
3.5.7.	Durante el arranque.....	60
3.5.8.	Apagado del starter .....	60
3.5.9.	La aeronave está en plataforma .....	61
3.5.10.	Mantenimiento y calibración .....	61
3.5.11.	Análisis de costos .....	61

### **CAPÍTULO IV**

#### **CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES**

4.1.	CONCLUSIONES .....	64
4.2.	RECOMENDACIONES.....	64



<b>GLOSARIO DE TÉRMINOS .....</b>	<b>66</b>
<b>ABREVIATURAS.....</b>	<b>69</b>
<b>BIBLIOGRAFÍA .....</b>	<b>70</b>
<b>ANEXOS .....</b>	<b>71</b>

## ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1 Chequeos externos antes del arranque .....	30
Tabla 2 Chequeos en el compartimiento de cabina antes del arranque.....	31
Tabla 3 Chequeos en el compartimiento de cabina antes del arranque (baterías internas).....	33
Tabla 4 Arranque.....	33
Tabla 5 Después del Arranque .....	34
Tabla 6 Chequeos previos a 1200 y 1500 rpm .....	35
Tabla 7 Chequeo apagado del motor.....	36
Tabla 8 Chequeos externos antes del arranque .....	57
Tabla 9 Chequeos en el compartimiento de cabina antes del arranque.....	58
Tabla 10 Chequeos en el compartimiento de cabina antes del arranque (baterías internas).....	59
Tabla 11 Arranque.....	59
Tabla 12 Después del Arranque .....	60
Tabla 13 Chequeo apagado del starter .....	60
Tabla 14 Material de apoyo.....	62
Tabla 15 Costos de Habilitación .....	62
Tabla 16 Costos Adicionales.....	63

## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 Fairchild-Hiller FH-227B .....	6
Figura 2 Composición Motor Turbo Hélice .....	11
Figura 3 Ciclo Termodinámico .....	12
Figura 4 Motores Turbina Axia.....	13
Figura 5 Reductor Tipo Planetario .....	15
Figura 6 Sistema de Torquímetro Simple.....	17
Figura 7 Componentes de la señal de torque negativo .....	19
Figura 8 Diagrama simplificado de los controles de gestión de la potencia para un motor Garrett TPE331 .....	20
Figura 9 Hélice para un motor turbohélice Garrett TPE331.....	23
Figura 10 Rolls-Royce RB.53 Dart diseño de turbohélice británico.....	25
Figura 11 Rolls Royce Dart montado en un Fokker F-27 .....	26
Figura 12 Starting Selector Switch Engine N° 1 .....	39
Figura 13 Conexiones eléctricas starting selector switch engine N° 1 .....	39
Figura 14 Conjunto de accionamiento embrague del starter .....	41
Figura 15 Chequeo funcional del starter .....	42
Figura 16 Inspección del Rotor del starter.....	42
Figura 17 Verificación polos de conexión starter .....	43
Figura 18 Inspección visual banda motor arranque.....	43
Figura 19 Comprobación de medida de las escobillas 0.6875 in .....	44
Figura 20 Verificación del estado de los resorte y asientos de escobillas.....	44
Figura 21 Medida de escobillas 0.800 in.....	45
Figura 22 Limpieza rotor, banda y tapa de la carcasa del starter .....	46
Figura 23 Inspección visual y limpieza del estator, béndix y eje del starter .....	46
Figura 24 Inspección visual del rodamiento del eje del starter .....	47
Figura 25 Proceso de pintado del starter .....	47
Figura 26 Restauración cableado eléctrico sistema de arranque .....	49
Figura 27 Planta eléctrica externa .....	49
Figura 28 Puerto de conexión planta externa 28 V .....	50
Figura 29 Relay Starter 1 .....	50
Figura 30 Conexión de cableado P6N2A .....	51
Figura 31 Compartimiento MLG R/H cableado P6N2A.....	51

Figura 32 Aislamiento Cables P6N2A .....	52
Figura 33 Cinta de Alta Temperatura.....	52
Figura 34 Conexión terminales del indicador tacómetro .....	53
Figura 35 Conexión eléctrica del cableado en cabina .....	53
Figura 36 Circuit breaker starter panel eléctrico N° 2.....	54
Figura 37 Área segura .....	56
Figura 38 Área Libre de Objetos .....	56

## RESUMEN

El presente trabajo de graduación, fue realizado con la finalidad de habilitar el sistema de arranque del motor # 1 del **AVIÓN FAIRCHILD FH27-J** perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE, el mismo que podrá ser utilizado como material didáctico en el proceso de enseñanza aprendizaje de los estudiantes de dicha institución educativa.

El proyecto ofrece información general acerca del funcionamiento del **sistema de arranque** de la aeronave, también se detallan los procedimientos de encendido, arranque y apagado de la misma. Se dio inicio al desarrollo del proyecto con la habilitación del sistema de arranque, haciendo uso de los manuales correspondientes y la guía oportuna del tutor. Posteriormente, se procedió con la **inspección** del estado de los componentes del sistema, durante la misma se pudo observar que todo el cableado estaba cortado, así como el deterioro de los componentes eléctricos, por lo tanto, se consideró necesario realizar un proceso de **mantenimiento** de dichos elementos y posteriormente aplicar las pruebas operacionales correspondientes.

Finalmente, luego de haber concluido con el proceso de **habilitación** del sistema de arranque del motor # 1 del AVIÓN FAIRCHILD FH27-J de manera exitosa, los estudiantes de la Universidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE podrán contar con una herramienta útil y funcional para la realización de sus prácticas.

### **PALABRAS CLAVE:**

- AVIÓN
- SISTEMA DE ARRANQUE
- INSPECCIÓN
- MANTENIMIENTO
- HABILITACIÓN

## ABSTRACT

This graduation project, was made with the purpose of enabling the starting system of the engine of the # 1 FAIRCHILD FH27-J **AIRCRAFT** belonging to the Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE, which will be able to be used as didactic material in the teaching-learning process of the students of that educational institution.

The project offers general information about the operation of the aircraft's **starting system**, the procedures for ignition, starting and shutting down the aircraft are also detailed. The development of the project began with the activation of the starting system, making use of the corresponding manuals and the appropriate tutor's guide. Afterwards, the state of the system components was **inspected**, during which it was possible to observe that all the wiring was cut as well as the deterioration of the electrical components, it was therefore considered necessary to carry out a process of **maintenance** of these elements and subsequently apply the corresponding operational tests.

Finally, after having successfully completed the process of **enabling** the FAIRCHILD FH27-J airplane engine # 1 starting system, the students of the Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Amardas – ESPE will be able to count on a useful functional tool for the accomplishment of their practices.

### **KEYWORDS:**

- AIRCRAFT
- STARTING SYSTEM
- INSPECTED
- MAINTENANCE
- ENABLING

# CAPÍTULO I

## TEMA

“HABILITACIÓN DEL SISTEMA DE ARRANQUE DEL MOTOR # 1 DEL AVIÓN FAIRCHILD FH27-J PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS – ESPE”

### 1.1. Antecedentes

La Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE promueve la creación, desarrollo, transmisión y difusión de la ciencia, la técnica y la tecnología; formando académicos, científicos, profesionales e investigadores de excelencia, creativos, humanistas con capacidad de liderazgo, pensamiento crítico, y alta conciencia ciudadana.

En los talleres de la UGT se ha impartido grandes conocimientos en base a prácticas tutoradas realizadas por docentes y estudiantes, ya que promueve la técnica que el estudiante necesita para su vida laboral. En el transcurso de las mismas, se ha adquirido conocimientos de manera teórica y práctica de algunos sistemas de los motores existentes; por lo cual es importante que los estudiantes desarrollen habilidades, destrezas, el aprendizaje significativo para que sean capaces de adaptarse y desempeñar cualquier función en la vida profesional siendo: competitivos, eficaces y eficientes.

Debido al avance científico y tecnológico de las exigencias de la sociedad actual es de suma importancia que el centro de educación de la UGT posea locaciones y talleres que estén a la par de la tecnología y mucho más si se relaciona con la aviación.

Las prácticas realizadas en los talleres de la UGT, se ha efectuado de modo general, por lo que es necesario conocer procedimientos para el correcto funcionamiento de un determinado sistema del motor como es el sistema de arranque de sus partes y componentes, que ayudan al correcto rendimiento y funcionamiento aplicados en una aeronave como el Avión Fairchild.

Por la relevancia del tema se desarrolló el proyecto de: “HABILITACIÓN DEL SISTEMA DE ARRANQUE DEL MOTOR # 1 DEL AVIÓN FAIRCHILD FH27-J PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS – ESPE”, cuya conclusión final fue: conocer la operación, funcionamiento y mantenimiento del sistema de arranque del motor. Este sistema ayudará en el ámbito académico facilitando el desarrollo en las prácticas para que los estudiantes adquieran habilidades y destrezas que conllevarán a un aprendizaje significativo. La rehabilitación del sistema de arranque del motor del avión Fairchild provee el desarrollo práctico para los estudiantes de la UGT en su rama tecnológica.

Preciso a la relevancia de las investigaciones en el campo aeronáutico se han realizado trabajos que han brindado excelentes resultados entre estos tenemos:

- Simuladores
- Bancos de pruebas
- Soportes de seguridad
- Bancos hidráulicos, entre otros.

El proyecto de grado realizado por el Sr. Pulupa Vaca Danny “Rehabilitación del sistema de combustible para el correcto desempeño del motor Teledyne continental modelo 10 – 360 para la carrera de mecánica aeronáutica de la UGT”, su conclusión fue facilitar el aprendizaje académico con la innovación de un material para el desarrollo de prácticas académicas en el taller.

Por lo mencionado; la necesidad latente en los talleres de la carrera de Mecánica Aeronáutica es elemental que se desarrollen trabajos investigativos que faciliten la optimización e innovación para desarrollar habilidades y destrezas que facilitarán la acreditación institucional.

Siendo la UGT un centro de educación superior que forma mano de obra calificada para el mantenimiento de aeronaves, es importante que cuente con talleres con equipos y herramientas para que los estudiantes puedan desarrollar prácticas similares al campo laboral razones más que suficientes para desarrollar este tipo de investigaciones.



## **1.2. Planteamiento del problema**

La UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS – ESPE necesita métodos de enseñanza prácticos que permitan al estudiante lograr niveles de aprendizaje más altos, por lo que los estudiantes desde años atrás no han alcanzado un grado de conocimientos efectivo y apropiado en el campo práctico.

Uno de los principales problemas fundamentales es que la mayoría de docentes no aplican métodos prácticos necesarios para educar y enseñar, actualmente es indispensable que los educadores lleven a cabo un plan de estudio eficaz en los cuales acudan a métodos teóricos, audiovisuales, manuales, maquetas y el conocimiento práctico, y de esta manera cumplir con las exigencias académicas que llegarán a alcanzar un conocimiento práctico eficaz en la carrera de Mecánica Aeronáutica – Mención motores. De no hacerlo los estudiantes son víctimas de fracasos en el campo laboral y no tendrán muchas fuentes de empleo en su futuro.

La necesidad de implementar un sistema de arranque real y funcional surge como herramienta de estudio para los docentes y estudiantes con la finalidad de reforzar, conocer y aplicar sus conocimientos prácticos en el funcionamiento de un motor de avión, ya que el conocimiento práctico de un buen técnico aeronáutico es una de las bases esenciales para tener un gran futuro en el campo de la aviación.

Esto conlleva a que la UGT logre ser un centro de educación superior de calidad exigido por organismos reguladores como: Consejo de Educación Superior (CES), Consejo de Acreditación y Aseguramiento de la Calidad de Educación Superior (CEAACES), Secretaria Nacional de Educación Superior Ciencia y Tecnología e Innovación (SENESCYT).

### 1.3 Justificación

Dada la gran falta de herramientas, equipos necesarios y útiles para el proceso de formación de los estudiantes. Esta investigación tiene el propósito de que la UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS de la UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS - ESPE cuente con un proyecto innovador y necesario para realizar las prácticas tutoradas con base en los conocimientos adquiridos en cada clase, de esta manera se irá fortaleciendo las habilidades y destrezas que requiere un técnico aeronáutico.

Con la experiencia obtenida en el transcurso de estos años de estudio, es oportuna la implementación de un sistema de arranque real y funcional que ayude a la carrera de Mecánica Aeronáutica Mención Motores para las nuevas generaciones que cruzaran por las aulas de nuestra Institución.

La cual ayuda a:

- (i) Enriquecer el rendimiento académico.
- (ii) Consolidar conocimientos con respecto al uso de equipos y herramientas.
- (iii) Despertar interés en el estudiante.
- (iv) La inserción laboral.
- (v) Incentivar la investigación.

Este proyecto investigativo permitirá cubrir las necesidades de los estudiantes con respecto a las prácticas académicas, puesto que cumplirá con exigencias como el Consejo de Educación Superior (CES) impuestas por la Ley Orgánica de Educación Superior (LOES). Además, se beneficiarán los docentes ya que contarán con un sistema de arranque real y funcional para un adecuado desarrollo de prácticas para un buen aprendizaje.

En razón a lo expuesto es importante la innovación tecnológica de los talleres de mecánica para mejorar la aplicación práctica de los conocimientos adquiridos, esto será de mucha ayuda para los estudiantes de la carrera de mecánica en la actualidad y para las futuras generaciones.

## **1.4 Objetivos**

### **1.4.1 Objetivo general**

Habilitar el sistema de arranque del motor # 1 del AVIÓN FAIRCHILD FH27-J, de la Carrera de Mecánica Aeronáutica – Mención Motores de la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE.

### **1.4.2 Objetivos específicos**

- Verificar el estado actual de los componentes del sistema de arranque por medio de la técnica de inspección visual y pruebas operacionales
- Determinar equipos/herramientas, datos técnicos aplicables y materiales que sean requeridos para efectuar el trabajo de mantenimiento, habilitación del sistema de arranque.
- Ejecutar la habilitación del sistema de arranque y pruebas operacionales de arranque del motor # 1 del Avión Fairchild FH27-J.

## **1.5 Alcance**

El presente proyecto está dirigido a la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE, el mismo que permite y facilita a los estudiantes y docentes realizar los procedimientos prácticos en el avión Fairchild FH27-J aplicables al sistema de arranque a fin de documentarlos y se puedan reproducir en futuras prácticas de laboratorio en la Carrera de Mecánica Aeronáutica – Mención Motores.

## CAPÍTULO II

### MARCO TEÓRICO

#### 2.1. Fairchild Hiller FH-227

Las relaciones entre Fokker y Fairchild comienzan hacia el año 1952. Ambos constructores habían trabajado anteriormente en la búsqueda de un avión que lograra reemplazar el DC-3. En un principio Fairchild logra obtener la licencia de fabricación de los aviones de entrenamiento Fokker S.11, S.12 y S.14. El 26 de abril de 1956 Fairchild llega a un acuerdo con Fokker para construir bajo licencia el Fokker F27, por entonces en desarrollo en Holanda y se decide la construcción de la fábrica en Hagerstown, Maryland. El primer pedido americano por los aviones producidos por Fairchild no tarda en llegar: en abril de mismo año se recibe una orden inicial de la aerolínea West Coast Airlines por cuatro aviones, a la que les siguieron en mayo un nuevo pedido de Bonanza Airlines de tres unidades y en junio siete más para Piedmont Airlines. (AVIA.PRO, 2018)

El primer F-27 producido por Fairchild es entregado a su cliente, poco tiempo antes que la fábrica Fokker en Schiphol-Holanda haya entregado su primer modelo de serie. Los aviones producidos por Fairchild recibieron denominaciones diferentes a los modelos holandeses:



**Figura 1** Fairchild-Hiller FH-227B

**Fuente:** (TARINGA.NET, 2018)

F.27-100 producido por Fokker equivalía al F-27 de Fairchild. F.27-200 al F-27A de Fairchild. F.27-300 al F-27B de Fairchild.

Fairchild por su parte desarrolla versiones propias, como la F-27F (un avión VIP en configuración ejecutiva), el F-27J, más pesado y con turbopropulsores Dart Mk 532-7 para la Allegheny Airlines y el modelo de prestaciones mejoradas en alta cota F-27M. (AVIA.PRO, 2018)

## **2.2. Desarrollo del FH-227**

En 1964 Fairchild se fusiona con el fabricante Hiller, creando así la Fairchild Hiller Corporation y comienzan los estudios de desarrollo para un avión de mayor capacidad, siempre utilizando como base de desarrollo el Fokker F-27 y su planta motriz Rolls-Royce Dart. (AVIA.PRO, 2018)

Se cambia la denominación de los aviones producidos, que en el futuro se llamarán FH-227.

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

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

El primer aparato realizó su vuelo inaugural el 27 de enero de 1966, recibió la certificación de la FAA en junio del mismo año y a principios de julio se entrega el primer ejemplar a la Mohawk Airlines. Esta compañía había seguido con mucho detalle todo el desarrollo y producción de sus aviones, teniendo permanentemente un representante técnico en la fábrica de Hagerstown. (AVIA.PRO, 2018).

### 2.3. Versiones

- **FH-227**

Versión inicial motorizada con Dart 7 Mk 532-7 de 2.250 CV. Estos motores tenían una reducción de 0.093:1. Peso máximo en despegue 19.730 kg (43.500 lb).

- **FH-227B**

Versión reforzada de mayor peso, pedida por Piedmont Airlines en abril de 1966 y que entrará en servicio en marzo de 1967. Como planta motriz se instalan Dart Mk 532-7L de 2.250 cv y el avión es equipado con hélices de mayor diámetro. El peso máximo en despegue pasa a 20.640 kg (45.500 lb).

- **FH-227C**

Básicamente un FH-227 con las hélices del FH-227B. Mismo peso máximo al despegue y motorización.

- **FH-227D**

Versión pasajeros-carga convertible. Equipada con frenos mejorados ABS y sistema de flaps con posiciones intermedias para el despegue. Motores Dart 7 532-7C o Dart 7 Mk 532-7L de 2.300 cv y reducción de 0.093:1. Peso máximo al despegue de 20.640 kg (45.500 lb).

- **FH-227E**

FH-227C modificado en FH-227D. Motorización Dart 7 Mk 532-7L de 2.300 CV. Peso máximo al despegue de 19.730 kg (43.500 lb). (AVIA.PRO, 2018).

