



**Inspección de la zona fría y zona caliente de la unidad de potencia auxiliar, de acuerdo a información aplicable al modelo GTCP 36-4 A, perteneciente a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Sede Latacunga**

Bolaños Cevallos, Francisco Javier

Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica

Monografía, previo a la obtención del título de Tecnólogo Superior en Mecánica Aeronáutica

Tlgo. Arcos Castillo, Rogelio Paul

02 de febrero del 2024

Latacunga



BOLAÑOS CEVALLOS FRANCISCO JAVI...

### Scan details

Scan time: February 26th, 2024 at 20:3 UTC  
 Total Pages: 45  
 Total Words: 11181

### Plagiarism Detection

Type of plagiarism	Words
Identical	2.3% 246
Minor changes	1.7% 191
Paraphrased	3.4% 371
Orphaned Words	0% 0

### AI Content Detection

Text coverage  
 AI text  
 Human text

### Plagiarism Results: (47)

<p><b>Revisión De Los Motores Del Avión Cap.1 - ASOC. PASIÓN POR VOLAR</b> 0.7%</p> <p><a href="https://www.pasionporvolar.com/revision-de-los-motores-del-avion-cap-1/">https://www.pasionporvolar.com/revision-de-los-motores-del-avion-cap-1/</a>            ASOC. PASIÓN POR VOLAR d...</p>
<p><b>M-ESPEL-CMA-0215.pdf</b> 0.7%</p> <p><a href="https://repositorio.espe.edu.ec/bitstream/1000/28142/1/m-espel-cma-0215.pdf">https://repositorio.espe.edu.ec/bitstream/1000/28142/1/m-espel-cma-0215.pdf</a>            INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR AERONÁUTICO CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA CONSTRUCCIÓN DE UNA MAQUETA DIDÁCTICA QUE SIMULE EL FUNCIONA...</p>
<p><b>M-ESPEL-CMA-0278.pdf</b> 0.6%</p> <p><a href="https://repositorio.espe.edu.ec/bitstream/1000/29193/1/m-espel-cma-0278.pdf">https://repositorio.espe.edu.ec/bitstream/1000/29193/1/m-espel-cma-0278.pdf</a>            INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR AERONÁUTICO CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MIPCIÓN MOTORES CONSTRUCCIÓN DE LA CABINA DE MANEJO Y SOPORTE...</p>
<p><b>Aviación Ecuatoriana y más...desde UTO: 2010</b> 0.6%</p> <p><a href="http://www.uto.edu.ec/igz/ut1.com/2010/">http://www.uto.edu.ec/igz/ut1.com/2010/</a>            Aviación Ecuatoriana y más...desde UTO...</p>

Firma:

Tigor Arcos Castillo, Rogelio Paul

C. C. 0401515192



Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica

#### Certificación

Certifico que la monografía: "Inspección de la zona fría y zona caliente de la unidad de potencia auxiliar, de acuerdo a información aplicable al modelo GTCP 36-4 A, perteneciente a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Sede Latacunga" fue realizado por el señor Bolaños Cevallos, Francisco Javier; el mismo que cumple con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, además fue revisado y analizado en su totalidad por la herramienta de prevención y/o verificación de similitud de contenidos; razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que se lo sustente públicamente.

Latacunga, 02 de febrero de 2024

Firma



Tigo Arcos Castillo Rangel Paul  
C. C. 0401515192



Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica  
Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica

#### Responsabilidad de Autoría

Yo, Bolaños Cevallos, Francisco Javier, con cédula de ciudadanía N° 0402048235, declaro que el contenido, ideas y criterios de la monografía: *Inspección de la zona fría y zona caliente de la unidad de potencia auxiliar, de acuerdo a información aplicable al modelo GTCP 36-4 A, perteneciente a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Sede Latacunga* es de mi autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos, y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Latacunga, 02 de febrero de 2024

Firma

Bolaños Cevallos, Francisco Javier

C. C: 0402048235



Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica

#### Autorización de Publicación

Yo **Bolaños Cevallos, Francisco Javier**, con cédula de ciudadanía N° 0402048235, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar la monografía: **Título: Inspección de la zona fría y zona caliente de la unidad de potencia auxiliar, de acuerdo a información aplicable al modelo GTCP 36-4 A, perteneciente a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Sede Latacunga en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi/nuestra responsabilidad.**

Latacunga, 02 de febrero de 2024

Firma

Bolaños Cevallos, Francisco Javier

C. C. 0402048235

### **Dedicatoria**

Alcanzar el firmamento es posible, hecho una realidad dejan de ser los sueños de un pequeño niño soñador quien fantaseaba con cabalgar en aquellas maquinas que inexplicablemente desafiaban la tranquilidad nocturna en aquel cielo repleto de luciérnagas vigilantes. A quien me enseñó la virtud del trabajo, la constancia y la entrega día a día, en un hogar lleno de amor y humildad del cual me siento orgulloso de pertenecer, quien me enseñó que la dedicación y la humildad abren puertas, para mi padre, Javier Bolaños. A quien me enseñó el significado del amor puro y sincero, aquella persona que me enseñó que hay que ser más para servir mejor, mi confidente, amiga y compañera, para mi madre, Dorita Cevallos. A quien me enseñó que nada es imposible en este mundo, aquel ejemplo de superación, de entrega, de amor, de sinceridad y de fé, aquel ser de amor llamado abuelo, para mi abuelito, Miguel Cevallos. A quienes son y serán cómplices de mis locuras, aquellos seres cuya existencia me llena de alegría, a quienes siempre están en todos los momentos felices que he tenido en mi vida, a quienes llevan la palabra hermandad hacia otro nivel, para mis hermanos Franklin y Martha. Finalmente, a quienes son los vigilantes de mis acciones desde lo más alto del firmamento, aquellos centinelas de mis sueños, aquellas personas que siempre van conmigo y siempre tendrán un lugar en mi corazón, aquellas personas quienes son mis ángeles de la guarda, Fabi, Franklin y Martha.

**Bolaños Cevallos, Francisco Javier**

### **Agradecimiento**

Agradezco a mi Dios por ser quien guía mi vida y me da la fortaleza para seguir adelante, aquel que es mi refugio mi amparo y protección, por darme la capacidad de poder realizar mis anhelos. Agradezco a mis padres a mis hermanos a mi abuelito, por permitirme lograr culminar una etapa más en mi vida aquel apoyo fundamental e indispensable para poder ser lo que soy, aquellos que me inculcaron los valores y me enseñaron que para obtener algo hay que hacerlo con esfuerzo y perseverancia. Agradezco a mis amigos por brindarme su apoyo en aquellos momentos de dificultad, aquellas personas que me brindaron su brazo para poder seguir adelante, aquellos que sin interés me entregaron su amistad. Agradezco a mis docentes quienes me enseñaron con empeño dedicación y esmero cada uno de los conocimientos que hoy poseo, agradezco a aquellos docentes que se convirtieron en mis grandes amigos, aquellos que me brindaron su confianza y su conocimiento. Finalmente agradezco a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, cuna de grandes personas y profesionales, por acogerme en su regazo y darme la oportunidad de crecer como persona y como ser humano.

**Bolaños Cevallos, Francisco Javier**

**ÍNDICE DE CONTENIDOS**

Carátula.....	1
Reporte de verificación de contenidos .....	2
Certificación .....	3
Responsabilidad de Autoría .....	4
Autorización de Publicación.....	5
Dedicatoria.....	6
Agradecimiento.....	7
Índice de contenidos .....	8
Índice de figuras .....	14
Índice de tablas .....	17
Resumen .....	18
Abstract.....	19
Capítulo I: Planteamiento del problema de investigación .....	20
Antecedentes.....	20
Planteamiento del problema .....	21
Justificación e Importancia.....	22
Objetivos .....	23
<i>Objetivo general</i> .....	23
<i>Objetivos específicos</i> .....	23
Alcance.....	23
Capítulo II: Marco Teórico.....	24



Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Sede Latacunga.....	24
Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica .....	24
Historia del Fokker F28.....	25
Características.....	27
Dimensiones y zonas.....	28
Sistemas principales .....	28
Motores.....	29
Unidades de Potencia Auxiliar – APU.....	30
Secciones.....	33
<i>Sección de potencia</i> .....	33
<i>Sección del compresor de carga</i> .....	33
<i>Sección de caja de engranajes</i> .....	33
Fabricantes de APU .....	34
Garret GTCP 36-4A.....	35
Características principales .....	37
Funcionamiento interno .....	38
Caja de accesorios.....	39
Sistema de combustible.....	40
<i>Limitador de aceleración</i> .....	42
<i>Sistema de control de velocidad</i> .....	43
<i>Válvula de caída de presión constante</i> .....	44
<i>Válvula de flujo mínimo</i> .....	44

<i>Válvula de alivio de alta presión</i> .....	44
Sistema de protección de sobre temperatura .....	44
<i>Válvula solenoide de combustible</i> .....	45
<i>Atomizador de combustible</i> .....	45
Termostato de control de temperatura.....	46
Sistema de aire de sangrado .....	47
Control del APU.....	48
Operación eléctrica.....	49
Sistema de encendido .....	50
Sistema de aceite .....	51
Arranque de motores con APU.....	53
Energía eléctrica auxiliar del APU.....	53
Inspección en motores de aviación .....	54
Tipos de inspecciones.....	57
Inspección visual .....	57
Herramientas para una inspección visual.....	57
<i>Linternas</i> .....	58
<i>Espejos de inspección</i> .....	58
<i>Lupas simples</i> .....	59
<i>Boroscopos</i> .....	59
Procedimientos de inspección visual detallada.....	59
<i>Inspección preliminar</i> .....	59