### 2.4. Producción

Los números de constructor de Fairchild Hiller van de C/N 501 al C/N 579, de hecho, este último avión jamás fue terminado lo que da una producción de 78 aviones FH-227. Muchos de estos aviones fueron modificados a lo largo de su vida útil y pasaron de ser por ejemplo, convertidos de FH-227 a FH-227B u otras posibilidades según los deseos de los operadores. Pero en términos generales y tomando en cuenta su entrega inicial la producción puede dividirse en:

**FH-227** 33 aviones

**FH-227B** 37 aviones

**FH-227D** 8 aviones

## **2.5. Especificaciones técnicas de Fairchild Hiller FH-227D**

### **2.5.1. Características generales**

- **Tripulación:** 3 (piloto, copiloto y sobrecargo)
- **Capacidad:** 48 a 52 pasajeros.
- **Longitud:** 25,5 m (83,7 ft)
- **Envergadura:** 29 m (95,1 ft)
- **Altura:** 8,4 m (27,6 ft)
- **Peso vacío:** 18 600 kg (40 994,4 lb)
- **Peso útil:** 6 180 kg (13 620,7 lb)
- **Peso máximo al despegue:** 20 640 kg (45 490,6 lb) . Máximo al aterrizar: 20.410 kg
- **Planta motriz:** 2× turbohélice Rolls-Royce Dart 532-7L.
- **Potencia:** 1 692 kW (2 268 HP; 2 300 CV) cada uno.
- **Hélices:** Cuadripala Rotol. Régimen máximo: 16.500 rpm, Posiciones: Ground fine pitch 0°, Flight fine pitch 16°, Cruise pitch 28° y Feathered con 83°.
- **Diámetro de la hélice:** 3,81 m (12,5 ft)

### **2.5.2. Rendimiento**

- **Velocidad nunca excedida ( $V_{ne}$ ):** 478 km/h (297 MPH; 258 kt)
- **Velocidad máxima operativa ( $V_{no}$ ):** 420 km/h (261 MPH; 227 kt)
- **Velocidad crucero ( $V_c$ ):** 407 km/h (253 MPH; 220 kt)

- **Velocidad de entrada en pérdida ( $V_s$ ):** 157 km/h (98 MPH; 85 kt)
- **Velocidad mínima controlable ( $V_{mc}$ ):** 166 km/h (103 MPH; 90 kt)
- **Alcance:** 2 661 km (1 437 nmi; 1 653 mi)
- **Techo de vuelo:** 8 535 m (28 002 ft)

Estos motores permitían un máximo de 15.000 rpm, y se recomendaba evitar operaciones entre los 8.500 y 9.500 rpm. El máximo de temperatura permitido era de 930° en el arranque y 905° en la fase de despegue por cinco minutos. (AVIA.PRO, 2018)

- **Caja de reducción del motor:** 0,093:1.
- **Flaps:** 7 posiciones.
- **Combustible:** 5.150 l (1.364 galones).
- **Consumo:** 202 gal/hora.

## 2.6. Motor turbo hélice

La propulsión en un motor turbohélice se realiza por la conversión de la mayor parte de la energía de la corriente de gas en potencia mecánica para arrastrar al compresor, accesorios, y carga de la hélice. Solo una pequeña cantidad (aproximadamente el 10 por ciento) del empuje del chorro está disponible por la corriente de gas de relativamente baja presión y baja velocidad creada por las etapas de turbina necesarias para arrastrar la carga extra de la hélice. (TARINGA.NET, 2018)

### 2.6.1. Características y usos

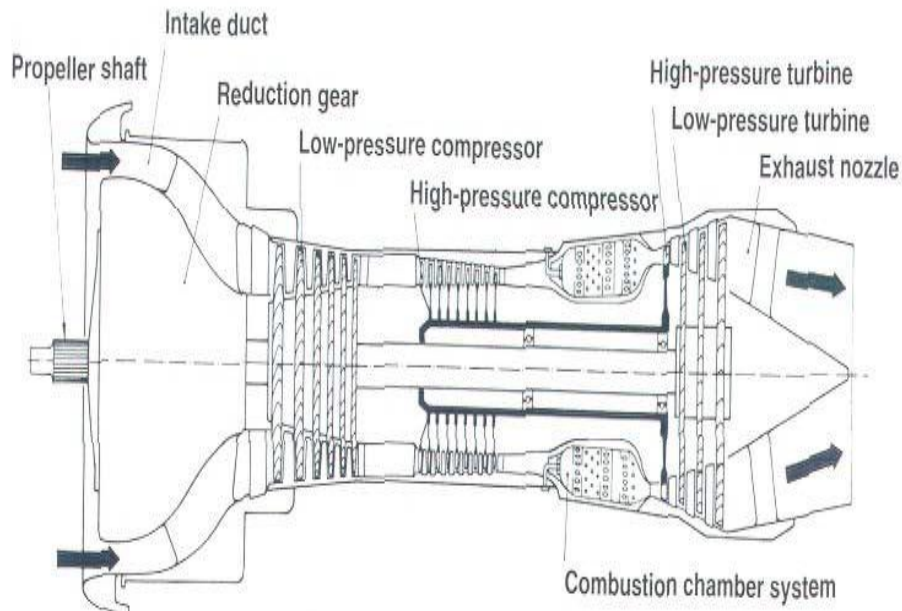
Las características y usos del turbohélice son como sigue:

1. Alto rendimiento propulsivo a bajas velocidades, lo cual resulta en cortas carreras de despegue pero que disminuye rápidamente a medida que la velocidad aumenta. El motor es capaz de desarrollar alto empuje a bajas velocidades porque la hélice puede acelerar grandes cantidades de aire a partir de velocidad 0 hacia delante del avión.



2. Tiene un diseño más complicado y es más pesado que un turboreactor.
3. Un consumo específico de combustible (TSFC) más bajo que el turboreactor.
4. Combinación motor y hélice con mayor área frontal lo cual necesita trenes de aterrizaje mayores para los aviones de ala baja, pero que no necesariamente aumenta la resistencia parasitaria.
5. Posibilidad de empuje inverso eficaz.

Estas características demuestran que los motores turbohélices son superiores para despegar con cargas pesadas en pistas de longitud corta y media. Normalmente los turbohélices están limitados en velocidades hasta aproximadamente 500 mph (805 km/h), ya que el rendimiento de la hélice cae rápidamente con velocidades mayores a causa de la formación de ondas de choque. No obstante, los investigadores en la Hamilton Standard division of United Technologies Corporation y otros están intentando superar, o ampliar esta limitación experimentando con hélices multipalas de cuerda ancha y diámetro pequeño, que dicen ser más rentables que el turbofan de gran relación de paso.



**Figura 2** Composición Motor Turbo Hélice

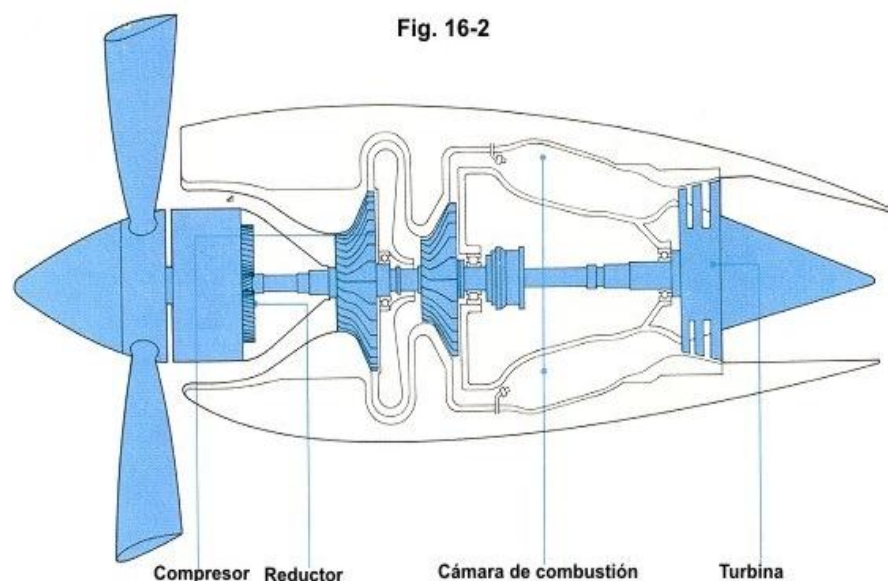
**Fuente:** (TARINGA.NET, 2018)

Mientras que el diseño básico de un turbohélice es similar a un turboreactor puro, principalmente difiere en:

- Una turbina adicional para arrastrar a la hélice,
- Una disposición de dos conjuntos de rotación, y,
- Un engranaje reductor para convertir la alta velocidad rotacional de la turbina en una velocidad más moderada para la hélice.

Un turborreactor está diseñado para acelerar una masa de flujo de aire relativamente baja a una alta velocidad de escape, inversamente, un turbohélice está diseñado para acelerar una gran masa de flujo de aire a baja velocidad. Esto como resultado nos da un rendimiento de combustible inmejorable, aunque a costa de la velocidad de vuelo y el ruido en cabina.

El ciclo termodinámico es igual al del reactor puro. En el reactor puro, la propulsión es el resultado de la reacción sobre la masa acelerada, en tanto que en el turbohélice se obtiene por medio de la tracción de la hélice que recibe la energía procedente de la aplicada a la turbina que la mueve. La velocidad de salida de los gases de escape es pues ya muy reducida, porque la energía cinética de los gases en la expansión ha sido captada casi en su totalidad por las turbinas para mover al compresor o compresores y la hélice. Solo un pequeño empuje residual se obtiene en el turborreactor base, procedente de la energía que aún queda en la expansión después de la última turbina, pero este empuje es muy pequeño comparado con la tracción de la hélice.



**Figura 3** Ciclo Termodinámico

**Fuente:** (TARINGA.NET, 2018)

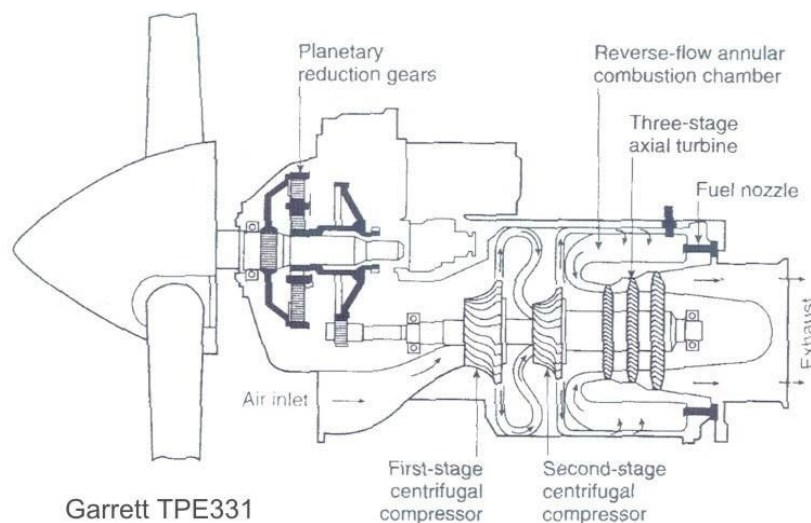
La energía obtenida en un turbohélice se puede expresar en forma de potencia transmitida al árbol de la hélice, cosa que no ocurre en el turboreactor, al que solo en el caso de que consideremos la velocidad del avión que propulsa, podemos hallar su potencia equivalente. En un turbohélice funcionando, pero estando aun en reposo, hay una verdadera potencia en el árbol de la hélice de forma similar a la de los motores alternativos, esto es, potencia disponible.

La cual se puede medir mediante un freno.

Los turbohélices pueden adoptar diversas configuraciones según el turboreactor básico con el que formen un grupo motopropulsor. Las configuraciones pueden ser:

- Turboreactores puros de compresores axiales simples o dobles.
- Turboreactores puros de compresores centrífugos simples o dobles.
- Turboreactores puros de compresores mixtos (axiales y centrífugos).

## 2.7. Motores de turbina de gas



El compresor centrífugo de dos etapas de una sola cara activa en este motor turbohélice, está arrastrado por una turbina axial de tres escalones.

Fig. 16-3

### Figura 4 Motores Turbina Axial

Fuente: (TARINGA.NET, 2018)

Atendiendo a la forma en que la hélice recibe el movimiento, los turbohélices pueden ser:

- De turbina libre.
  - De turbina ligada.
1. El motor turbohélice típico puede descomponerse en conjuntos como sigue:  
El conjunto de la sección de potencia, que comprende los componentes principales usuales de los motores de turbina de gas (compresor, cámara de combustión, turbina, y la sección de escape).
  2. El conjunto de la caja o engranaje del reductor que contiene aquellas secciones peculiares para las configuraciones de turbohélice.
  3. El conjunto medidor de torque, usado para indicar la potencia desarrollada por el motor turbohélice. El torque del motor o momento de torsión es proporcional a los caballos de potencia y se transmite a través del reductor de la hélice.
  4. El conjunto de arrastre de accesorios.

Acoplamiento de la Turbina de Gas, Turbina Libre y Acoplamiento de la Caja de Engranajes a la Turbina Acoplamiento de la turbina con el compresor.

Los ejes de turbina están acoplados a los bujes posteriores de los compresores normalmente por unos dispositivos de acoplamiento y freno. Estos acoplamientos de acero, aseguran el eje de arrastre de la turbina con el compresor, y suelen tener un estriado en el diámetro exterior o en el interior que coincide con el estriado interno o externo del extremo delantero del eje de turbina. El acoplamiento puede tener una rosca a izquierdas en la parte delantera y una pestaña que sujeta el eje al buje posterior del compresor, también tiene un estriado para acoplar el útil o herramienta de apriete en su interior.

### **2.7.1. Arrastre de los accesorios**

En casi todos los motores alternativos, los accesorios tales como magnetos, bombas, alternadores, y puestas en marcha están montados detrás de los cilindros, pero en un motor turborreactor o turbohélice, la tobera de escape ocupa este valioso espacio. Por esta razón, deben elegirse otras localizaciones para los accesorios. (TARINGA.NET, 2018)

Los motores de turbina de gas tienen abundancia de aire comprimido para operar muchos de los componentes, los cuales, en un avión propulsado por un motor

alternativo, están arrastrados por engranajes dentro del motor. Algunos de estos accesorios son bombas hidráulicas, unidades de aire acondicionado, y diferentes actuadores.

Otros componentes, tal como bombas de aceite, bombas de combustible, unidades de control de combustible, y puestas en marcha, están arrastrados por engranajes cónicos desde el eje de arrastre compresor turbina. Existen dos localizaciones básicas para montar los accesorios arrastrados por engranajes: debajo del compresor de baja presión y debajo del compresor de alta presión detrás del fan. Pero a pesar de esto la variedad es muy grande, pues hay motores que lo tienen en la parte superior, otros tienen más de un carter de accesorios, bien buscando una mejor distribución o para cambiar la dirección de giro de un eje. (TARINGA.NET, 2018)

### A. Engranajes de Reducción

Los motores alternativos giran lo bastante lentos como para que algunos pequeños arrastren la hélice directamente desde el propio cigüeñal. Incluso los motores mayores que arrastran la hélice a través de una serie de engranajes de reducción apenas usan una relación de reducción de más de 1:2. Los motores turbohélices tienen un problema completamente distinto:

Puesto que la turbina gira a tan alta velocidad, normalmente se usan engranajes de reducción de planetarios de múltiples etapas, con relaciones en la gama de 1:10 (0'10) a 1:15 (0'0667) consideradas normales.

- 1. Corona
- 2. Satélites
- 3. Núcleo
- 4. Portasatélites

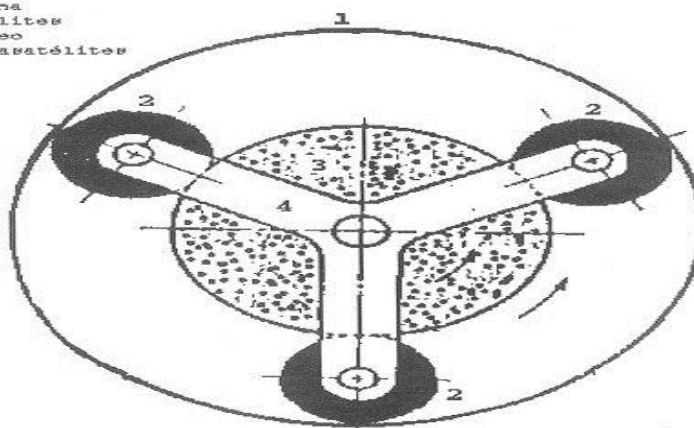


Fig. 16-4 REDUCTOR TIPO PLANETARIO

**Figura 5** Reductor Tipo Planetario

**Fuente:** (TARINGA.NET, 2018)

Un sistema planetario está formado por los siguientes elementos: Corona, núcleo y satélites.

Uno de los engranajes tiene que estar fijo, generalmente suele ser la corona. Imaginando este caso, el funcionamiento es como sigue:

El eje del motor moverá directamente el núcleo, en él engranan los satélites, existiendo una relación de movimiento entre ambos, que está en función de su diámetro o número de dientes.

A su vez los satélites engranan en la corona que está fija, lo que hará que estos se desplacen recorriendo la corona. Este movimiento es el que se transmite a la hélice.

En el propio reductor se suele encontrar el torquímetro o medidor de par, pues esta indicación es necesaria para conocer la potencia del motor. Así mismo esta señal se emplea para la determinación del ángulo de la pala de la hélice, pues en función del par disponible se adoptará el ángulo de ataque adecuado para que de esta forma el rendimiento sea el óptimo.

Algunos motores además llevan una señal para cuando este valor es inferior a ciertos límites (mini torque), poniendo automáticamente la hélice en bandera. Existen varias formas de montar los engranajes de reducción en un motor de turbina de gas.

En el motor Pratt & Whitney of Canadá PT6, la entrada de aire al motor está alrededor de la parte posterior, y la mayoría de los accesorios están montados detrás, el escape sale del motor cerca de la parte frontal, y los engranajes planetarios del reductor de la hélice están en la parte delantera, en línea con el eje compresor turbina.

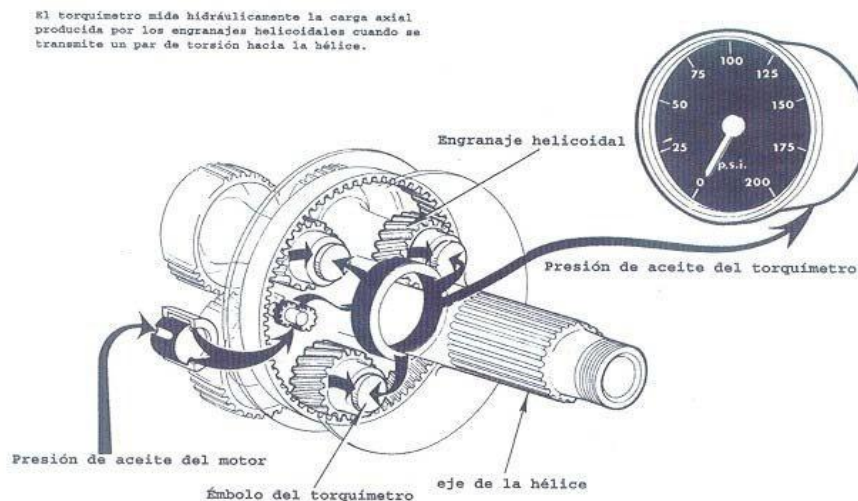


Fig. 16-7 SISTEMA DE TORQUÍMETRO SIMPLE

### Figura 6 Sistema de Torquímetro Simple

Fuente: (TARINGA.NET, 2018)

El gran motor Allison 501 (Fig. 16-8) extiende el engranaje reductor hacia fuera por delante del motor y lo sujeta por medio de montantes. Los engranajes reductores pueden situarse bien por encima o por debajo de la línea central del motor. Esto le permite al fabricante del avión un grado de libertad en el diseño de los conductos de entrada de aire para el motor.

El motor pequeño Garrett TPE331 (Fig. 16-3) tiene el engranaje reductor fuera de él, y como el Allison 501 (Fig. 16-8), puede montarse bien por encima o por debajo de la línea central del motor. (TARINGA.NET, 2018)

### B. Integración del Motor y Controles de la Hélice

Los motores turbohélices se usan en aviones que varían en tamaño desde los grandes transportes cuatrimotores pasando por los ejecutivos de tamaño medio y los relativamente pequeños bimotores. Lo que trataremos a continuación va dirigido hacia un turbohélice el cual consta de elementos y conjuntos típicos de muchos aviones turbohélices. (TARINGA.NET, 2018)

A diferencia del motor turboreactor, que produce empuje directamente, el motor turbohélice produce empuje indirectamente, ya que el conjunto de compresor y turbina suministra par a una hélice, que, como resultado produce la mayor parte de la

fuerza propulsiva que arrastra al avión. El control de combustible del turbohélice y el regulador (governor) de la hélice están conectados y trabajan en coordinación uno con otro.