<i>Tratamiento de la corrosión</i> .....	60
<i>Iluminación</i> .....	60
<i>Ruido</i> .....	60
<i>Acceso al área de inspección</i> .....	60
<i>Limpieza previa</i> .....	60
<i>Inspección</i> .....	61
<i>Registro</i> .....	61
<b>Capítulo III: Desarrollo del tema</b> .....	<b>62</b>
<b>Descripción general</b> .....	<b>62</b>
<b>Condición inicial y preparación del área de trabajo</b> .....	<b>63</b>
<b>Limpieza de componentes</b> .....	<b>63</b>
<b>Remoción de componentes de la sección caliente</b> .....	<b>64</b>
<i>Ducto de gases de escape</i> .....	64
<i>Cables de termocuplas</i> .....	65
<i>Cobertor del ducto de descarga de la turbina</i> .....	66
<i>Ducto de descarga de la turbina</i> .....	66
<i>Cámara de combustión</i> .....	67
<b>Remoción de componentes de la zona fría</b> .....	<b>68</b>
<b>Remoción de componentes de los sistemas del APU</b> .....	<b>68</b>
<i>Válvula de aire de sangrado</i> .....	68
<i>Generador eléctrico</i> .....	69
<i>Cajas de encendido o excitadores</i> .....	70

<i>Filtro de aceite</i> .....	71
<i>Starter</i> .....	72
<i>Reservorio de aceite</i> .....	72
<i>Arneses eléctricos</i> .....	73
<i>Unidad de control de combustible</i> .....	74
<i>Cañerías de combustible – aceite – hidráulicas</i> .....	74
Trazado y seccionamiento de los componentes.....	75
Proceso de pintura de componentes.....	76
Elaboración del soporte del APU .....	77
<i>Instalación de ruedas</i> .....	78
Instalación de componentes.....	78
Instalación del motor eléctrico .....	79
Resultado final del proyecto .....	80
Capítulo IV: Conclusiones y recomendaciones .....	82
Conclusiones.....	82
Recomendaciones .....	83
Glosario.....	84
Bibliografía .....	85
Anexos .....	86

## ÍNDICE DE FIGURAS

<b>Figura 1</b> <i>Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica</i> .....	24
<b>Figura 2</b> <i>Aeronave Fokker F28</i> .....	25
<b>Figura 3</b> <i>Accidente de la aeronave Fokker F28 - Tame</i> .....	26
<b>Figura 4</b> <i>Dimensiones y zonas de la aeronave Fokker F-28</i> .....	28
<b>Figura 5</b> <i>Motores de la aeronave Fokker F28 - Tame</i> .....	29
<b>Figura 6</b> <i>Primeros APU fabricados</i> .....	30
<b>Figura 7</b> <i>Ubicación del APU</i> .....	32
<b>Figura 8</b> <i>APU Garret GTCP 36-4A</i> .....	35
<b>Figura 9</b> <i>Procedimientos para la remoción de la cámara de combustión</i> .....	38
<b>Figura 10</b> <i>Diagrama de funcionamiento del sistema de aire del APU</i> .....	40
<b>Figura 11</b> <i>Unidad de control de combustible - FCU</i> .....	41
<b>Figura 12</b> <i>Sistema de combustible - APU</i> .....	42
<b>Figura 13</b> <i>Atomizador de combustible</i> .....	46
<b>Figura 14</b> <i>Termostato de control de temperatura</i> .....	47
<b>Figura 15</b> <i>Sistema de aire de sangrado</i> .....	48
<b>Figura 16</b> <i>Secuencia de encendido del APU</i> .....	50
<b>Figura 17</b> <i>Bujía del sistema de encendido del APU</i> .....	51
<b>Figura 18</b> <i>Componentes del sistema de lubricación</i> .....	52
<b>Figura 19</b> <i>Inspección en motores de aviación</i> .....	56
<b>Figura 20</b> <i>Placa de identificación del APU</i> .....	62
<b>Figura 21</b> <i>Traslado de la unidad de potencia auxiliar</i> .....	63

<b>Figura 22</b> <i>Limpieza del APU</i> .....	64
<b>Figura 23</b> <i>Remoción del ducto de gases de escape</i> .....	65
<b>Figura 24</b> <i>Remoción de los cables de las termocuplas</i> .....	65
<b>Figura 25</b> <i>Remoción del cobertor del ducto de descarga de la turbina</i> .....	66
<b>Figura 26</b> <i>Remoción del ducto de descarga de la turbina</i> .....	67
<b>Figura 27</b> <i>Remoción de la cámara de combustión</i> .....	67
<b>Figura 28</b> <i>Cobertor de la zona fría de la APU</i> .....	68
<b>Figura 29</b> <i>Remoción de la válvula de aire de sangrado</i> .....	69
<b>Figura 30</b> <i>Remoción del generador eléctrico</i> .....	70
<b>Figura 31</b> <i>Remoción y mantenimiento de encendido</i> .....	71
<b>Figura 32</b> <i>Remoción del filtro de aceite</i> .....	71
<b>Figura 33</b> <i>Remoción del starter</i> .....	72
<b>Figura 34</b> <i>Remoción del reservorio de aceite</i> .....	73
<b>Figura 35</b> <i>Mantenimiento de los arneses eléctricos</i> .....	73
<b>Figura 36</b> <i>Remoción de la unidad de control de combustible</i> .....	74
<b>Figura 37</b> <i>Remoción y ajuste de cañerías de combustible – aceite – hidráulicas</i> .....	75
<b>Figura 38</b> <i>Seccionamiento de los componentes de la APU</i> .....	76
<b>Figura 39</b> <i>Pintura de componentes</i> .....	77
<b>Figura 40</b> <i>Elaboración del soporte de la APU</i> .....	77
<b>Figura 41</b> <i>Instalación de las ruedas del soporte</i> .....	78
<b>Figura 42</b> <i>Instalación de componentes</i> .....	79