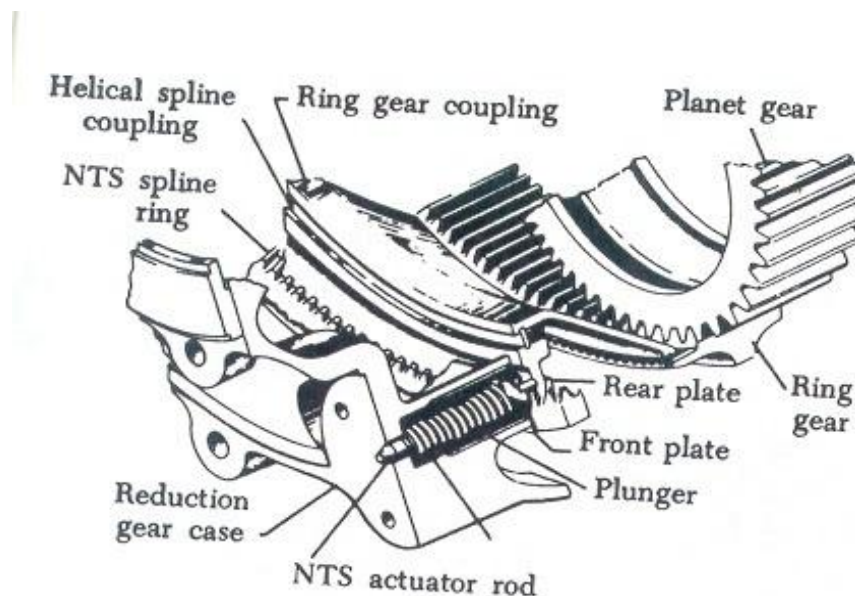
La palanca de potencia o mando de gases dirige una señal desde la cabina de mando al control de combustible para requerir una cantidad de potencia específica del motor. Juntos el control de combustible y el regulador de la hélice establecen la combinación correcta de r.p.m., flujo de combustible, y ángulo de ataque de las palas de la hélice para que la hélice cree el suficiente empuje para que proporcione la potencia deseada.

El sistema de control de la hélice está dividido en dos tipos de control: Uno para la operación en vuelo y otro para la operación en tierra. Para el vuelo, el ángulo de pala de la hélice y el flujo de combustible para cualquier ajuste dado de la palanca de potencia están regulados automáticamente de acuerdo a un programa predeterminado. Por debajo de la posición “ralentí de vuelo” de la palanca de gases, el programa de ángulo de pala coordinado con las r.p.m. se hace incapaz de manejar al motor eficazmente. Aquí es donde se encuentra la gama de operación en tierra, llamada gama “beta”. En la gama beta del cuadrante del mando de gases, el ángulo de la pala de la hélice no está regulado por el “governor” de la hélice, sino que está controlado por la posición de la palanca de potencia. Cuando la palanca de potencia se mueve por debajo de la posición de puesta en marcha “start”, el paso de la hélice se invierte para proporcionar empuje inverso y tener una rápida desaceleración del avión después del aterrizaje. (TARINGA.NET, 2018)

Una característica del turbohélice es que los cambios de potencia no están relacionados con la velocidad del motor, sino con la temperatura de entrada en turbina. Durante el vuelo la hélice mantiene una velocidad constante de motor. A esta velocidad se le conoce como el 100% de la velocidad nominal del motor, y es la velocidad por diseño a la que se obtiene más potencia y mejor rendimiento total. Los cambios de potencia están afectados por los cambios de flujo de combustible. Un incremento del flujo de combustible origina un aumento en la temperatura de entrada en turbina y un correspondiente aumento de la energía disponible en la turbina. La turbina absorbe más energía y la transmite a la hélice en forma de par (torque). La



hélice, para absorber el aumento de par, aumenta el ángulo de pala, manteniendo constante de esta manera las r.p.m.



**Fig. 16-9 Componentes de la señal de torque negativo**

**Figura 7** Componentes de la señal de torque negativo

**Fuente:** (TARINGA.NET, 2018)

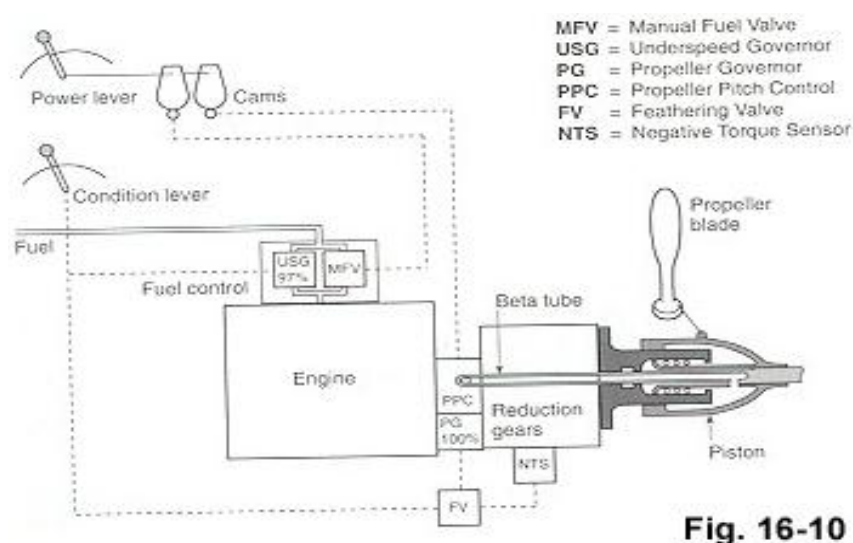
### C. Sobre velocidad y Dispositivos de Seguridad

Los turbohélices disponen de un sistema de control NTS (negative torque signal) (mini torque) el cual proporciona una señal que aumenta el ángulo de pala de la hélice para limitar el par negativo del eje. Cuando un par negativo predeterminado se aplica al reductor, la corona estacionaria se mueve hacia delante contra la fuerza de un muelle debido a una reacción de torsión generada por unas estrías helicoidales. En su movimiento hacia delante, la corona empuja dos varillas de actuación a través de la carcasa delantera del reductor. Una o ambas varillas se pueden usar como señal para la hélice y comenzar a aumentar el ángulo de pala de la hélice. Esta acción (hacia un ángulo de pala alto) continúa hasta que se suprime el par negativo, resultando en la recuperación de la operación normal de la hélice. (TARINGA.NET, 2018)

El sistema NTS (mini torque) funciona cuando concurren las siguientes condiciones operativas:

- Interrupciones temporales del combustible, cargas de ráfagas de aire sobre la hélice, descenso normal con programa de mezcla pobre, condiciones de alto sangrado de aire del compresor con ajustes de potencia bajos, y cortes de motor normales.
- El TSS (thrust sensitive signal) (señal sensora de empuje) es una característica de seguridad que actúa sobre la palanca de abanderamiento de la hélice. Si ocurre una pérdida de potencia durante el despegue, la resistencia al avance se limita a la de una hélice abanderada, reduciendo los peligros de guiñada en un avión polimotor. Este dispositivo automáticamente aumenta el ángulo de pala y hace que la hélice se abandere.
- El conjunto de la hélice, junto con el conjunto de control, mantienen unas r.p.m. constantes de motor para cualquier condición de ralentí de vuelo (gama alfa). Para el manejo en tierra y para el inversor (gama beta), la hélice puede operarse para proporcionar empuje cero o negativo.
- Típicamente, el modo o gama beta incluye las operaciones desde el 65 % hasta el 95 % de las r.p.m. nominales del motor, y el modo o gama alfa desde el 95 % hasta el 100 % de las r.p.m. nominales del motor.

La figura 16-10 muestra un diagrama simplificado de los controles de gestión de la potencia para un motor Garrett TPE331.



**Figura 8** Diagrama simplificado de los controles de gestión de la potencia para un motor Garrett TPE331

**Fuente:** (TARINGA.NET, 2018)

El control de paso de la hélice (PPC) está montado sobre el conjunto de engranaje reductor alineado con el centro del eje de la hélice. Este dirige el aceite hacia dentro y hacia fuera de la hélice para cambiar los ángulos de las palas durante las operaciones en tierra. Un extremo del tubo de transferencia, o tubo beta, se desplaza hacia atrás y hacia delante dentro del PPC para actuar como dispositivo de retroacción. El PPC está operado por una leva desde la palanca de potencia, y durante las operaciones de vuelo, no sirve ninguna otra función que no sea la de actuar como paso de aceite entre el governor de la hélice (PG) y la hélice.

El governor de la hélice está montado sobre el cárter reductor, y funciona de la misma forma que otros gobernadores de masas centrífugas, controlando la velocidad del motor desde el 97 % hasta el 100 % de r.p.m.

Por debajo del 97 % de r.p.m., el governor de baja velocidad (USG), que se encuentra dentro del control de combustible y está operado por la palanca de condición, regula la cantidad combustible permitida a fluir hacia el motor, para mantener las r.p.m. seleccionadas cuando el motor está por debajo de la velocidad controlada por el PG.

La válvula de combustible manual (MFV), también dentro del control de combustible, calibra el combustible en respuesta a la demanda de alta potencia de la palanca de potencia. Una válvula de puesta en bandera (FV) se opera manualmente moviendo la palanca de condición hasta su posición más posterior o automáticamente por el sensor de torque negativo (NTS). Corta el aceite desde el governor de la hélice y el aceite se drena de la hélice, permitiendo que los muelles de abanderamiento muevan las palas a su posición de abanderadas.

Cuando se pone en marcha el motor, la palanca de potencia está en su posición GROUND IDLE y la palanca de condición en la posición LOW RPM. Cuando el motor arranca, los topes de bloqueo de puesta en marcha en la hélice se retraen, y la palanca de potencia coloca el PPC sobre el tubo Beta, haciendo que la hélice se mueva hasta un ángulo de pala de 0°. El tubo Beta está unido al pistón de la hélice y se mueve hacia delante con el pistón a medida que las palas de la hélice se mueven hacia su ángulo de bajo paso. Los topes de bloqueo de ángulo cambian cuando el tubo Beta se desplaza dentro de la posición neutral.

La palanca de condición se usa para ajustar las r.p.m. deseadas a través del USG durante las operaciones en tierra, y la palanca de potencia varía el ángulo de la pala para mover el avión hacia delante o hacia atrás.

Cuando la palanca de potencia se mueve hacia delante, una leva en el PPC deja al descubierto una lumbrera de aceite sobre el extremo del tubo Beta, lo cual permite que el aceite en la hélice se drene dentro del cárter reductor. El muelle de abanderamiento y la fuerza de los contrapesos mueven al pistón y al tubo Beta hacia atrás, aumentando el paso de la hélice hasta que el tubo Beta, con su lumbrera de aceite tapada, alcanza una nueva posición neutral dentro del PPC. El PPC y el tubo Beta hacen que el paso de la hélice responda proporcionalmente al movimiento de la palanca de potencia.

Cuando el ángulo de la pala aumenta, el motor comienza a bajar velocidad, pero el USG, controlado por la posición de la palanca de condición, aumenta el flujo de combustible hacia el motor para mantener las r.p.m. seleccionadas.

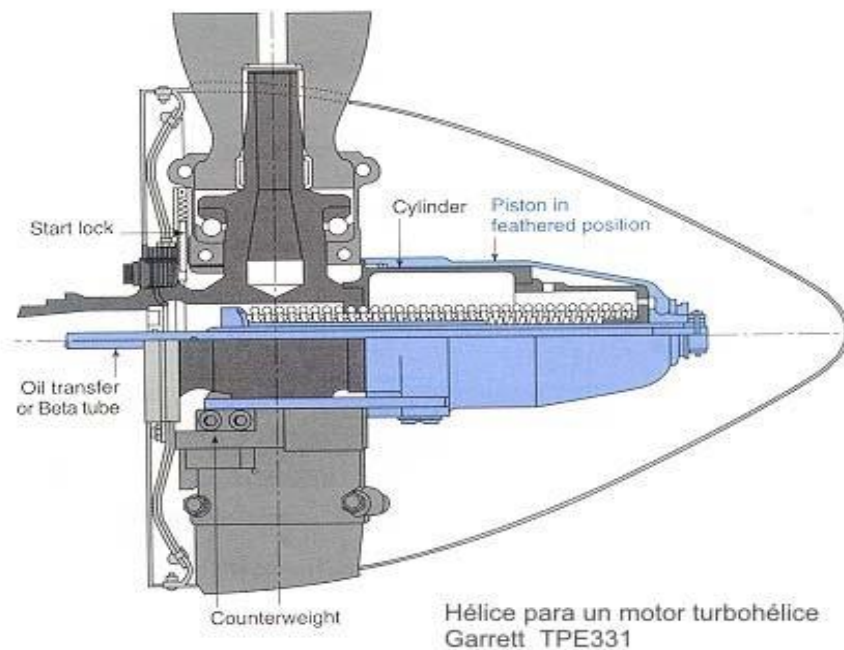
Cuando la palanca de potencia se mueve hacia atrás, una leva en el PPC abre un paso en el tubo Beta que dirige aceite a presión incrementada por el governor hacia dentro del pistón de la hélice. El pistón y el tubo Beta se mueven hacia delante, y el ángulo de la pala disminuye hasta que el tubo Beta encuentra una nueva posición neutral. Este ángulo de pala más bajo hace que aumenten las r.p.m. del motor, pero el USG reduce el flujo de combustible para mantener las r.p.m. seleccionadas.

Cuando la palanca de potencia se mueve a la posición de FLIGHT IDLE (ralentí de vuelo) y la palanca de condición se mueve a un ajuste más alto de r.p.m. (del 97 % al 100 %), el USG está completamente abierto y ya no afecta al funcionamiento del sistema. Ahora el control de las r.p.m. se realiza por el PG. En este punto, el PPC cubre la abertura en el tubo Beta de manera que ya no se desplaza aceite hacia dentro o hacia fuera de la hélice, y el paso permanece fijo.

Entonces la palanca de potencia controla el flujo de combustible a través de la MFV.

Cuando la palanca de potencia se mueve hacia delante desde su posición FLIGHT IDLE, esto abre a la MFV, y al mismo tiempo, la leva del PPC mantiene a la hélice en una posición de paso fijo, permitiendo que las r.p.m. aumenten.

La palanca de condición controla al PG y al USG. Cuando se mueve hasta la posición de TAKEOFF, o HIGH RPM, su varillaje mecánico ajusta al USG hasta el 97 % de r.p.m. y al PG hasta el 100 % de r.p.m. El USG calibra combustible adicional en el motor para aumentar su velocidad hasta el 97 %. Esto prepara al motor para el despegue.



**Figura 9** Hélice para un motor turbohélice Garrett TPE331

**Fuente:** (TARINGA.NET, 2018)

Con el motor rodando al 97 %, la palanca de potencia se mueve hacia la posición MAXIMUM. A medida que las r.p.m. aumentan por encima del 97 %, estas se aproximan al ajuste del PG.

Cuando el PG siente el 100 % de r.p.m., este se hace cargo del control de la hélice y aumenta el ángulo de la pala para absorber el incremento de potencia del motor y mantener el ajuste de r.p.m.

Cuando la palanca de potencia se mueve hacia atrás, el flujo de combustible disminuye, y el PG disminuye el ángulo de la pala para mantener las r.p.m. seleccionadas.

En el aterrizaje, el piloto retrasa la palanca de potencia para reducir el flujo de combustible, y cuando ya no hay suficiente combustible para que el PG mantenga el

ajuste de velocidad, las r.p.m. caen hasta la gama del USG. En este punto, la palanca de potencia controla a la hélice a través del PPC, y las r.p.m. se controlan por el USG calibrando suficiente combustible para evitar que la velocidad del motor caiga por debajo de la requerida por la posición de la palanca de condición. (TARINGA.NET, 2018)

Cuando la palanca de potencia se mueve a tope hacia atrás, las palas de la hélice entran en un ángulo negativo pre ajustado para producir empuje inverso.

Cuando el motor se para en vuelo, la hélice entra en su posición de abanderamiento.

La palanca de condición se mueve a su posición más retrasada. Esto cambia a la válvula de abanderamiento y permite que el aceite procedente de la hélice drene en la caja de engranajes. La fuerza combinada de los muelles de abanderamiento y los contrapesos de las cañas de las palas mueven al pistón hacia atrás, forzando al aceite fuera de la hélice y metiendo a las palas en su ángulo de bandera. La válvula de abanderamiento también puede operarse automáticamente por el sistema del sensor de torque negativo (NTS). Cuando el sensor de torque negativo en el reductor siente una pérdida de torque positivo, el aceite se dirige a la válvula de abanderamiento, cambiándola a la posición de bandera. Para des abanderar esta hélice se usa una bomba de aceite arrastrada por motor eléctrico.

Al aceite procedente del depósito del sistema de lubricación del motor se le incrementa la presión por medio de la bomba de desabanderado y se le dirige a través del tubo Beta hacia dentro de la hélice. Esto mueve al pistón hacia delante y a las palas a su posición de paso bajo. (TARINGA.NET, 2018)

## **2.8. Motor turbo hélice Rolls Royce Dart**

El Rolls-Royce RB.53 Dart fue un diseño de turbohélice británico de larga vida, fabricado por Rolls Royce Limited. Entró en producción a fines de los 40, equipando en principio el Vickers Viscount, que voló por primera vez en 1948. El Dart (toma su nombre del río inglés) se mantuvo en producción hasta 1987, cuando los últimos F-27 y H.S. 748 fueron fabricados.



**Figura 10** Rolls-Royce RB.53 Dart diseño de turbohélice británico

**Fuente:** (GUSTON, 1989)

### 2.8.1. Aplicaciones

Muy asociado al exitoso avión comercial Vickers Viscount de medio alcance, motorizó a varios modelos europeos y japoneses en las décadas de 1950 y 1960, incluyendo:

- Armstrong Whitworth AW.660 Argosy transporte de medio alcance (variante C Mk 1) Avro 748 Feeder
- Breguet Alizé, avión antisubmarino: Dart RDa 21 de 1950 hp con inyección de agua/metanol
- Fokker F27
- Grumman Gulfstream I avión de pasajeros/ejecutivo
- Handley Page Dart Herald
- Hawker Siddeley Andover transporte militar
- NAMC YS-11, diseño japonés, de alcance medio/corto

Algunos transportes Douglas DC-3 fueron modificados con motores Darts. La potencia de salida era de alrededor de 1.500 hp (1.120 kW) en las primeras versiones, y cerca del doble en las últimas, como la que equipó al NAMC YS-11 para las líneas

aéreas. Algunas versiones tenían incorporada la inyección de agua/metanol, que actuaba como un restaurador de energía en condiciones de altura y calor.

## 2.9. Especificaciones



**Figura 11** Rolls Royce Dart montado en un Fokker F-27

**Fuente:** (GUSTON, 1989)

### **Datos de Gunston:**

- **Tipo:** turbohélice
- **Compresor:** centrífugo de dos etapas
- **Combustión:** 7 cámaras
- **Turbina:** 3 etapas
- **Combustible:** kerosene
- **Potencia:** 1.800 shp
- **Compresión:** 5,4:1'
- **Consumo de aire:** 9,7 kg/s. (GUSTON, 1989)



## **2.10. Habilitación de sistemas en aeronaves**

Para el proceso de habilitación de cualquier sistema de una aeronave se debe considerar obtener los manuales efectivos y aplicables de acuerdo al número de serie y modelo, los datos técnicos de mantenimiento son elaborados por el fabricante, los cuales dan a conocer una descripción general, mantenimiento, función, pruebas operacionales, solución de problemas, precauciones y normas de seguridad a considerarse de todos los sistemas y componentes que componen la aeronave.

Si la aeronave se encuentra con su certificado de Aeronavegabilidad vigente se debe tomar en consideración la bitácora del avión ya que en este registro se encuentra las horas y ciclos de vuelo, el historial de mantenimiento realizado a la aeronave además puede brindar información de cualquier sistema o componente que haya sido reemplazado, reparado, alterado, modificado o este en proceso de mantenimiento lo cual permitirá tener un mejor criterio de cómo resolver alguna discrepancia encontrada en algún sistema, si la aeronave se encuentra fuera de operación ya sea por mantenimiento menor o mayor y se requiera devolverla a servicio es necesario verificar el programa de mantenimiento de la aeronave para conocer si se encuentra próximo a cumplirse alguna directiva de aeronavegabilidad, cambios de componentes por ciclos u horas límites de vuelo y servicios de fluidos, de esta forma se establece un programa de mantenimiento para mantener la aeronave en condiciones óptimas y seguras de operación.

### **2.10.1. Procesos de habilitación de sistemas de aeronaves**

Para el proceso de habilitación de los distintos sistemas de una aeronave se debe tomar en consideración lo siguiente:

- (i) El proceso de habilitación esta normado de acuerdo a la condición de la aeronave si se encuentra en servicio o no para así poder realizar la habilitación de acuerdo con los programas de mantenimiento del operador o el fabricante dependiendo la condición del avión, y de esta manera se procederá con los métodos adecuados para realizar las inspecciones de mantenimiento y pruebas operacionales para empezar con la habilitación de los sistemas.
- (ii) Inspección visual y operacional del sistema para determinar las condiciones de funcionamiento

- (iii) Evaluado el sistema o componente se determina cuáles son las causas de una operación anormal o la razón del no o mal funcionamiento para concluir si se necesita componentes, partes o restauración.
- (iv) El proceso de restauración y mantenimiento se lo realiza mediante información técnica aplicable a la aeronave o componente utilizando así un proceso adecuado que permita la adquisición de partes que sean efectivas para remplazo y posteriores pruebas de operación como sea aplicable.
- (v) Después del mantenimiento del sistema se procede con los chequeos de operacionales para comprobar si el sistema está en parámetros de funcionamiento normales o requiere ajustes.
- (vi) Cuando el sistema se ha restaurado la aeronave se puede liberar a operaciones normales.

## **2.11. Sistema de arranque de la aeronave FH27-J**

### **2.11.1. Descripción general**

Para el arranque en tierra del motor, el eje principal es rotado por un motor de arranque, el aire es aspirado dentro del motor por acción del compresor, y es forzado dentro de la cámara de combustión para mezclarse con combustible pulverizado.

La combustión es iniciada por una descarga eléctrica de alto voltaje adyacente a la pulverización, la integridad de la secuencia de arranque es gobernada por un circuito de control automático que des energiza el sistema cuando el motor se auto sustenta. El motor tiene instalado dos unidades de alta energía, cada unidad está conectada a una bujía de descarga superficial situadas en las cámaras de combustión No. 3 y 7 donde se produce chispa de alta intensidad y quema la mezcla de aire combustible, cuando la mezcla aire combustible se enciende, la flama se expande rápidamente por todo el motor a través de las tuberías de balance que interconectan las cámaras de combustión.

Para volver a encender en vuelo el motor el sistema de ignición estará energizado, ya que no es necesaria la operación del motor de arranque porque el motor será movido por el viento.

El motor de arranque tiene 4 polos, compuesto de un motor de 28 voltios que produce alrededor de 12 caballos de potencia y 575 amperios; por lo tanto, esta salida de potencia relativamente pequeña debe ser aplicada durante un periodo bastante larga para asegurar que el motor alcance la velocidad de partida.

El conjunto de la armadura se apoya por un rodamiento de bolas en el extremo exterior y por un soporte de rodillos en el extremo de giro, cada soporte está pre envuelto con grasa en el extremo de accionamiento. Un sello de aceite que lleva incorporado en el extremo de giro para excluir la niebla del aceite del motor.

El esfuerzo de torsión se transmite al motor a través de un resorte de carga tipo placa de embrague multidisco que protege el disco de arranque de la descarga excesiva. La unidad de embrague transmite al mecanismo de acoplamiento de arranque mediante un eje inclinado y engranes cónicos que proporcionan la reducción de la velocidad necesaria para permitirle al motor de arranque que alcance mucha potencia.

### **2.11.2. Operación**

#### **A) Actos previos:**

**ADVERTENCIA:** Asegúrese de que todo el personal este fuera del área de rotación de las hélices y el escape del motor.

1) Posicione la aeronave con dirección al viento, con un adecuado espacio a otra aeronave y estructuras cercanas; observe todas las indicaciones de pre encendido y precauciones de fuego. Asegúrese que el área donde se encuentra la aeronave esté libre de todo objeto que puede causar daño a los motores y hélices ya que esto puede causar algún impacto por ingestión de materiales. Sí prevalecen las condiciones invernales, asegúrese que todo los respiraderos y tomas de aire estén libres de hielo

**PRECAUCIÓN:** No encienda o corra un motor, sin una hélice o insuficiente lubricante en el depósito de aceite. El nivel de aceite no debe de ser menor a un galón ya que esto afectara al torque y presión de aceite.

2) Rote la hélice en cada dirección si existe un ruido inusual o una resistencia de rotación este hallazgo debe ser investigado y se deberá tomar medidas correctivas.

**PRECAUCIÓN:** Un voltaje bajo en el arranque dará como resultado un alto E.G.T durante el encendido.

- 3) Asegúrese que todo el equipamiento de arranque en tierra se encuentre en condición útil. **VER ANEXO D**

## B) Chequeos externos antes del arranque

**Tabla 1**

### Chequeos externos antes del arranque

ORDEN	CONDICIÓN
1) Planos principales y sección central	Bordes de ataque y todos los paneles seguros
2) Superficies de control de vuelo	Removidos los seguros externos (si los hay)
3) Hélices	Spinner asegurado
4) Motores	Cobertores removidos  Toberas de admisión y escape limpias.  Cowlings y paneles asegurados.  H.E. interruptores de aislamiento de ignición ON.  Indicadores de alivio de presión de los extintores de incendios intactos.
5) Tren de aterrizaje y ruedas	Pasadores y seguros de tierra puestos.  Ruedas correctamente infladas.  Strut del tren de aterrizaje serviciado.  Tacos en posición

<b>6) Planta externa</b>	Conecte y encienda  Para evitar falso (altas indicaciones de T.G.T, posicione la unidad de planta externa de manera que los gases de escape de la unidad no sean ingestados durante la corrida del motor.
<b>7) Intercomunicación externa</b>	Conectada.
<b>8) Puertas paneles y tapas de combustible</b>	Todas aseguradas.
<b>9) Escaleras, caballetes y todo equipamiento que no es usado durante el arranque.</b>	Removidos fuera del perímetro del avión
<b>10) Equipos contra incendios</b>	Correctamente posicionados. <b>VER ANEXO B, VER ANEXO C</b>

### C) Chequeos en el compartimiento de cabina antes del arranque

**Tabla 2**

#### **Chequeos en el compartimiento de cabina antes del arranque**

<b>1) Switch de batería</b>	OFF
<b>2) Switch BUS</b>	ON
<b>3) Switch de plata externa</b>	ON (cheque que el voltaje es de 28 a 30 voltios)
<b>4) Switch invertir</b>	ON
<b>5) Generator trip Switch</b>	NORMAL
<b>6) Generator control switch</b>	OF
<b>7) Load monitor switch</b>	NORMAL

<b>8) Prop. Brakes switch buttom (appropriate engine).</b>	ON (PUSH)
<b>9) Gust lock</b>	LOCK
<b>10) Fair warning test Lights</b>	Test by pressing the appropriate test switch (check light illuminated)
<b>11) Engine synchronization switch</b>	OFF
<b>12) PROP.FINE PITCH EMERGENSY SWHITCH</b>	OFF
<b>13) PROP.CRUISE PITCH LOCK emergency switch</b>	NORMAL
<b>14) BELLOW FINE LOCK light</b>	ILLUMINATED
<b>15) FL. FINE UNLOCK warning light</b>	ILLUMINATED
<b>16) FL. FINE circuit test switch (unsafe light)</b>	POS. FAULL: light ON  NEG.FAULL: light EXTINGUISHED
<b>17) CRUISE PITCH UNLOCK light</b>	Extinguished (oil pressure sensstive)
<b>18) CRUISE PITCH LOCK test</b>	POS.FAULL: light ON  NEG.FAULL: light ON
<b>19) FUEL HEADER switch</b>	OFF (warning light extinguished)
<b>20) GUATHER METHANOL switch</b>	OFF
<b>21) FUEL SHUTOFF valves</b>	OPEN (control handle fully forward)

<b>22) FUEL TANK VALVE N° 1 and N° 2 switches</b>	OPEN (warning light extinguished)
<b>23) FUEL CROSS FEED valve</b>	OFF (closed)
<b>24) LOWL OIL PRESSURE warning light</b>	ILLUMINATED. VER ANEXO C, VER ANEXO D

**D) Chequeos en el compartimiento de cabina antes del arranque (baterías internas)**

**Tabla 3**

**Chequeos en el compartimiento de cabina antes del arranque (baterías internas)**

<b>BATTERI switch</b>	ON
<b>BUS switch</b>	OFF
<b>EXTERNAL POWER switch</b>	OFF
<b>INVERTIR switch</b>	OFF. VER ANEXO D

**E) Arranque del motor**

**Tabla 4**

**Arranque**

<b>GROUND CHECK</b>	All clear for starting
<b>IGNITION TEST switch</b>	OFF warning light extinguished
<b>START SELECTOR switch</b>	START
<b>Start bottom for selected engine</b>	Press for 2 second then released

**NOTA:** Bajo condiciones ambiente de bajas temperaturas puede ser necesario avanzar la palanca de potencia ligeramente para ayudar a encender la luz. Cuando la luz se enciende la palanca de potencia tiene que ser retornada a Idle position. Con

esta práctica podría llevar un monitoreo de altas temperaturas de arranque y gases de escape más tempranamente. **VER ANEXO F**

### **PRECAUCIÓN:**

- 1) Si en el botón de arranque no permanece enganchado durante el arranque (presione por dos 2 segundos máximo), espere hasta que las hélices dejen de rotar antes de hacer un segundo intento.
- 2) No interrumpa el ciclo de arranque hasta que el motor haya alcanzado un arranque satisfactorio (indicador 3500 R.P.M. fuera de una excesiva temperatura de gases de turbina (T.G.T) si esta condición de movimiento la alta presión de combustible de la palanca de control de la válvula se pone en posición cerrada y mueva el arranque master switch a safe. En cualquier circunstancia el botón de arranque no debe permanecer presionado por un tiempo de más de treinta segundos (limitación del motor de arranque)
- 3) El selector de combustible no debe ser alterado durante un arranque satisfactorio. Permitir que el T.G.T se estabilice dentro de las limitaciones de ralentí. Después ajuste para permanecer en condiciones ambiente. **VER ANEXO E**

### **F) Después del arranque**

#### **Tabla 5**

#### **Después del Arranque**

<b>Palanca de potencia</b>	Idling
<b>High pressure fuel valve control lever</b>	Closed
<b>Propeller</b>	Ground fine pitch: marks on Spinner and blade aligned. If necessary to open alignment move de HIGH-PRESSURE FUEL VALVE control lever to EMER. OUT and PULL the feathering bottom until unfeathering is complete, then release the bottom an return the lever to



---

CLOSED

<b>FUEL DATUM indicating</b>	50 per cent at O.A.T. of plus 15 degrees C.
	100 per cent A.O.T. bellow plus 15 degrees C.

**NOTA:** El nivel de combustible debe ser ajustado para obtener un arranque normal recomendado. Si, en condiciones de temperatura ambiente altas, arranques más calientes que lo normal son experimentados esto es permisible en todo arranque con bajo nivel de combustible seleccionado. Esta práctica es preferible a estar controlando la temperatura de los gases de turbina con la palanca de control a alta cantidad de combustible durante el arranque.

<b>FUEL BOOST PUMP switches ON; warning light extinguished. (PORT or STBD as required)</b>	<b>VER ANEXO E, VER ANEXO F</b>
--	---------------------------------

### G) Durante el arranque

**NOTA:** Durante un arranque normal, el motor puede acelerarse suavemente, el T.G.T aumenta rápidamente en un primer momento, lo más lentamente se aproximan de 700 a 800 °C, finalmente cae dentro de la limitación a ralentí.

- a) Cuando el motor alcanza la velocidad entre 1200 r.p.m. y 1500 r.p.m.

### Tabla 6

#### Chequeos previos a 1200 y 1500 rpm

(i)	<b>HPC CONTROL HANDLE</b>	<b>OPEN</b>
-----	---------------------------	-------------

**PRECAUCIÓN:** Si la aguja del indicador de presión de aceite no ha salido de la posición de parada cuando chequee como instrucción en (ii) después. La palanca de control H.P.C. debe de ser colocada inmediatamente a la posición cerrada el STARTER MASTER SWITCH a SAFE y se corregirá el defecto antes de un comienzo más que se intente.

(ii)	<b>OIL PRESSURE</b>	Chequear que la aguja este en la
------	---------------------	----------------------------------

---

<b>INDICATOR</b>	posición de parada (presión de aceite estable o incrementando, pero no fluctuando)
------------------	--

- b) Si las r.p.m. tambalean en aproximadamente 3000 r.p.m. durante la aceleración, un parcial flight-up puede ser ocurrido. Provocando que la T.G.T. no haya alcanzado el límite máximo, mueva rápidamente la palanca de control de las r.p.m. hacia delante aproximadamente una pulgada luego vuelva inmediatamente para darle velocidad al motor no menos el mínimo de r.p.m. en ralentí. Un arranque fallido es indicado si esta práctica va ser utilizada.

**VER ANEXO G**

**H) Apagado de motor**

**WARNING:** Para evitar el peligro de una posible inflamación del combustible residual, el personal debe mantenerse a suficiente distancia de los gases de escape del motor durante 5 minutos después del cierre. **VER ANEXO H**

- 1) Realizar lo siguiente:

**Tabla 7**

**Chequeo apagado del motor**

<b>Propeller synchronizer</b>	OFF
<b>GATHER-METANOL switch</b>	OFF
<b>FUEL DATUM indicator</b>	Set as instructed in ACCTION G; in the relevant sub-section 4- "GROUND RUNING PROCEDURE"
<b>PRM CONTROL HADLE</b>	IDLE; allow speed to stabilize at idle condition
<b>HPC CONTROL HABDLED</b>	SHUT
<b>FUEL BOOTER PUMP switch</b>	OFF

<b>Propeller parking brake switch (if fitted)</b>	Apply the rpm specified in F27 maintenances manual.
<b>Propeller.</b>	Ground fine pitch position.
<b>Power unit de-icing switch</b>	OFF (light extinguished)
<b>FUEL FILTER HEATER switch</b>	OFF
<b>EMERGENCY FUEL SHUTOFF valve</b>	CLOSED (fully rearwards)
<b>FUEL TANK INSOLATING valve switch</b>	CLOSED
<b>INVERTER switch</b>	OFF
<b>GENERATOR switch</b>	OFF
<b>STARTER MASTER switch</b>	SAFE
<b>BATTERY switch</b>	OFF

2) Si la aeronave está en plataforma.

- a) Asegure las hélices para prevenir la rotación de lo contrario podría resultar en daños a los motores o lesiones al personal.
- b) En un clima frío cuando prevalecen condiciones de hielo comprobar que los conductos de aire del enfriador de aceite, tubos de matriz de las rejillas de ventilación del motor son libres de agua o acumulación de nieve, luego coloque las cubiertas y mantas aprobadas a los conductos de aire del enfriador de aceite del motor de la unidad de escape, admisión y respiraderos. **VER ANEXO I**

### I) Descripción de operación

El poder eléctrico para el sistema de arranque es obtenido de 28 voltios DC de la batería y 115 voltios AC de la FTL EMER BUS – 115 voltios AC de la CB BUS

IGNITION UNITS. El sistema es controlado por dos start push bottom uno para cada motor, un selector switch para ambos motores y dos ENGINE ING SW para su respectivo motor. El selector switch y los push bottom ENGINE N° 1 Y ENGINE N° 2 se localizan en el centro del panel de sobre cabeza delantero y los dos ENG ING SW se localizan sobre el panel de cabeza delantero lado izquierdo. El selector switch tiene tres posiciones que son BLOW OUT, SAFE, START.

Para el arranque en tierra el switch en posición start dará paso de corriente hasta el engine start push bottom que al presionar este botón energizará el relay de encendido del starter que está ubicado en la junction box de la nacela de cada motor para así alimentar al motor de arranque mediante la FLT EMER BUS y permitir el arranque del motor.

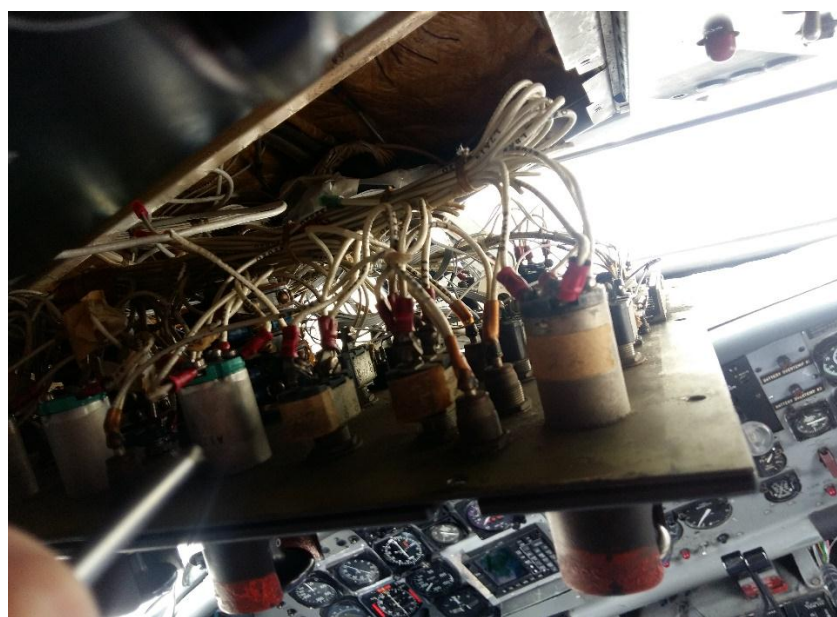
El switch de ignición se encuentra alimentado del circuit de la FLT EMER BUS, al colocar el switch en la posición ON energizará el relay de ignición que también se encuentra en la junction box de la nacela de cada motor cerrando así los contactos que darán paso a la corriente de la CB BUS IGNITION UNITS hacia las unidades de ignición.

Con el selector switch en posición BLOW OUT energizaremos el relay blow out lo cual nos permitirá realizar una motorización del motor en caso de un arranque fallido esto quiere decir que, si un motor tiene un arranque fallido, inmediatamente se moverá la palanca de control H.P.C a posición cerrada y el starter master switch a posición SAFE. Si la palanca de control H.P.C no fue cerrada inmediatamente en la conclusión de treinta segundos del ciclo de arranque, se efectúa un ciclo Blow out para eliminar la acumulación de combustible fuera del motor.