<b>Figura 43</b> <i>Instalación del motor eléctrico</i> .....	80
<b>Figura 44</b> <i>Resultado final</i> .....	81

**ÍNDICE DE TABLAS**

<b>Tabla 1</b> <i>Características técnicas del Fokker F28 2000/4000 .....</i>	27
<b>Tabla 2</b> <i>Características principales del Garret GTCP 36-4A.....</i>	37
<b>Tabla 3</b> <i>Requerimientos de inspección de los componentes del APU.....</i>	55



## Resumen

Los procedimientos para la inspección de la zona fría y zona caliente de la unidad de potencia auxiliar GTCP 36-4 A, abarcan desde la remoción, inspección visual, seccionamiento, pintura e instalación de componentes. La ejecución de este proyecto se realizó bajo ciertos procedimientos, tales como; la remoción, la misma que implica desconectar todas las fuentes de energía, desmontar accesorios y componentes, y retirar físicamente la APU, seguido de una inspección visual detallada. La inspección visual se centró en examinar exteriormente la APU, verificar componentes y accesorios, inspeccionar tubos y conductos, revisar sistemas de escape, y realizar una inspección interna si es posible. El proceso de pintura al horno envolvió, una preparación minuciosa de la superficie, seguida de la aplicación de la pintura mediante pulverización. Un secado parcial para eliminar solventes antes de entrar al horno para el proceso de curado. Durante el curado, la pintura se endureció completamente, mejorando su durabilidad y resistencia. Tras el enfriamiento, se realizó una inspección final para garantizar la adherencia correcta y la calidad del acabado. Seguidamente, la instalación incluyó la preparación, el posicionamiento adecuado, la conexión de sistemas mecánicos, eléctricos y de combustible. Finalmente, se llevó a cabo pruebas de funcionamiento del motor eléctrico instalado para determinar la rotación de los ejes de transmisión compresor-turbina.

*Palabras clave:* Unidad de potencia auxiliar GTCP 36-4 A, zona fría de la Unidad de Potencia Auxiliar, zona caliente de la Unidad de Potencia Auxiliar, Fokker F28.

### **Abstract**

The procedures for the inspection of the cold zone and hot zone of the GTCP 36-4 A auxiliary power unit range from removal, visual inspection, sectioning, painting and installation of components. The execution of this project was performed under certain procedures, such as; removal, which involves disconnecting all power sources, disassembling accessories and components, and physically removing the APU, followed by a detailed visual inspection. The visual inspection focused on examining the exterior of the APU, verifying components and accessories, inspecting pipes and ducts, checking exhaust systems, and performing an internal inspection if possible. The baking process involved thorough surface preparation, followed by spray application of the paint. Partial drying to remove solvents before entering the oven for the curing process. During curing, the paint hardened completely, improving its durability and strength. After cooling, a final inspection was performed to ensure proper adhesion and finish quality. Installation then included preparation, proper positioning, connection of mechanical, electrical and fuel systems. Finally, functional testing of the installed electric motor was carried out to determine the rotation of the compressor-turbine drive shafts.

*Key words:* Auxiliary Power Unit GTCP 36-4 A, Auxiliary Power Unit cold zone, Auxiliary Power Unit hot zone, Fokker F28.

## Capítulo I

### Planteamiento del problema de investigación

#### Antecedentes

La Universidad de las Fuerzas Armadas del Ecuador forma profesionales en diferentes campos laborales, formando profesionales de alto nivel y competitividad para la República del Ecuador. En la Universidad de las Fuerzas Armadas pone como pilar fundamental los valores formando profesionales responsables y honestos, dispuestos a solventar cualquier reto.

El mantenimiento preventivo es un tipo de mantenimiento aceptado dentro del ámbito aeronáutico y como su nombre lo menciona se encarga de mantener la condición segura de una aeronave, engloba múltiples actividades de mantenimiento entre las que se encuentran reparaciones, reemplazos y restauraciones, esta actividad se realiza en aeronaves de forma regular y periódica para evitar todo tipo de problemas funcionales y estructurales importantes.

El mantenimiento regular permite disminuir las probabilidades de que una aeronave tenga una falla o inconveniente dentro de sus operaciones, los beneficios del mantenimiento preventivo es poder aumentar la vida útil de sus componentes realizando tareas básicas, reducir las posibilidades de que una aeronave falle aumenta la fiabilidad y la eficiencia del mismo, un mantenimiento de tipo preventivo puede ayudar a corregir a tiempo fallas potencialmente peligrosas o identificar componentes defectuosos antes de que se convierta en una falla.

Dentro de los Centros de Instrucción Aeronáutica Civil, se deberá contar con equipos de instrucción tal como lo estipula dentro las Regulaciones de la Dirección Aeronáutica Civil en la parte 147.205 en donde menciona que dentro que cuentan como material de instrucción cualquier material audiovisual, maqueta o componente de alguna aeronave.

## **Planteamiento del problema**

La Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE el cual cuenta con laboratorios equipados con materiales didácticos referente a motores y diversos componentes de aeronaves, más sin embargo no se cuenta con un material tangible que nos ayude a poder comprender de forma clara el funcionamiento de una Unidad de Potencia Auxiliar.

Dentro del laboratorio de Mecánica Aeronáutica de la universidad de las Fuerzas Armadas ESPE en la sede Latacunga se cuenta con una Unidad de Potencia Auxiliar la cual se encuentra sin un uso adecuado, de forma tal que se ha deteriorado en función del tiempo, por lo que no se le da un debido uso, al estar dentro de los laboratorios no cuenta con el equipamiento necesario para ser considerado como un material de instrucción ya que la regulación aeronáutica civil dentro de la RDAC 147 en su parte 205 en el ítem C en donde se menciona que para ser considerado como un material de instrucción deberá ser reparado de manera tal que permita lograr un ensamblaje completo para una instrucción adecuada.

Como no se cuenta con el material de instrucción en una condición aceptable no es apto para poder ser usado dentro de la instrucción es por esto que se genera una inconsistencia dentro de la formación de los estudiantes de la carrera, es por esto que existe una necesidad fundamental que nos permita apreciar de forma clara el funcionamiento de esta Unidad Auxiliar de Poder, más aún que se tiene el material dentro de las instalaciones, pero no se le ha dado un correcto uso.

## **Justificación e Importancia**

El seccionamiento de la Unidad de Potencia Auxiliar GTCP 36-4 A, servirá para que los alumnos de la carrera afiancen sus conocimientos dentro de la relación existente entre la teoría practica ya que asimilarn los conocimientos impartidos dentro de las aulas y relacionaran con los componentes que serán visibles dentro de la Unidad de Potencia Auxiliar al estar seccionada, dando cumplimiento a lo que estipula la Dirección General de Aviación Civil dentro de sus requisitos para poder ser avalado como Centro de Instrucción Aeronáutica Civil.

Se menciona que el equipo de instrucción no necesita ser reparado en condición aeronavegable y podrá ser reparado para poder lograr un ensamblaje completo para una instrucción adecuada, como equipos de instrucción también se menciona que es válido el uso de estructuras y componentes como lo es la Unidad Auxiliar de Potencia por lo que entra dentro del campo de requisito de equipamiento en la parte de las Regulaciones Aeronáuticas Civiles en la parte 147.205.

De igual manera servirá para poder incrementar los materiales a disposición de los alumnos para que desarrollen óptimamente el proceso aprendizaje de los sistemas de las aeronaves, de esta manera estar más capacitado y familiarizado con los sistemas aumentando los conocimientos generando profesionales más competitivos dentro del campo del mantenimiento aeronáutico, así los alumnos estarán mejor capacitados conociendo de forma interna a los equipos que muy pocas veces se puede observar de tal manera.

Es necesario poder contar con el material didáctico que afiance los conocimientos y realice una mejor relación entre lo teórico y lo práctico para poder obtener un aprendizaje más sustentado, al ser un componente importante la Unidad de Potencia Auxiliar es indispensable saber su funcionamiento y los componentes tanto internos como externos, adicionalmente es importante poder observar mediante el material de apoyo para que el conocimiento se afiance y sea integro para formar nuevos profesionales.

## **Objetivos**

### ***Objetivo general***

“Realizar la inspección de la zona fría y zona caliente de la Unidad de Potencia Auxiliar, de acuerdo a información aplicable al modelo GTCP 36-4 A, perteneciente a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Sede Latacunga”

### ***Objetivos específicos***

- Recopilar información técnica a cerca del funcionamiento de una Unidad de Potencia Auxiliar GTCP 36-4A y sus principales sistemas.
- Realizar la inspección detallada de zona caliente y zona fría la Unidad de potencia Auxiliar GTCP 36-4A y sus componentes.
- Seccionar la Unidad de Potencia Auxiliar GTCP 36-4A para la correcta identificación de sus componentes y sistemas.
- Identificar y señalar cada uno de los componentes internos y sistemas que componen la Unidad de Potencia Auxiliar.