**Figura 12** Starting Selector Switch Engine N° 1

**Fuente:** Investigador



**Figura 13** Conexiones eléctricas starting selector switch engine N° 1

**Fuente:** Investigador

**NOTA:** Para permitir que el motor de arranque se enfríe, dejar que transcurra un intervalo de al menos 15 minutos después de 6 ciclos de arranque o motorización consecutiva (incluyendo intentos de arranque) como una corrida fallida normal.

## CAPÍTULO III

### DESARROLLO DEL TEMA

#### 3.1. Consideraciones generales

El avión Fairchild FH27-J se encuentra ubicado en la Unidad de Gestión de Tecnologías - ESPE es un avión escuela y los datos técnicos necesarios para realizar el mantenimiento, habilitación u operación no se encuentran disponibles, se utilizarán los manuales existentes en el archivo de la Universidad.

#### 3.2. Estudio de alternativas

Al comenzar a revisar la aeronave mediante una inspección preliminar y a su vez evidenciándose ciertas inconsistencias en las condiciones del avión Fairchild FH-27J, el mismo que se encuentra en un estado de destrucción de todo su equipo eléctrico y mecánico, se tomarán medidas que permitan alcanzar el objetivo de habilitación del sistema de arranque mediante el manual de mantenimiento del avión, manual de mantenimiento del componente y los recursos de la institución (herramientas) se procede a la restauración de los componentes existentes en el propio avión con adquisición de materiales de compra local.

Gracias a los distintos sistemas habilitados por los estudiantes de la U.G.T. se podrá hacer uso de ello para completar el proyecto como, por ejemplo: el proyecto de habilitación de la planta de poder eléctrica externa la misma que permitirá energizar el sistema eléctrico de la aeronave para poder operar el sistema de arranque.

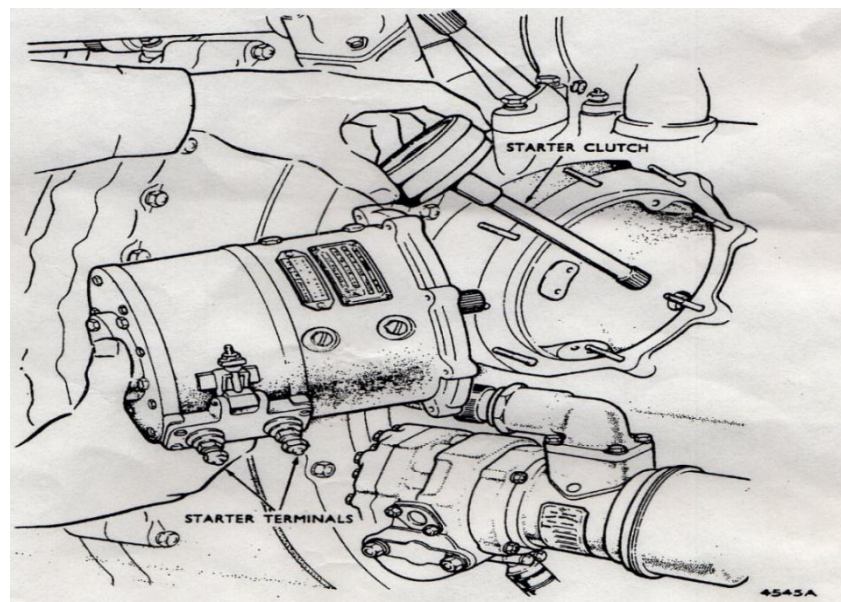
Se realizó una inspección preliminar y se estudió el sistema de arranque de la aeronave de acuerdo al manual de mantenimiento, también se revisó el arnés eléctrico como las partes mecánicas para poder determinar cuál es su estado y qué recursos serían los necesarios para hacer la rehabilitación, además se realizó inspecciones visuales y mantenimiento a todos los componentes del sistema de arranque desmontándolos y posteriormente se los instalará a la aeronave en un estado funcional.

### 3.3. Habilitación del sistema de arranque del motor 1

Una vez que se rotó a la hélice manualmente se verificó que el eje del motor no se encuentre atascado ya que esto podría causar daños al arrancador y sus componentes. Para la habilitación del sistema de arranque se procedió a remover el starter con la utilización de herramientas adecuadas, escaleras, equipos de seguridad y equipos de protección personal, así como también tomando en consideración las precauciones descritas en el manual de mantenimiento. Ref. Remoción del arrancador (starter) AMM 80 – 1 Page 201. **VER ANEXO J**

A) Procedimiento a seguir para la remoción del arrancador (starter);

- (1) Retire los cobertores de cauchos (aislantes) de los terminales conectados en el arrancador.
- (2) Remueva las tuercas de retención, arandelas y arandelas de fijación
- (3) Retire las dos uniones eléctricas
- (4) Retire el motor de arranque.
- (5) Retirar el conjunto de accionamiento del embrague.



**Figura 14** Conjunto de accionamiento embrague del starter

**Fuente:** (ROLLS ROYCE, 1976)

- (6) Una vez que se desmontó el motor de arranque de la aeronave se procedió a hacer una inspección general y física. Ref. Manual de mantenimiento 80-1 page 202. Durante el chequeo funcional del motor de arranque no se

obtuvo reacción alguna al energizarse por lo que se procedió a desarmarlo para verificar los componentes internos y determinar las posibles causas de daño que provocan el no funcionamiento.



**Figura 15** Chequeo funcional del starter

**Fuente:** Investigador

- (7) Al desarmar el motor de arranque para verificar los componentes internos se observó que el rotor se encontraba totalmente pintado sin permitir que este genere un campo eléctrico para posteriormente transformarlo a energía mecánica evitando así el giro y accionamiento del piñón o béndix del arrancador, adicional se observó que dos escobillas se encontraban fuera de su ubicación.



**Figura 16** Inspección del Rotor del starter

**Fuente:** Investigador

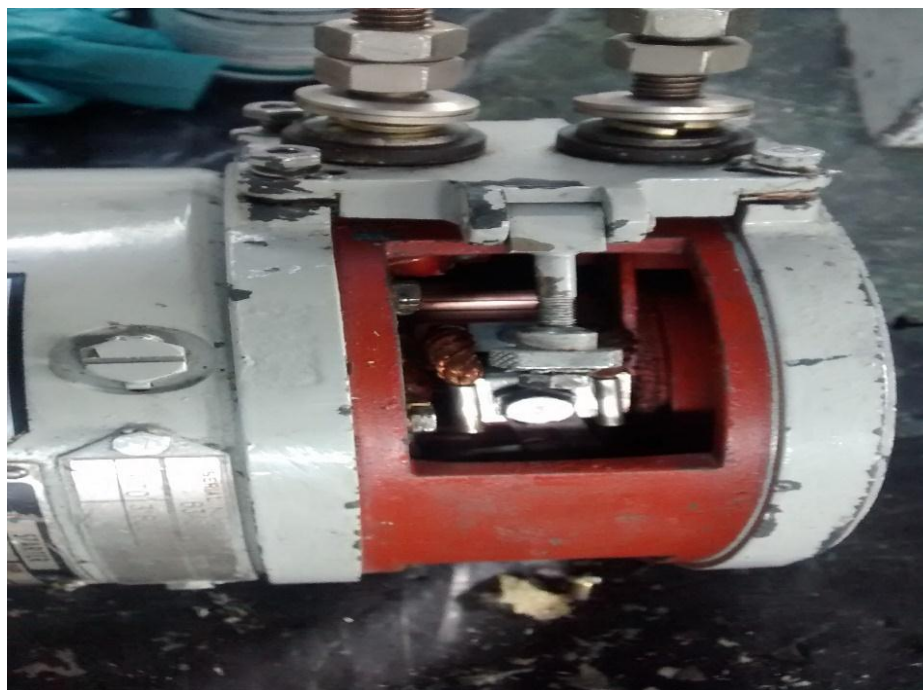


- (8) Se retiró la banda de inspección del arrancador teniendo cuidado de no dañar el revestimiento de corcho, después con aire comprimido libre de humedad se limpió la acumulación de polvo, cobre y carbono.



**Figura 17** Verificación polos de conexión starter

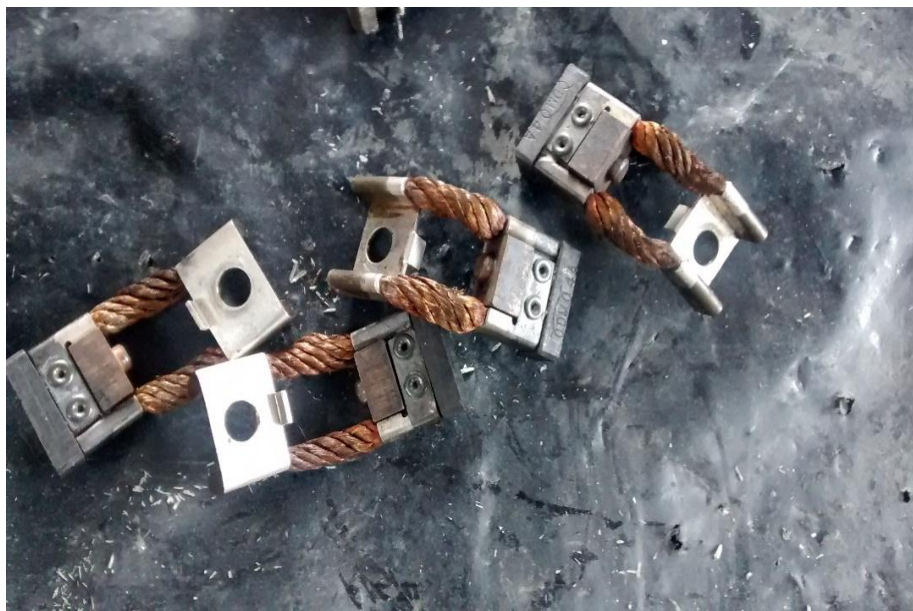
**Fuente:** Investigador



**Figura 18** Inspección visual banda motor arranque

**Fuente:** Investigador

- (9) Se comprobó que exista una pequeña holgura la cual permita la libertad de movimiento de las escobillas en sus soportes las mismas que fueron removidas y limpiadas con papel de lija fino sobre una superficie plana.
- (10) Se comprobó la medida de las escobillas por desgaste.



**Figura 19** Comprobación de medida de las escobillas 0.6875 in

**Fuente:** Investigador



**Figura 20** Verificación del estado de los resortes y asientos de escobillas

**Fuente:** Investigador

- (11) Una escobilla sin daños, debe tener una longitud que no sea menor de 0,6875 in (medida en el lado largo de la escobilla).



**Figura 21** Medida de escobillas 0.800 in

**Fuente:** Investigador

**NOTA:** Esta medición es comparable con 0.800 in, medida entre la cara del cepillo y la de la espiga.

- (12) Si las escobillas no se encuentran dentro del tamaño establecido se debe identificar el componente con una tarjeta de condición reparable al arrancador registrando su número de parte, serie, y trazabilidad el motor de arranque y devolverlo al fabricante (Lucas Aerospace), o una agencia autorizada para la rectificación.
- (13) Conecte el terminal del equipo probador Megger de 250 voltios a cualquiera de los terminales del motor de arranque y conecte el otro cable a la carcasa del motor de arranque, a continuación, verifique que la resistencia de aislamiento, la lectura aceptable es de mínimo absoluto de 10.000 ohmios.
- (14) Si la comprobación del aislamiento no es satisfactoria, remueva el motor de arranque del motor para permitir efectuar las inspecciones y soplado de aire seco.
- (15) Compruebe que no exista polvo de carbón y cobre la cual se podría adherir a cualquier película de aceite alrededor de los rotores.



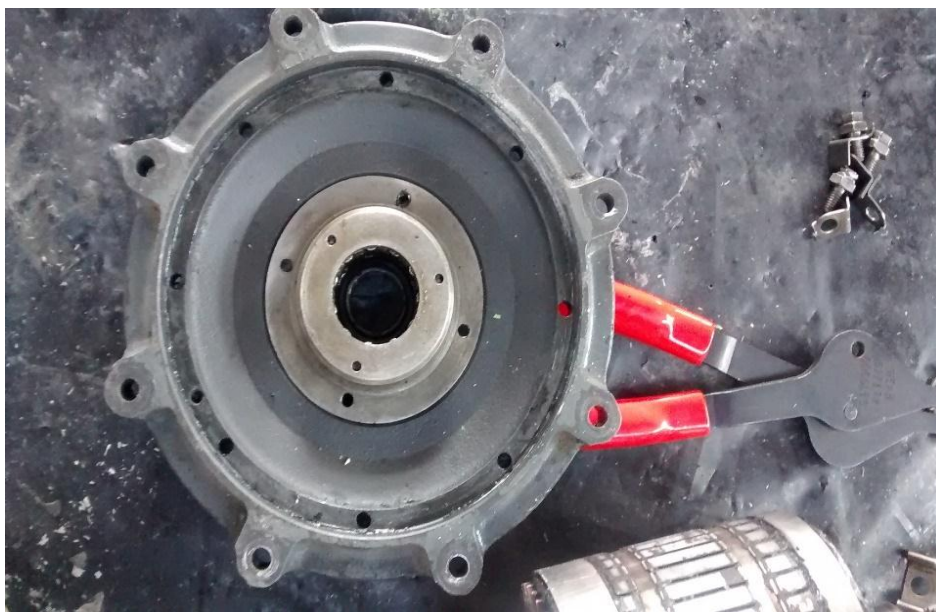
**Figura 22** Limpieza rotor, banda y tapa de la carcasa del starter

**Fuente:** Investigador



**Figura 23** Inspección visual y limpieza del estator, béndix y eje del starter

**Fuente:** Investigador



**Figura 24** Inspección visual del rodamiento del eje del starter

**Fuente:** Investigador

- (16) Una vez efectuada la limpieza interna del arrancador, se removió la pintura que se encontraba adherida en el rotor con alcohol industrial para evitar causar daños, una vez quedando limpio, sin pintura y en condiciones óptimas de funcionamiento, se lubricó el eje que acopla motor, posteriormente se le dio los acabados finales externos en la carcasa como es la pintura.



**Figura 25** Proceso de pintado del starter

**Fuente:** Investigador

**B) Instalación del starter**

- 1) Se lubricó el rodamiento donde asienta el eje motor de arranque antes de instalar la unidad en el motor.
  - (a) Se posicionó el motor de modo que la concavidad de aceite en la cubierta de accionamiento este en una posición vertical. Luego se llenó la concavidad con aceite de motor hasta que el aceite fluya hacia afuera más allá del eje de la carcasa.
  - (b) Soporte el motor en el extremo del colector de manera que el aceite pueda fluir alrededor del borde del sello de aceite.
- 2) Se aseguró de encajar el conjunto de accionamiento de embrague en el alojamiento del motor de arranque y asegurar que las ranuras de accionamiento se acoplen de manera satisfactoria con los del motor.
- 3) Se colocó una unión en la posición y montar el motor de arranque, situado en el perno para su montaje, asegurándose de que los terminales estén correctamente posicionados y que las estrías del eje de arranque se deslicen en la unidad de embrague.

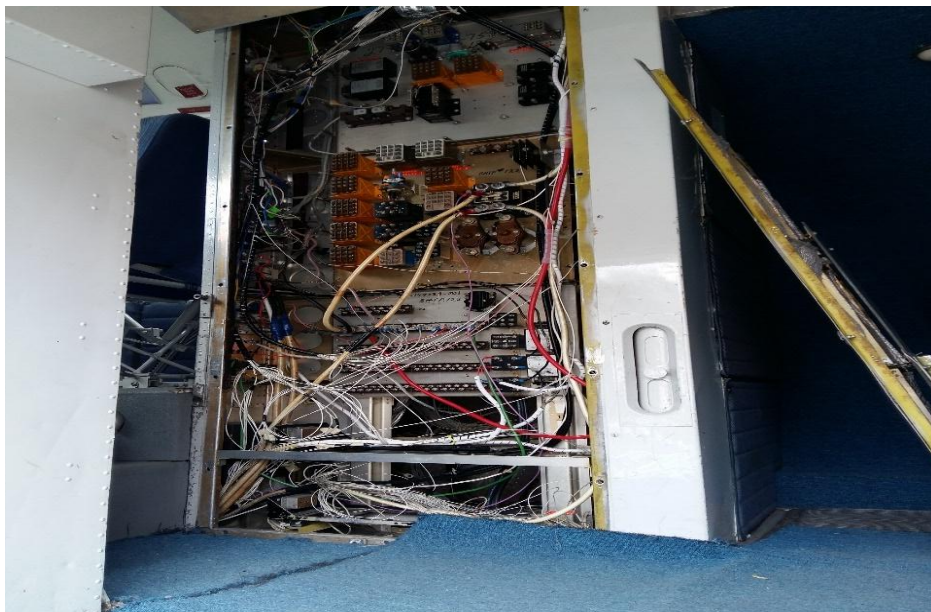
**NOTA:** Puede ser necesario rotar la hélice manual y lentamente para enganchar con el arrancador.

- 4) Asegurar el motor de arranque con arandelas planas, arandelas de resorte y tuercas de retención; el torque de ajuste de las tuercas. Ref. Cap. 89-3.
- 5) Posicionar los terminales del arrancador con los de energía y asegurar con arandelas planas, arandelas de resorte y tuercas, el torque de ajuste de las tuercas. Ref. Cap. 89-3

**3.3.1. Circuito eléctrico del sistema de arranque**

Una vez dado mantenimiento al motor de arranque se realizó la restauración del cableado eléctrico para lo cual se desarrolló un circuito eléctrico más simple. Se conectó el cableado eléctrico desde la fuente de energía que es la barra de alimentación eléctrica del avión la cual está conectada a la planta de poder eléctrica

externa. Se conectó un cable desde la barra de alimentación hasta el circuit breaker esto permitirá proteger al circuito de un sobre voltaje. Se procedió con la conexión de un cable desde el circuit breaker hasta el switch de paso de corriente el MASTER SWITCH el que permite controlar el sistema.



**Figura 26** Restauración cableado eléctrico sistema de arranque

**Fuente:** Investigador



**Figura 27** Planta eléctrica externa

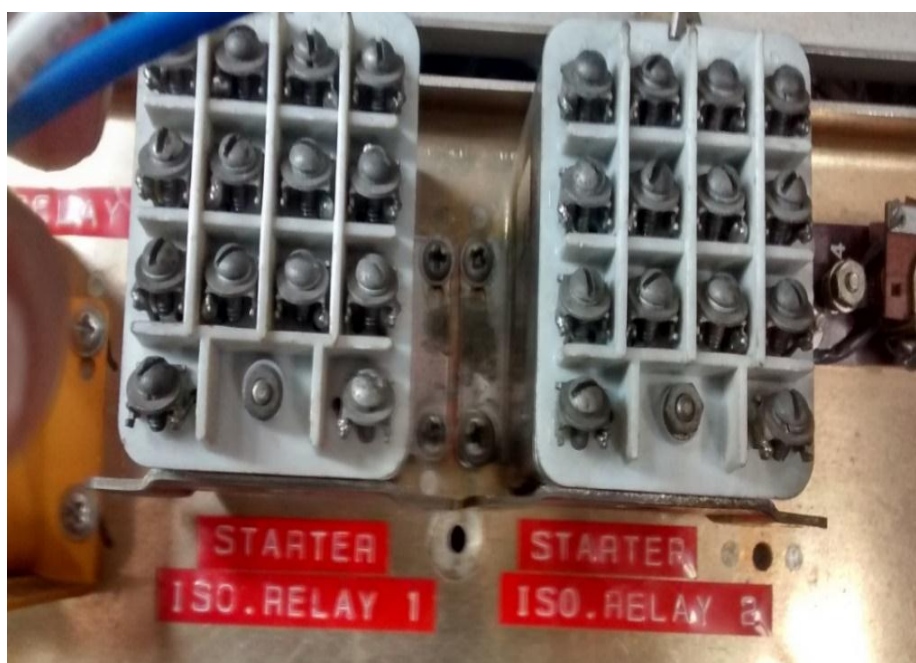
**Fuente:** Investigador



**Figura 28** Puerto de conexión planta externa 28 V

**Fuente:** Investigador

Del MASTER SWITCH se conectó un cable hasta el relay que corresponde para el encendido y el apagado del motor de arranque número 1 situado en el motor izquierdo.

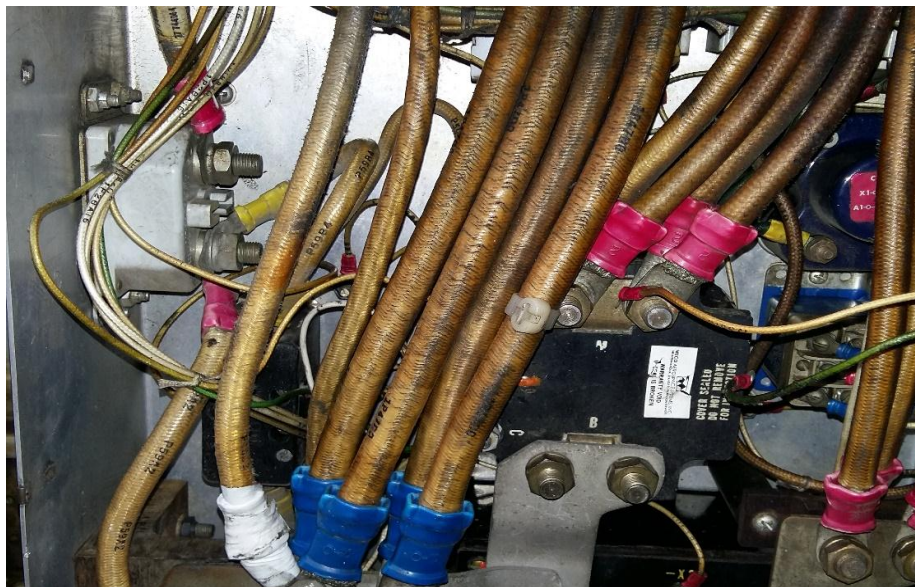


**Figura 29** Relay Starter 1

**Fuente:** Investigador

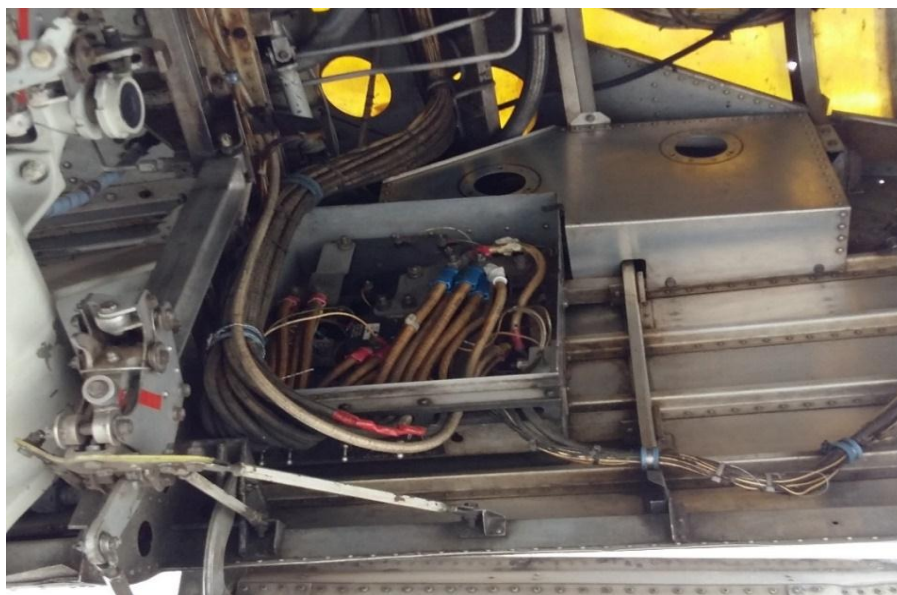


Se realizó una nueva instalación eléctrica para el funcionamiento del arrancador con los cables **P6N2A** lo cuales fueron desmontado del aire acondicionado del avión FAIRCHILD FH27-J, estos fueron conectados en serie a los motores N1 y 2 con el fin de bajar las revoluciones y que tenga mayor durabilidad lo que no permitirá tener una mayor demanda de voltaje y de esta manera evitar que las RPM's sean mayores lo que podría causar accidentes con los estudiantes o equipos cercanos. **VER ANEXO K**



**Figura 30** Conexión de cableado P6N2A

**Fuente:** Investigador



**Figura 31** Compartimiento MLG R/H cableado P6N2A

**Fuente:** Investigador

Se aisló las uniones y terminales de las conexiones eléctricas con cinta de alta temperatura especial para evitar roces con cables sueltos o con la parte estructural evitando así cortocircuitos y haciendo más seguro al sistema.



**Figura 32** Aislamiento Cables P6N2A

**Fuente:** Investigador



**Figura 33** Cinta de Alta Temperatura

**Fuente:** Investigador

Una vez verificado que el sistema de indicación y sensor de rpm no estaba en funcionamiento, se reemplazó el cableado del indicador – tacómetro y los terminales de conexión para mantener indicación durante el arranque. **VER ANEXO L**



**Figura 34** Conexión terminales del indicador tacómetro

**Fuente:** Investigador



**Figura 35** Conexión eléctrica del cableado en cabina

**Fuente:** Investigador

Del terminal del MASTER SWITCH se conectó un cable hasta el motor N° 1 ubicado en el ala izquierda recorriendo hasta el arrancador, además se conectó en serie con el motor del arrancador situado en el motor N° 2 del ala derecha lo cual permite tener una menor demanda de voltaje para que las RPM's de la hélice sean menores evitando así accidentes o incidentes con los estudiantes o equipos cercanos.

## VER ANEXO M

### 3.4. Pruebas de funcionamiento y conformidad de operación

Concluyendo con el trabajo de habilitación del sistema de arranque del motor número uno, se verificó el funcionamiento y operación del sistema eléctrico de los diferentes bloques de conexiones desde la planta de poder hasta el motor de arranque teniendo en cuenta que las conexiones sean seguras y se encuentre correctamente aisladas para evitar cortocircuitos al momento de energizar el sistema, también se verificó el panel eléctrico N°2, donde se encuentra toda la instalación y circuit breaker para la protección del circuito eléctrico.



**Figura 36** Circuit breaker starter panel eléctrico N° 2

**Fuente:** Investigador

Al momento de energizar el sistema y poner en funcionamiento el arrancador tomando en consideración todas las medidas de seguridad, advertencias y precauciones establecidas en el manual de mantenimiento.

La finalidad de la habilitación del sistema de arranque es contar con un equipo funcional que permita realizar prácticas y mejore el aprendizaje para los estudiantes, por lo que se optó por hacer una conexión en la cual disminuyan las r.p.m ya que puede causar daños a equipos y principalmente a los estudiantes.

Tomando en cuenta la peligrosidad de r.p.m altas se procedió a realizar una conexión en serie con el starter del motor número uno y dos.

Se logró conseguir reducir la velocidad de giro de los arrancadores y de las hélices para lo que se realizaron pruebas de funcionales previas el objetivo, mismo que resultó satisfactorio, con la nueva conexión necesitará menor demanda de voltaje y las r.p.m serán mucho más bajas haciendo que el sistema sea más seguro.

Una vez realizadas las conexiones en serie de los motores de arranque y realizadas las pruebas pertinentes se cumplió con el objetivo planteado, las r.p.m disminuyeron dando la conformidad en la operación, funcionamiento y seguridad así se concluyó la habilitación del sistema de arranque además que con el circuito conectado en serie tendrá más tiempo de vida útil y de operación de los arrancadores, los mismos que serán más seguros al momento que los estudiantes realicen las prácticas.

Se obtuvieron los objetivos planteados durante la realización de habilitación del sistema de arranque de los motores del avión Fairchild FH27-J ubicado en la Unidad de Gestión de Tecnologías.

### **3.5. Descripción de procedimientos de operación, mantenimiento y calibración**

#### **3.5.1. Precauciones antes del arranque**

- 1) Asegúrese de que todo el personal se encuentre fuera del área de las hélices.



**Figura 37** Área segura

**Fuente:** Investigador

- 2) Asegúrese que en el área donde se encuentra la aeronave no exista objetos como escaleras, vehículos o persona lo cual puede causar accidentes además de daños a los motores y hélices por impactos o por ingestión de materiales.
- 3) Sí existen condiciones meteorológicas invernales, asegúrese que todos los respiraderos y tomas de aire estén libres de hielo.



**Figura 38** Área libre de objetos

**Fuente:** Investigador

- 4) No encienda o corra un motor sin una hélice o con insuficiente lubricante en el tanque de aceite. El nivel de aceite no debe de ser menor a un galón.
- 5) Rote la hélice en cada dirección si escucha ruidos inusuales o resistencia de rotación este hallazgo debe ser reportado para realizar las respectivas tareas de mantenimiento de acuerdo al manual de mantenimiento efectivo de la aeronave; Ref. Manual de mantenimiento planta de poder motriz (casa fallas del motor, página 101)
- 6) Asegúrese que todo el equipamiento de arranque en tierra se encuentre en condición útil y conforme a los requerimientos. Ref. Manual de mantenimiento “especificación de equipamiento para el arranque del motor” Cap. 89-11.

### 3.5.2. Chequeos antes del arranque

**Tabla 8**

**Chequeos externos antes del arranque**

<b>ORDEN</b>	<b>CONDICIÓN</b>
<b>Planos principales y sección central</b>	Bordes de ataque en configuración de arranque, paneles asegurados
<b>Superficies de control de vuelo</b>	Seguros externos removidos (si los hay)
<b>Hélices</b>	Spinner asegurado
<b>Cobertores</b>	Cobertores removidos
	Toberas de admisión y escape limpias.
	Cowlings y paneles asegurados.
	H.E. interruptores de aislamiento de ignición ON.
	Indicadores de alivio de presión de los extintores de incendios intactos.

<b>Tren de aterrizaje y ruedas</b>	Pasadores y seguros de tierra puestos. Ruedas correctamente infladas.  Strut del tren de aterrizaje serviciado.  Tacos de seguridad en ruedas.
<b>Planta externa</b>	Conecte, encienda y verifique el voltaje
<b>Intercomunicación externa</b>	Headphone Técnico Mantenimiento.
<b>Puertas paneles y tapas de combustible</b>	Asegurados.
<b>Escaleras, caballetes y todo equipamiento que no es usado durante el arranque.</b>	Fuera del perímetro de motores y avión.
<b>Equipos contra incendios</b>	Funcional y correctamente posicionados.

Elaborado por: Marcelo Víctor Dillon Almeida

### 3.5.3. Chequeos en el compartimiento de cabina antes del arranque

**Tabla 9**

#### **Chequeos en el compartimiento de cabina antes del arranque**

<b>Switch de batería</b>	<b>OFF</b>
<b>Switch BUS</b>	ON
<b>Switch de plata externa</b>	ON (cheque que el voltaje es de 28 a 30 voltios)
<b>Gust lock</b>	LOCK

Elaborado por: Marcelo Víctor Dillon Almeida



### 3.5.4. Compartimiento de cabina antes del arranque (baterías internas)

**Tabla 10**

#### Chequeos en el compartimiento de cabina antes del arranque (baterías internas)

<b>BATTERI switch</b>	ON
<b>BUS switch</b>	OFF
<b>EXTERNAL POWER switch</b>	OFF
<b>INVERTER switch</b>	OFF
<b>VER ANEXO D</b>	

Elaborado por: Marcelo Víctor Dillon Almeida

### 3.5.5. Arranque del motor

**Tabla 11**

#### Arranque

<b>GROUND CHECK</b>	All clear for starting
<b>START SELECTOR switch</b>	START

Elaborado por: Marcelo Víctor Dillon Almeida

**NOTA:** Mientras el motor de arranque está operando las hélices están girando, chequee que las r.p.m no disminuyan continuamente, si esto sucede ponga el start selector a OFF ya que puede ser causa de sobrecalentamiento del arrancador.

#### **PRECAUCIONES:**

- 1) El motor de arranque puede operarse durante 2 minutos máximo para evitar sobrecalentamientos, espere hasta que las hélices dejen de rotar antes de hacer un segundo arranque.
- 2) No interrumpa el ciclo de arranque hasta que el motor haya podido auto sustentarse.

### 3.5.6. Después del arranque

**Tabla 12**

#### Después del Arranque

<b>Check on ground</b>	Verificar que el personal en tierra, vehículo, escaleras no se encuentren por el perímetro de las hélices y motores.
<b>Equipo de plata externa</b>	Verificar que los rangos de voltajes sean normales.  No apagar la plata externa durante el arranque.

---

**NOTA:** Esta práctica se debe realizar solo con fines de demostraciones y prácticas de los estudiantes para mantener la vida útil del starter.

---

Elaborado por: Marcelo Víctor Dillon Almeida

### 3.5.7. Durante el arranque del starter

- 1) El motor alcanza la velocidad entre 1200 r.p.m. y 1500 r.p.m.
- 2) Si durante la operación las r.p.m. decrecen en aproximadamente 3000 r.p.m. corte el arranque ya que el motor de arranque puede haberse sobrecalentado.

### 3.5.8. Apagado del starter

**ADVERTENCIA:** El personal debe mantener suficiente distancia de hélices hasta que estas hayan parado de girar.

**Tabla 13**

#### Chequeo apagado del starter

<b>STARTER MASTER switch</b>	OFF
<b>BATTERY switch</b>	OFF (battery switch off solo si no se va seguir utilizando la plata externa después de cortar la corriente al starter.

Elaborado por: Marcelo Víctor Dillon Almeida

### **3.5.9. La aeronave está en plataforma**

Asegure las hélices con los protectores necesarios para prevenir la rotación lo cual podría causar daños al personal.

### **3.5.10. Mantenimiento y calibración**

- 1.** Si el tiempo de arranque del starter excede de los 3 segundos y la hélice no empieza a girar, verifique que el voltaje de la planta externa sea el óptimo requerido por el sistema. Si el voltaje de la planta externa es el adecuado verifique la condición de conexión del starter 1 ya que este se encuentra conectado en serie con el starter 2.
- 2.** Si las conexiones tanto del starter número 1 como del 2 se encuentran en perfecta condición desmonte el starter para realizar un chequeo fuera del motor.
- 3.** Si la hélice se encuentra funcionando normal, con una velocidad constante y no se muestra la indicación de las r.p.m. verifique el sensor físicamente, luego compruebe que exista continuidad en el circuito, si existe continuidad realice un segundo intento adicional chequee nuevamente el voltaje de la planta externa antes de arrancar el starter.
- 4.** Si no se muestra la indicación en el tacómetro verifique el estado del indicador, en caso de ser necesario desmontarlo y comprobar las conexiones eléctricas para descartar daños del indicador. Si aun así no existe indicación, el componente indicador tacómetro debe ser reemplazado.

### **3.5.11. Análisis de costos**

Las tablas que se presentan a continuación muestran los detalles del presupuesto utilizado para el desarrollo del trabajo de titulación.

### 3.6. MATERIALES DE APOYO

**Tabla 14**

**Material de apoyo**

<b>Detalle</b>	<b>Cantidad</b>	<b>Valor unitario</b>	<b>Valor total</b>
Cable	40m	4.00 \$	160.00 \$
Terminales eléctricos	40	0.30\$	12.00 \$
Interruptores eléctricos	4	0.20\$	0.80 \$
Solventes de limpieza	3gl	5.00\$	15.00 \$
Terminales eléctricos	50	0.10\$	5.00 \$
Wipe	10 lb	0.50\$	5.00 \$
Reparación starter	1	100.00\$	100.00 \$
Equipos de protección personal y de seguridad	4	5.00\$	20.00 \$
<b>TOTAL</b>			<b>317.80 \$</b>

Elaborado: Marcelo Víctor Dillon Almeida

### 3.7. COSTOS PRIMARIOS

**Tabla 15:**

**Costos de Habilitación**

<b>DETALLE</b>	<b>CANTIDAD</b>	<b>VALOR UNITARIO</b>	<b>VALOR TOTAL</b>
Útiles de oficina	6	0.50\$	3.00\$
Copias	100	0.03\$	3.00\$
Internet	40	0.60\$	24.00\$

Impresiones	400	0.05\$	20.00\$
Anillados	4	2.00\$	8.00\$
Hojas	150	0.03\$	4.50\$
<b>TOTAL</b>			<b>66.50\$</b>

Elaborado por: Marcelo Víctor Dillon Almeida

### 3.8. COSTOS SECUNDARIOS

**Tabla 16:**

#### **Costos Adicionales**

<b>DETALLE</b>	<b>VALOR TOTAL</b>
Alimentación	200\$
Transporte	30\$
Otros	30\$
<b>TOTAL</b>	<b>260\$</b>

Elaborado por: Marcelo Víctor Dillon Almeida

**VALOR TOTAL DEL TRABAJO DE GRADUACIÓN: 644.3\$**

## **CAPÍTULO IV**

### **CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES**

#### **4.1. CONCLUSIONES**

- Mediante el manual de mantenimiento de la aeronave FAIRCHILD FH27-J, del motor Rolls Royce y del componente starter se determinaron los equipos, herramientas y materiales necesarios para desarrollar la habilitación del sistema de arranque del motor N° 1.
- Por medio de inspecciones visuales se verificó el estado de los componentes del sistema de arranque en el cual se determinó que se encontraba en estado deteriorado (cables cortados, starter no funcional y piezas faltantes). Por lo tanto, se dio accesos tanto en la cabina como en los motores para identificar el arnés eléctrico y para realizar las conexiones pertinentes de acuerdo al respectivo manual.
- Una vez finalizada la habilitación del sistema de arranque en el cual se efectuaron las pruebas correspondientes tanto operacionales como funcionales cumpliendo con procedimientos de seguridad, advertencia y precaución durante las actividades de mantenimiento, dejando un sistema confiable y seguro para las prácticas correspondientes entre docentes y estudiantes.

#### **4.2. RECOMENDACIONES**

- Los estudiantes deben estar familiarizados con los manuales aplicables, equipos/herramientas y materiales necesarios con el fin de realizar un correcto y satisfactorio proceso en la habilitación de los sistemas.
- Los estudiantes deben ser minuciosos al momento de realizar tareas de mantenimiento e inspecciones visuales con el fin de que puedan determinar satisfactoriamente las posibles fallas previo a la habilitación de un determinado sistema.
- Durante la ejecución de las pruebas operacionales como funcionales es de suma importancia cumplir con las normas de seguridad en rampa, utilización de equipos de protección personal y tomar en consideración las advertencias y

precauciones que nos indica el manual de mantenimiento lo cual ayudaría a evitar que existan objetos que puedan causar daños materiales además de accidentes, incidentes y eventos de mantenimiento. El presente proyecto es fundamental para que la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE tome en consideración y mantenga habilitado el sistema de arranque del motor N° 1 del avión FAIRCHILD FH27-J para que los estudiantes de la carrera de Mecánica Aeronáutica Mención – Motores puedan realizar sus prácticas tutoradas.