### **Alcance**

La inspección visual de los componentes internos se realizará dentro de los laboratorios de la Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica con el fin de identificar y señalar cada uno de los componentes de la sección fría y caliente de la Unidad de Potencia Auxiliar, para una mejor observación de la parte interna de la Unidad de potencia Auxiliar GTCP36-4A se la seccionará para poder observar la parte interna.

## Capítulo II

### Marco Teórico

#### Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Sede Latacunga

#### Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica

El objetivo de la carrera es proporcionar al sector público y privado, empresarial e industrial, tecnólogos en el área de Mantenimiento en Mecánica Aeronáutica con capacidad crítica, analítica, para el mantenimiento de aeronaves a fin de garantizar la aeronavegabilidad en condiciones de vuelo de las mismas, así como también contribuir al desarrollo de competencias a nivel nacional e internacional de esta forma permitir a sus egresados desempeñarse en el amplio campo laboral de una manera óptima, eficaz y segura acorde a todas las normas y estándares nacionales e internacionales (Barrera Ramírez, 2011).

#### Figura 1

*Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica*



*Nota.* Laboratorio de la Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica. Tomado de <https://www.espe.com.ec>

La carrera de Mecánica Aeronáutica con sus menciones en motores y aviones, con certificación de moto propulsor y célula; se define como una profesión altamente competitiva y de actualización continua que va de la mano con el desarrollo tecnológico de la aeronáutica,

para la formación del personal técnico que labora en mantenimiento aeronáutico (Barrera Ramírez, 2011).

### **Historia del Fokker F28**

En Fokker fue el primer avión de pasajeros propulsado por dos turbinas de gas (motores a reacción). Era un avión de piso bajo con dos motores Rolls Royce Spey montados en la parte trasera del fuselaje. El estabilizador horizontal estaba montado encima de la cola en T (Fokker, 2022).

### **Figura 2**

*Aeronave Fokker F28*



*Nota.* Aeronave Fokker F28. Tomado de <https://www.modernairliners.com>

El primer diseño del F 28 requería 65 pasajeros, pero finalmente se construyó para transportar 70 pasajeros. Una versión ampliada posterior podría transportar 85 pasajeros. El modelo en sí no fue revolucionario, ya que ya había tres tipos de aviones volando con la misma configuración de cola en T: el Caravelle francés de 1959, el DC-9 estadounidense de 1965 y el BAC-111 inglés de 1963. Fue valiente por parte de Fokker que se atrevieron a competir con estos tres competidores que tenían la misma capacidad de pasajeros (Fokker, 2022).

El Fokker F28 era un avión de pasajeros de ala baja con dos motores ubicados a cada lado de la parte trasera del fuselaje. Con un tren de aterrizaje de cola en T y triciclo, el F28 fue



diseñado para complementar el ya exitoso turbohélice, el Fokker F27 Friendship (Modern Airlines, 2023).

Tenía aproximadamente el mismo tamaño que el Vickers Viscount turbohélice de cuatro motores, un avión de pasajeros popular de la época, pero más rápido. El F28 era más lento que otros aviones, pero Fokker pretendía que el avión fuera simple y que pudiera dar servicio a alrededor del 85% de los aeródromos que el F27 y el Douglas DC3 podían (Modern Airlines, 2023).

Para finales de la década del 70 y principios de los años 80 TAME integró a su flota de aviones tres Boeing 727-100. Hacia mediados de los años 80 y hasta 1992, continuó con su expansión interna hacia ciudades como Manta, Cuenca, Esmeraldas y las Islas Galápagos; los valores recaudados en las rutas operadas por la aerolínea, hacen posible la adquisición de cuatro Boeing 727-200. Entre 1986 y 1999 incorpora a su flota tres Fokker F28 Fellowship series 2000 y 4000. El 17 de enero de 2003, un Fokker F28 aborta el despegue y se sale de la pista del Antiguo Aeropuerto Internacional Mariscal Sucre de Quito, sin víctimas que lamentar (Wikipedia, 2023).

### Figura 3

*Accidente de la aeronave Fokker F28 - Tame*



*Nota.* Accidente de la aeronave Fokker F28 - Tame. Tomado de <https://reports.aviation-safety.net>

## Características

A continuación, se detalla las características principales de la aeronave Fokker F28 - 2000/4000.