## GLOSARIO DE TÉRMINOS

### A

**AERONAVEGABILIDAD:** Aptitud técnica y legal que debe tener una aeronave para operar de manera segura.

**AVIÓN:** Vehículo más pesado que el aire, provisto de alas, que vuela propulsado por uno o varios motores.

**AERONAVE:** Vehículo capaz de navegar por el aire

**ALTERADO:** Cambio de las características. La esencia o la forma de una cosa.

**ARRANCADOR:** Motor eléctrico alimentado con corriente continua/alterna con imanes de tamaño reducido y que se emplea para facilitar el encendido de los motores de combustión interna, para vencer la resistencia inicial de los componentes cinemáticos del motor al arrancar.

### B

**BITÁCORA:** libro del avión generalmente de carácter único con una estructura cronológica que se actualiza regularmente y que se suele dedicar a tratar un tema en concreto.

**BUJE:** pieza de metal que une la hélice con el eje del motor.

### C

**CARTER:** es un recipiente fabricado en aleación de aluminio o acero cuya finalidad es almacenar el aceite lubricante del motor.

**COMBUSTIÓN:** Acción y resultado de arder o quemarse un cuerpo

**CONJUNTO:** Que está unido, concurre o tiene la misma finalidad que otra cosa.

**CIRCUITO:** Conjunto de conductores que recorre una corriente eléctrica.

**CICLO:** Serie de fases o estados por las que pasa un acontecimiento o fenómeno y que sucede en el mismo orden hasta llegar a una fase o estado a partir de los cuales vuelve a repetirse en el mismo orden.



**CORCHO:** Tejido vegetal. Que se emplea para la fabricación de aisladores de corriente, tapones, etc.

## D

**DIRIGIBLE:** aerostato propulsado por un motor y con un sistema de dirección.

## E

**ESTANDARIZADO:** que se adecua a un formato, modelo o tipo de características únicas.

## F

**FLAPS:** parte de las alas que deben bajarse durante el despegue y el aterrizaje para aumentar la resistencia de estas.

**FLIGHT-UP:** Vuelo en marcha.

**FINE:** Fino, bueno.

**FUEL:** Combustible.

## G

**GOVERNOR:** Es un dispositivo que es sensible y regula la velocidad del motor.

## H

**HEADER:** Encabezamiento.

**HELICE:** Mecanismo compuesto por varias palas o aspas ladeadas que al girar con fuerza alrededor de un eje desplazan el fluido en el que están.

**HABILITAR:** Hacer a una persona o cosa hábil o apta para algo.

**HABILITACIÓN:** Acción de habilitar refiere a la capacitación o adecuación para hacer algo o lograr alguna cuestión.

## M

**MEGGER:** Medidor

**N**

**NIEBLA:** Concentración nubosa en contacto con la superficie.

**P**

**PRECAUCIONES:** Reserva, cautela con que se actúa para evitar posibles daños o dificultades.

**PRESIÓN:** Fuerza que ejerce un gas, un líquido o un sólido sobre una superficie.

**R**

**RALENTÍ:** Es el régimen mínimo de revoluciones por minuto a las que se ajusta un motor de combustión interna para permanecer en funcionamiento de forma estable sin necesidad de accionar un mecanismo de aceleración o entrada de carburante.

**RELAY:** El relé o relevador es un dispositivo electromecánico. Funciona como un interruptor controlado por un circuito eléctrico en el que por medio de una bobina y un electroimán, se acciona un juego de uno o varios contactos que permiten abrir o cerrar otros circuitos eléctricos independientes.

**REPARAR:** Componer arreglar alguna cosa.

**RESTABLECER:** Volver a establecer una cosa o ponerla en el estado que antes tenía.

**RESPIRADEROS:** Abertura donde entra o sale el aire en algunos espacios cerrados.

**S**

**SHUTOFF:** Apagar, cortar, detener.

**T**

**TORQUE:** Momento de fuerza o momento dinámico.

**TORQUÍMETRO:** es una herramienta de precisión, empleada para aplicar tensión en los tornillos y tuercas.

**TURBINA:** es un equipo mecánico de movimiento rotativo, el cual funciona tomando energía producida por un flujo (aire que ingresa) convirtiéndola luego en trabajo mecánico.

## V

**VOLTAJE:** Potencial eléctrico con magnitud física que, en un circuito eléctrico, impulsa a los electrones a lo largo de un conductor.

## **ABREVIATURAS**

**A.M.M:** Manual de Mantenimiento de la Aeronave

**F.A.A:** Administración Federal de Aviación de EE.UU.

**T.G.T:** Temperatura de gases de turbina

**E.G.T:** Temperatura de los gases de salida

**H.P.C:** Handle Power Control.

**R.P.M:** Revoluciones por minuto.

## BIBLIOGRAFÍA

### LIBROS:

GUSTON, B. (1989). ISBN 1-85260-163-9. En B. GUSTON, WORLD ENCYCLOPEDIA OF AERO ENGINES (pág. 149). ENGLAND: Patrick Stephens Limited.

Jeppesen. (2004). Powerplant ATPL Training. En J. Sanderson, Powerplant ATPL Training. Germany: Jeppesen Sanderson Inc.

### MANUALES:

ROLLS ROYCE. (1976). ROLLS - ROYCE DART AERO ENGINE MAINTENANCE. GREAT BRITAIN: PRINTED IN GREAT BRITAIN.

### NETGRAFÍA:

AVIA.PRO. (20 de OCTUBRE de 2018). Obtenido de AVIA.PRO: <http://avia-es.com/blog/fairchild-f-27-tehnicas-harakteristiki-foto>

TARINGA.NET. (16 de SEPTIEMBRE de 2018). Obtenido de TARINGA.NET: <https://www.taringa.net/posts/ciencia-educacion/15499522/Funcionamiento-de-los-motores-turbohelice.html>

# ANEXO

## **ANEXOS**

**ANEXO A** CHEQUEOS EXTERNOS DEL SISTEMA DE ARRANQUE

**ANEXO B** CHEQUEOS EXTERNOS ANTES DEL ARRANQUE

**ANEXO C** CHEQUEOS EN EL COMPARTIMIENTO DE CABINA ANTES DEL ARRANQUE

**ANEXO D** CHEQUEOS EN EL COMPARTIMIENTO DE CABINA ANTES DE ARRANQUE (BATERIAS INTERNAS)

**ANEXO E** ARRANQUE DEL MOTOR

**ANEXO F** DESPUES DEL ARRANQUE

**ANEXO G** CHEQUEOS PREVIOS A 1220 Y 1500 DURANTE EL ARRANQUE

**ANEXO H** APAGADO DEL MOTOR

**ANEXO I** CHEQUEO APAGADO DEL MOTOR

**ANEXO J** HABILITACION DEL SISTEMA DE ARRANQUE DEL MOTOR

**ANEXO K** CIRCUITO ELÉCTRICO DEL SISTEMA DE ARRANQUE

**ANEXO L** HABILITAR EL SISTEMA DE INDICACIONDE LAS RPM'S

**ANEXO M** CONEXIÓN CABLEADO MOTOR DE ARRANQUE

## ANEXO A

### CHEQUEOS EXTERNOS DEL SISTEMA DE ARRANQUE

ROLLS-ROYCE **DART** AERO ENGINE  
MAINTENANCE

Power plant - Adjustment/test (cont.)

#### ENGINE STARTING, MOTORING AND STOPPING DRILL

#### 1. Fairchild and Fokker Friendship

##### A. Preliminaries

**WARNING:** ENSURE THAT ALL PERSONNEL ARE KEPT CLEAR OF THE PROPELLER AND ENGINE EXHAUST GAS STREAMS.

**NOTES:** 1. The nomenclature of controls, switches, indicators and warning lights given in this publication is not necessarily compatible with that which will be given in the Aircraft Manufacturer's Flight Operations Manual.

2. The external and internal checks given in other Chapters of the Aircraft Maintenance Manual should be read in conjunction with this section prior to starting the engine.

(1) Position the aircraft, headed into wind, with adequate clearance from other aircraft and adjoining buildings; observe all local pre-start orders and fire precautions. Ensure that the area on which the aircraft stands is clear of all objects which could damage the engine/propeller installation either by impact or through ingestion. If wintry conditions prevail, ensure all vents and intakes are clear of ice and snow.

**CAUTION:** DO NOT START OR RUN AN ENGINE WITHOUT A PROPELLER OR WITHOUT SUFFICIENT LUBRICATING OIL IN THE TANK. OIL LEVEL MUST NOT BE LOWER THAN 4 PINTS FROM FULL AS THIS WILL AFFECT TORQUE AND OIL PRESSURES.

(2) Rotate the propeller in each direction, if unusual noise or resistance to rotation is encountered the cause must be investigated and remedial action taken; refer to 'POWER PLANT - TROUBLE SHOOTING' (page block 101).

**CAUTION:** THE CHECK DETAILED IN PARAGRAPH (3) BELOW IS ESSENTIAL AS A LOW STARTER TERMINAL VOLTAGE CAN RESULT IN A HIGH T.G.T. DURING STARTING.

(3) Ensure that the ground starting equipment is in a serviceable condition and conforms to the requirements specified in Chap.89-11 'SPECIFICATION FOR ENGINE STARTING EQUIPMENT'.





## ANEXO C

### CHEQUEOS EN EL COMPARTIMIENTO DE CABINA ANTES DEL ARRANQUE

**ROLLS-ROYCE** **DART** **AERO ENGINE**  
**MAINTENANCE**

#### Power plant - Adjustment/test (cont.)

- |  |                                  |
|--|----------------------------------|
| (9) Steps, trestles and any equipment not used during starting | Remove from vicinity of aircraft |
| (10) Fire fighting equipment                                   | Correctly positioned             |

#### 2. Fairchild Friendship

##### A. Crew compartment checks before starting (external power supply)

- |  |   |
|--|---|
| (1) BATTERY switches                               | OFF   |
| (2) BUS switch                                     | ON  |
| (3) EXTERNAL POWER switch                          | ON (Check that voltage is 28 to 30 volts)                               |
| (4) INVERTER switch                                | ON  |
| (5) GENERATOR TRIP switches                        | NORMAL  |
| (6) GENERATOR control switch                       | OFF   |
| (7) LOAD MONITOR switch                            | NORMAL  |
| (8) PROP. BRAKE switch button (appropriate engine) | ON (PUSH)   |
| (9) GUST LOCK                                      | LOCK  |
| (10) Fire warning test lights                      | Test by pressing the appropriate TEST switch (check lights illuminated) |
| (11) Engine synchronization switch                 | OFF   |
| (12) PROP. FINE PITCH emergency switch             | NORMAL  |
| (13) PROP. CRUISE PITCH LOCK emergency switch      | NORMAL  |

## ANEXO D

### CHEQUEOS EN EL COMPARTIMIENTO DE CABINA ANTES DEL ARRANQUE (BATERIAS INTERNAS)



Power plant - Adjustment/test (cont.)

(14) BELOW FINE LOCK lights	Illuminated
(15) FL, FINE UNLOCK warning light	Illuminated
(16) FL, FINE circuit test switch (unsafe light)	POS. FAULT: light ON NEG. FAULT: light extinguished
(17) CRUISE PITCH UNLOCK light	Extinguished (oil pressure sensitive)
(18) CRUISE PITCH LOCK test	POS. FAULT: light ON NEG. FAULT: light ON
(19) FUEL HEATER switch	OFF (warning light extinguished)
(20) WATER METHANOL switch	OFF
(21) FUEL SHUT OFF valves	OPEN (control handle fully forward)
(22) FUEL TANK VALVE No.1 and No.2 switches	OPEN (warning light extinguished)
(23) FUEL CROSS FEED valve	OFF (closed)
(24) LOW OIL PRESSURE warning light	Illuminated

B. Crew compartment checks before starting (internal batteries)

(1) Effect the crew compartment checks detailed in A with the exception of the following:

(a) BATTERY switch	ON
(b) BUS switch	OFF
(c) EXTERNAL POWER switch	OFF
(d) INVERTER switch	OFF

# ANEXO E

## ARRANQUE DEL MOTOR



Power plant - Adjustment/test (cont.)

### C. Start the engine

CAUTION: (1) IF STARTER BUTTON DOES NOT REMAIN ENGAGED DURING STARTING (PRESS FOR 2 SEC. MAX.), WAIT UNTIL PROPELLER HAS CEASED ROTATING BEFORE MAKING A SECOND START ATTEMPT. DO NOT HOLD THE BUTTON IN.

(2) DO NOT INTERRUPT THE STARTING CYCLE UNTIL THE ENGINE HAS ACHIEVED A SATISFACTORY START (INDICATED BY AT LEAST 3,500 R.P.M. WITHOUT EXCESSIVE TURBINE GAS TEMPERATURE (T.G.T.)). IF THIS CONDITION IS NOT ACHIEVED MOVE THE HIGH PRESSURE FUEL VALVE CONTROL LEVER TO THE CLOSED POSITION AND MOVE STARTER MASTER SWITCH TO SAFE. IN ANY CIRCUMSTANCE THE STARTER BUTTON MUST NOT BE ALLOWED TO REMAIN IN FOR LONGER THAN 30 SECONDS (STARTER MOTOR LIMITATION).

(3) THE FUEL TRIM SETTING MUST NOT BE ALTERED DURING A SATISFACTORY START. ALLOW THE T.G.T. TO STABILIZE TO WITHIN ITS IDLING LIMITATION BEFORE TRIMMING FOR THE PREVAILING AMBIENT CONDITIONS.

#### (1) Before starting

(a) POWER LEVER IDLING

(b) HIGH PRESSURE FUEL VALVE CONTROL lever CLOSED

(c) PROPELLER  
GROUND FINE PITCH: marks on spinner and blades aligned. If necessary to obtain alignment, move the HIGH PRESSURE FUEL VALVE CONTROL LEVER to EMER. OUT and PULL the feathering button until unfeathering is complete, then release the button and return the lever to CLOSED.

# ANEXO F

## DESPUÉS DEL ARRANQUE



Power plant - Adjustment/test (cont.)

- |                          |  |
|--------------------------|--|
| (d) FUEL DATUM indicator | 50 per cent at O.A.T. of plus 15 degrees C. and above<br><br>100 per cent at O.A.T. below plus 15 degrees C. |
|--------------------------|--|

**NOTE:** The fuel datum settings given are recommended for normal starting. If, in high ambient temperature conditions, hotter than normal starts are experienced it is permissible to attempt starts at a lower fuel datum setting. This practice is preferable to controlling turbine gas temperature with the high pressure fuel valve control lever during the starting cycle.

- |   |                                 |
|---|---------------------------------|
| (e) FUEL BOOST PUMP switches (PORT or STBD as required) | ON; warning lights extinguished |
|---|---------------------------------|

### (2) Starting

- |                                      |                                  |
|--------------------------------------|----------------------------------|
| (a) Ground check                     | All clear for starting           |
| (b) IGNITION TEST switch             | OFF; warning light extinguished  |
| (c) START SELECTOR switch            | START                            |
| (d) START BUTTON for selected engine | Press for 2 seconds then release |

**NOTE:** Under low ambient temperature conditions it may be necessary to advance the power lever slightly to assist light up. When light up has been achieved return the power lever to the idling position. As this practice could lead to high starting temperatures monitor the turbine gas temperature closely.

### (3) During starting

**NOTE:** During a normal start, the engine will accelerate smoothly, the T.G.T. rising rapidly at first, then more slowly as 700 to 800 degrees C. are approached, finally falling within the idling limitations.

Printed in Great Britain

GM  
MOM  
D

# ANEXO G

## CHEQUEOS PREVIOS A 1200 Y 1500 DURANTE EL ARRANQUE



Power plant - Adjustment/test (cont.)

- (d) ENGINE START button                      PRESS for 2 seconds then release

NOTE: Under low ambient temperature conditions it may be necessary to advance the r.p.m. control handle slightly to assist light-up. When light up has been achieved return the r.p.m. control handle to the idle position. As this practice could lead to high starting temperatures monitor the turbine gas temperature closely.

(3) During starting

NOTE: During a normal start, the engine will accelerate smoothly, the T.G.T. rising rapidly at first, then move slowly as 700 to 800 degrees C. are approached, finally falling within the idling limitations.

- (a) When engine speed reaches between 1200 r.p.m. and 1500 r.p.m.

- (i) H.P.C. CONTROL HANDLE                      OPEN

CAUTION: IF THE OIL PRESSURE INDICATOR NEEDLE HAS NOT LEFT THE STOP, WHEN CHECKED AS INSTRUCTED IN (ii) BELOW, THE H.P.C. CONTROL HANDLE MUST BE IMMEDIATELY SELECTED TO THE CLOSED POSITION THE STARTER MASTER SWITCH TO SAFE AND THE DEFECT RECTIFIED BEFORE A FURTHER START IS ATTEMPTED.

- (ii) Oil pressure indicator                      Check that needle has left the stop (oil pressure stable or increasing but not fluctuating)

- (b) If the r.p.m. falters at approximately 3000 r.p.m. during the acceleration, a partial light-up may have occurred. Provided that the T.G.T. has not reached the maximum limit, move the r.p.m. control handle sharply forward approximately 1 inch then back immediately to give an engine speed of not less than the minimum idling r.p.m. A starting fault is indicated if this practice has to be used.

Printed in Great Britain

SM  
Mvn  
MDa  
D

# ANEXO H

## APAGADO DEL MOTOR

ROLLS-ROYCE **DART** AERO ENGINE  
MAINTENANCE

Power plant - Adjustment/test (cont.)

(2) Effect the starting procedure instructed in B (including fuel booster pump ON) except for the following:

- |                           |   |
|---------------------------|---|
| (a) H.P.C. CONTROL HANDLE | SHUT                                      |
| (b) START MASTER switch   | BLOW OUT; switch to SAFE after 30 seconds |
| (c) Minimum engine r.p.m. | 1800 r.p.m.                               |

E. Stop the engine

**WARNING:** TO AVOID DANGER FROM POSSIBLE IGNITION OF RESIDUAL FUEL, PERSONNEL SHOULD KEEP WELL CLEAR OF THE ENGINE EXHAUST FOR AT LEAST 5 MINUTES AFTER THE SHUT DOWN.

(1) Proceed as follows:

- |  |  |
|--|--|
| (a) Propeller synchronizer                     | OFF  |
| (b) WATER/METHANOL switch                      | OFF  |
| (c) FUEL DATUM indicator                       | Set as instructed in ACTION G., in the relevant sub-section in Section 4 - 'GROUND RUNNING PROCEDURE'. |
| (d) R.P.M. CONTROL HANDLE                      | IDLE; allow engine speed to stabilize at idling conditions   |
| (e) H.P.C. CONTROL HANDLE                      | SHUT   |
| (f) FUEL BOOSTER PUMP switch                   | OFF  |
| (g) Propeller parking brake switch (if fitted) | Apply at the r.p.m. specified in F27 MAINTENANCE MANUAL  |
| (h) Propeller                                  | Ground fine pitch position   |
| (j) POWER UNIT DE-ICING switch                 | OFF (light extinguished)   |

Printed in Great Britain

SM  
Mvn  
MDa  
D

# ANEXO I

## CHEQUEO APAGO DEL MOTOR



Power plant - Adjustment/test (cont.)

- |   |                          |
|---|--------------------------|
| (k) FUEL FILTER<br>HEATER switch        | OFF                      |
| (l) EMERGENCY FUEL<br>SHUT OFF valve    | CLOSED (fully rearwards) |
| (m) FUEL TANK ISOLATING<br>valve switch | CLOSED                   |
| (n) INVERTER switch                     | OFF                      |
| (p) GENERATOR switch                    | OFF                      |
| (q) STARTER MASTER<br>switch            | SAFE                     |
| (r) BATTERY switch                      | OFF                      |

(2) If the aircraft is parked in the open:

- (a) Ensure that the propellers are secured to prevent rotation, otherwise windmilling could result in damage to the engines or injury to personnel.
- (b) In cold weather, when icing conditions prevail, check that the oil cooler air ducts and matrix tubes, and the engine vents, are free of water or accumulations of snow, then fit approved covers and blanks to the oil cooler air ducts, engine air intake, exhaust unit and vents.

## ANEXO J

### HABILITACIÓN DEL SISTEMA DE ARRANQUE DEL MOTOR

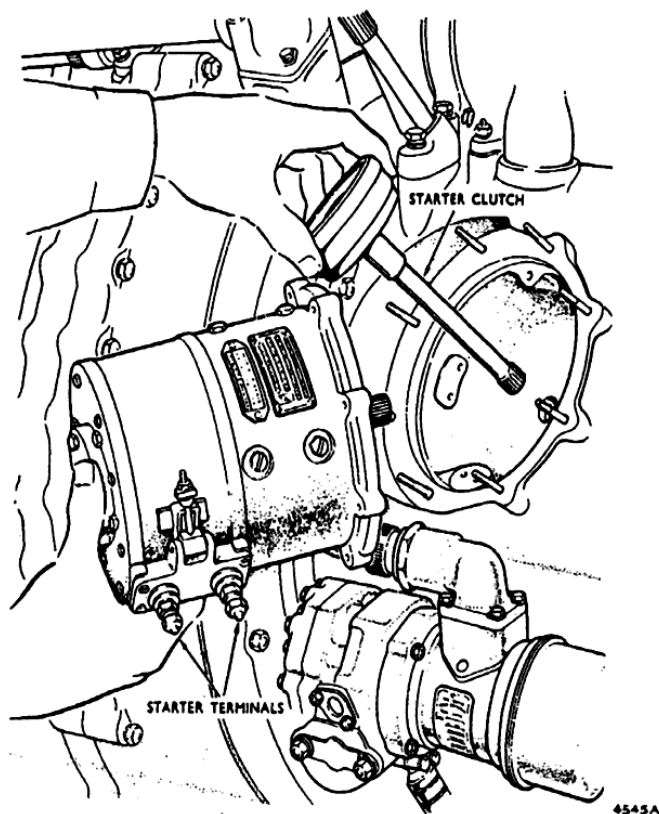
ROLLS-ROYCE **DART** AERO ENGINE  
MAINTENANCE

#### STARTER MOTOR - MAINTENANCE PRACTICES

##### 1. Removal/Installation

##### A. Remove the starter motor

- (1) Disconnect the two electrical leads.
- (2) Remove the retaining nuts, plain washers and spring washers and withdraw the starter motor from the engine; discard the jointing.
- (3) Withdraw the clutch drive assembly.



Starter motor and clutch drive assembly  
Fig.201

MB  
Bmr  
MDa  
ADF

Aug.31/72

80-1  
Page 201

Printed in Great Britain

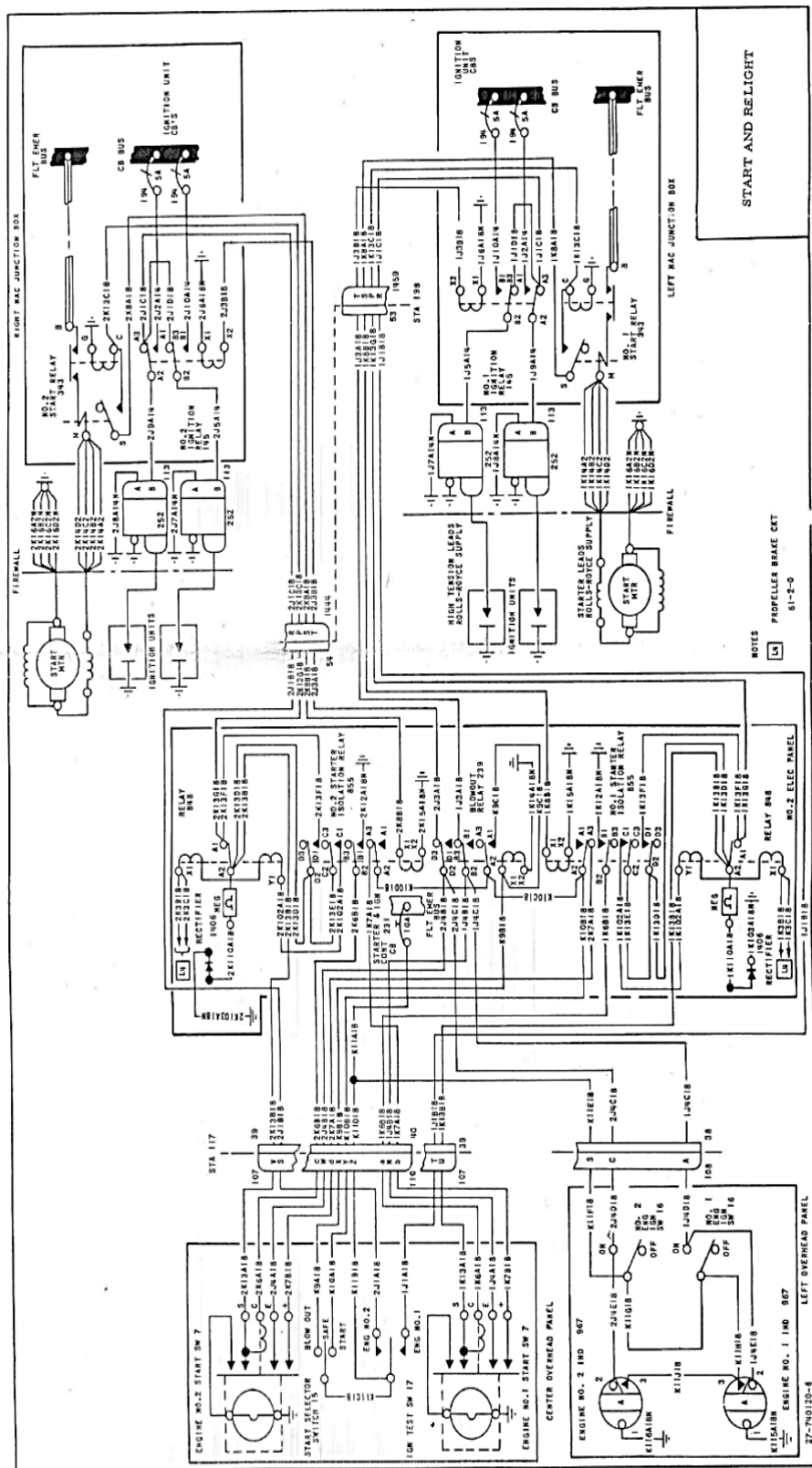


# ANEXO K

## CIRCUITO ELÉCTRICO DEL SISTEMA DE ARRANQUE

FAIRCHILD HILLER  
WIRING DIAGRAM MANUAL

F-27  
SERIES



START AND RELIGHT

NOTES  
[1] PROPELLER BRAKE CUT  
81-2-0

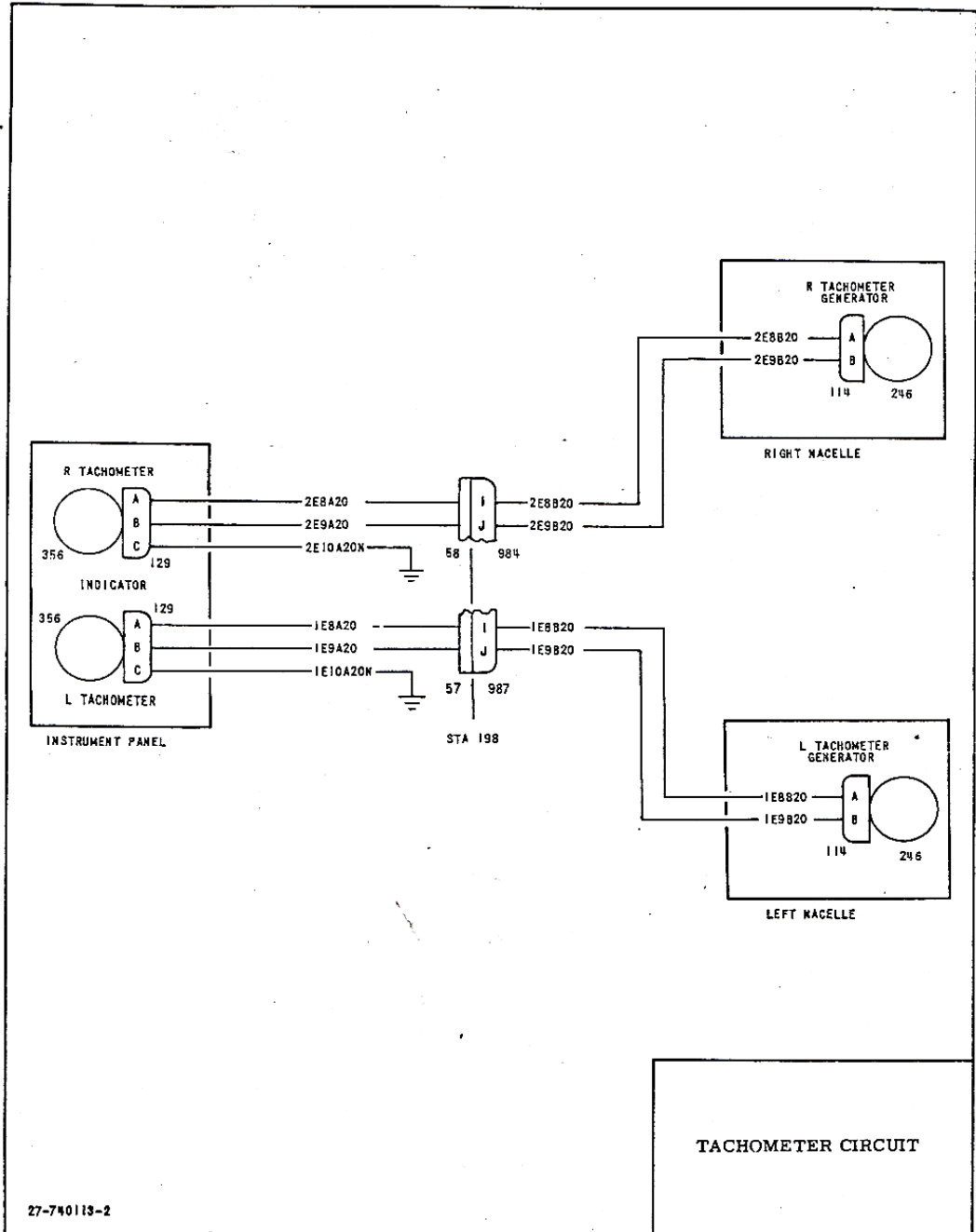
# ANEXO L

## HABILITAR EL SISTEMA DE INDICACIÓN DE LAS RPM'S

**F-27**  
SERIES

**FAIRCHILD HILLER**

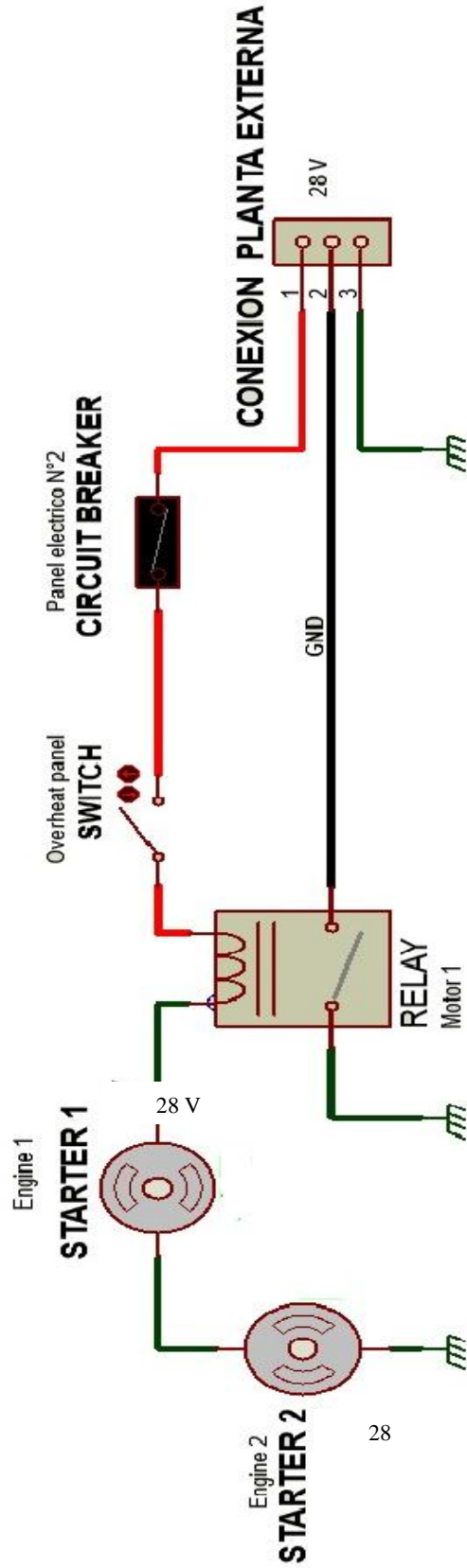
### WIRING DIAGRAM MANUAL



# ANEXO M

## CONEXIÓN CABLEADO MOTOR DE ARRANQUE

### DIAGRAMA ELECTRICO SISTEMA DE ARRANQUE



## HOJA DE VIDA

### DATOS PERSONALES:

**Nombres:** Marcelo Víctor

**Apellidos:** Dillon Almeida

**Numero de cedula:** 060407041-7

**Estado civil:** Soltero

**Número de teléfono:** 032-606157

**Número de celular:** 0983028802

**Nacionalidad:** Ecuatoriano

**Dirección:** Latacunga, Av. Miguel Iturralde

**Fecha de Nacimiento:** 01 de octubre de 1990

**Correo electrónico:** marcelodav66@hotmail.com



### ESTUDIOS REALIZADOS:

- Estudios primarios: La Salle
- Estudios Secundarios: ITES Carlos Cisneros
- Estudios Superiores: Universidad de las Fuerzas Armadas “ESPE”

**CURSOS REALIZADOS:**

<b>CURSOS CUMPLIDOS</b>	<b>COMPAÑÍA</b>	<b>FECHA</b>
<b>INDUCCIÓN A LOS MANUALES APLICABLES A LA OMA DIAF-CEMA</b>	CEMA	17-JUN-2013
<b>FACTORES HUMANOS EN MANTENIMIENTO AERONÁUTICO</b>	CEMA	11-SEP-2013
<b>ADOCTRINAMIENTO BÁSICO</b>	CEMA	12-SEP-2013
<b>SISTEMA DE GESTIÓN DE LA SEGURIDAD OPERACIONAL (SMS)</b>	CEMA	04-OCT-2013
<b>MCM SUDAMERICANA DE AVIACIÓN PROCEDURES</b>	SUDAMERICANA DE AVIACIÓN	10-MAR-2014
<b>MANEJO DEL MEL / CDL SUDAMERICANA DE AVIACIÓN</b>	SUDAMERICANA DE AVIACIÓN	15-MAR-2014
<b>BOEING 77-3/400/50000 SYSTEM &amp; POWER PLANT INITIAL</b>	CEMA	05-APR-2014
<b>BOEING 77-200 SYSTEM &amp; POWER PLANT INITIAL</b>	CEMA	23-MAY-2014
<b>VISUAL INSPECTION</b>	DIAF-CEMA	25-FEB-2015
<b>INDUCTION MGM REV. 5 LAC</b>	DIAF-CEMA	29-JUL-2015
<b>AUDITOR INTERNO ISO 9001: 2008</b>	SGS	05-SEP-2015
<b>HAZARDOUS MATERIALS &amp; DANGEROUS GOODS</b>	DIAF-CEMA	02-OCT-2015
<b>SUSPECTED UNAPPROVED PARTS &amp; TRACEABILITY</b>	DIAF-CEMA	13-OCT-2015
<b>HUMAN FACTORS IN INSPECTION</b>	DIAF-CEMA	30-OCT-2015

<b>&amp;MAINTENANCE AIRCRAFT TRAINING</b>		
<b>SAFETY MANAGEMENT SYSTEM TRAINING</b>	DIAF-CEMA	04-NOV-2015
<b>MAINTENANCE ERROR DECISION AID TRAINING</b>	DIAF-CEMA	27-NOV-2015
<b>AERONAUTICAL REGULATION RDAC 145/43 &amp; LAR 145/43</b>	DIAF	20-ENE-2015
<b>ALTIMETRY, RVSM &amp; TRANSPONDER RECURRENT</b>	DIAF	26-ENE-2016
<b>FAR TITLE 14 PART 145</b>	ONLINE	08-MAR-2016
<b>BOEING 737-300-400-500 SYSTEM &amp;POWER PLANT RECURRENT</b>	DIAF	25-MAR-2016
<b>GMM AVIOR AIRLINE, SFAR 88/EWIS</b>	DIAF	11-APR-2016
<b>BOEING 737-200 SYSTEM &amp; POWER PLANT RECURRENT</b>	DIAF	13-MAY-2016
<b>BEEHCRAF KING AIR B-350 (350i) &amp; P&amp;W PT6A-60A ENGINES, MAINTENANCE INITIAL</b>	DIAF	19-OCT-2016
<b>AUDITOR INTERNO SISTEMAS INTEGRADOS ISO 9001:2015-OHSAS 18001:2007</b>	SGS	30-NOV-2016
<b>INICIAL MECÁNICO - AVIÓNICO T1/T2 EN AERONAVES ATR 42-500</b>	DIAF	16-ENE-2017
<b>FAR 145 &amp; 43</b>	DIAF	31-MAY-2017
<b>MEDA</b>	DIAF	08-DEC-2017
<b>RISK MANAGEMENT</b>	DIAF	22-JAN-2018

## **EXPERIENCIA LABORAL O PRÁCTICAS PRE-PROFESIONALES**

- Mecánico de mantenimiento habilitado en las Aeronaves B 737/200, B737/300/400/500 en la Dirección de la Industria Aeronáutica (DIAF).
- Auditor Técnico en Dirección de la Industria Aeronáutica (DIAF).

**Atentamente,**

---

**SR. MARCELO VICTOR DILLON ALMEIDA**

**C.I. 0604070417**

**HOJA DE LEGALIZACIÓN DE FIRMAS**

**DEL CONTENIDO DE LA PRESENTE INVESTIGACIÓN SE  
RESPONSABILIZA EL AUTOR**

---

**SR. DILLON ALMEIDA MARCELO VÍCTOR**

**DIRECTOR DE LA CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA**

---

**ING. RODRIGO BAUTISTA**

Latacunga, 29 de noviembre del 2018



## **CESIÓN DE DERECHOS DE PROPIEDAD INTELECTUAL**

Yo, **MARCELO VÍCTOR DILLON ALMEIDA**, Egresado de la carrera de Mecánica Aeronáutica Mención Motores, en el año de 2018, con Cédula de Ciudadanía No. 0604070417, autor del trabajo de Graduación “**HABILITACIÓN DEL SISTEMA DE ARRANQUE DEL MOTOR # 1 DEL AVIÓN FAIRCHILD FH27-J PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS-ESPE**”, cedo mis derechos de propiedad intelectual a favor de la Unidad De Gestión De Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas.

Para constancia firmo la presente cesión de propiedad intelectual.

---

**MARCELO VÍCTOR DILLON ALMEIDA**  
**C.I. 0604070417**

Latacunga, 29 de noviembre de 2018