**Tabla 1**

*Características técnicas del Fokker F28 2000/4000*

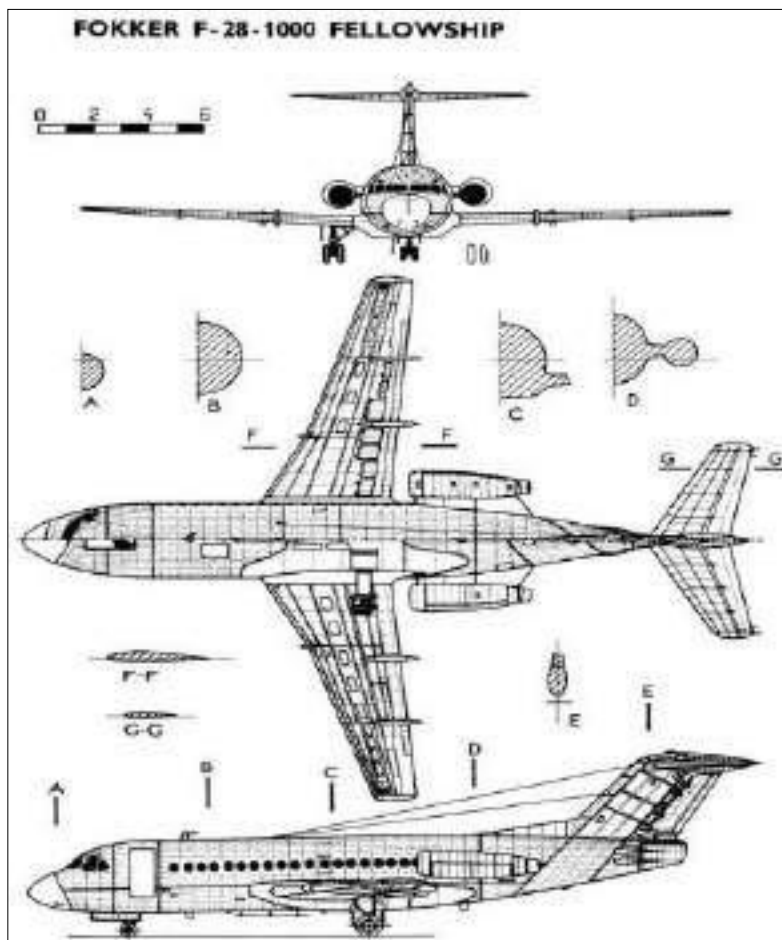
<b>Fokker F28</b>	<b>-2000</b>	<b>-4000</b>
Crew	2	2
First Flight	28 Apr 1971	20 October 1975
Number Produced	10	112
Passengers	79	85
Aircraft Length	29.5m (97ft 2in)	29.6m (97ft 2in)
Tail Height	847m (27 11 95 in)	847m (27 11 95 in)
Main Wing Span	22.5m (77ft 4in)	25.7m (82ft 11in)
Empty Weight	16.707 kg (36,953 lb)	17,610 kg (38,825 lb)
Maximum Payload	7,976 kg (17,547 lb)	10,556 kg (23,307 lb)
Takeoff Dist.	1676 m (5,500 ft)	1676 m (5,500 ft)
Fuel Capacity	3.445 gl US	3.445 gl US
Engines x 2	Rols Royce Spey Mk 555-15	Rols Royce Spey Mk 555-15

*Nota.* Esta tabla muestra las características técnicas del Fokker F28 2000/4000.

## Dimensiones y zonas

### Figura 4

*Dimensiones y zonas de la aeronave Fokker F-28*



*Nota.* Dimensiones y zonas de la aeronave Fokker F-28. Tomado de <https://www.marambio.aq/fokkerf28.html>

### Sistemas principales

El ala principal baja tenía un ligero ángulo de barrido en forma de media luna y lucía un sistema de flaps simple. Los alerones exteriores también trabajaban al unísono con los flaps cuando estos estaban desplegados (Modern Airlines, 2023).

Los dumpers o spoilers elevadores estaban divididos en cinco secciones y sólo podían desplegarse en el suelo para ayudar en el frenado. Estos reemplazaron cualquier empuje inverso proporcionado por los motores, una característica que se omitió para ayudar en la

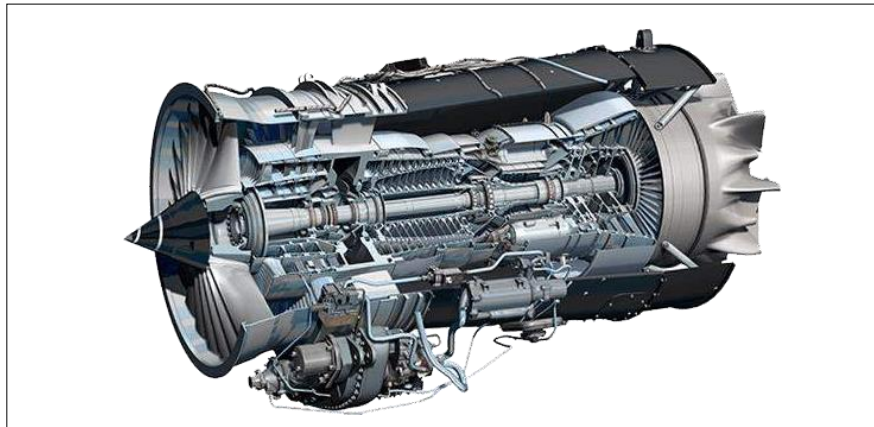
simplicidad, la reducción de peso y evitar que se levantaran escombros en franjas no preparadas (Modern Airlines, 2023).

## Motores

El Rolls-Royce RB.183 Tay es un motor turbofan de derivación media, desarrollado a partir del núcleo del RB.183 Mk 555 Spey y que utiliza un ventilador a escala directamente del Rolls-Royce RB.211. -535E4 para producir versiones con una relación de derivación de 3,1:1 o superior. El compresor IP y la turbina LP se diseñaron utilizando tecnología del programa RB.211. El motor se puso en marcha por primera vez en agosto de 1984 (Academia Lab, 2024).

## Figura 5

*Motores de la aeronave Fokker F28 - Tame*



*Nota.* Motor Rolls-Royce RB.183 Tay. Tomado de <https://www.rolls-royce.com>

El Tay 650 tenía una nueva turbina HP que incorporaba nueva tecnología probada con el RB.211-535E4. Este motor también tenía una nueva cámara de combustión para mejorar la durabilidad. La familia Tay se utiliza en varios aviones de pasajeros y jets de negocios más grandes, incluida la familia Gulfstream IV, Fokker 70 y Fokker 100, y se utiliza una versión posterior para rediseñar los Boeing 727-100 (Academia Lab, 2024).

## Unidades de Potencia Auxiliar – APU

Un APU es un pequeño motor de turbina de gas instalado en una aeronave para proporcionar energía auxiliar independiente de los motores principales de la aeronave o de las fuentes de energía en tierra. El APU puede suministrar aire comprimido para fines de arranque del motor. También puede suministrar energía eléctrica para los sistemas eléctricos de la aeronave mediante un generador (Moshansky, 1992).

Los primeros sistemas APU se remontan a la Primera Guerra Mundial, aproximadamente en el año de 1917 cuando los dirigibles rígidos o zepelines alemanes constituían una verdadera amenaza para las ciudades aliadas. Estos enormes aparatos podrían acercarse sigilosamente en la noche a un blanco y soltar su mortífera carga de bombas casi en la impunidad. Con el fin de compartir esta amenaza, la firma británica Supermarine diseñó el P.B.31E Nighthawk, una enorme masa de cables, madera y tela, pensado para volar lentamente durante horas en la cacería nocturna de zepelines (E-Fly Academy, 2023).

### Figura 6

*Primeros APU fabricados*



*Nota.* Primeras fabricaciones de los APU. Tomado de <https://a21.com.mx>

Para encontrarlos en la noche, el avión llevaba un reflector que era alimentado de energía gracias a un generador impulsado por petróleo. Esta puede considerarse como la primera unidad de poder auxiliar a bordo de un avión en la historia (E-Fly Academy, 2023).

Los primeros motores a reacción alemanes construidos durante la Segunda Guerra Mundial usaban un sistema de arranque APU mecánico diseñado por el ingeniero alemán Norbert Riedel. Consistía en un motor plano de dos tiempos de 10 caballos de fuerza (7,5 kW), que para el diseño del Junkers Jumo 004 estaba oculto en el desviador de admisión, funcionando esencialmente como un ejemplo pionero de una unidad de potencia auxiliar para arrancar un motor a reacción. Un orificio en la punta extrema del desviador contenía una manija manual que arrancaba el motor de pistón, que a su vez hacía girar el compresor (AcademiaLab, 2024).

Los primeros motores a reacción alemanes construidos durante la Segunda Guerra Mundial usaban un sistema de arranque APU mecánico diseñado por el ingeniero alemán Norbert Riedel. Consistía en un motor plano de dos tiempos de 10 caballos de fuerza (7,5 kW), que para el diseño del Junkers Jumo 004 estaba oculto en el desviador de admisión, funcionando esencialmente como un ejemplo pionero de una unidad de potencia auxiliar para arrancar un motor a reacción (AcademiaLab, 2024).

Un orificio en la punta extrema del desviador contenía una manija manual que arrancaba el motor de pistón, que a su vez hacía girar el compresor. Existían dos puertos de acceso a las bujías en el desviador de admisión del Jumo 004 para dar servicio a los cilindros de la unidad Riedel in situ, con fines de mantenimiento. Dos pequeños "premix" En la toma anular se instalaron tanques para el combustible de gasolina/aceite de Riedel. El motor se consideró un diseño de carrera extremadamente corta (diámetro interior/carrera: 70 mm/35 mm = 2:1) para que pudiera encajar dentro del desviador de admisión de motores a reacción como el Jumo 004 (AcademiaLab, 2024).

Para la reducción, tenía un engranaje planetario integrado. Fue producido por Victoria en Nuremberg y sirvió como arranque mecánico estilo APU para los tres diseños de motores a reacción alemanes que llegaron al menos a la etapa de prototipo antes de mayo de 1945: el Junkers Jumo 004, el BMW 003 (que parece utilizan un arrancador eléctrico para la APU

Riedel), y los prototipos (19 construidos) del motor Heinkel HeS 011 más avanzado, que lo montaban justo encima del conducto de admisión en la lámina de metal fabricada por Heinkel de la nariz de la góndola del motor (AcademiaLab, 2024).

El Boeing 727 de 1963 fue el primer avión de pasajeros con una APU de turbina de gas, lo que le permitió operar en aeropuertos más pequeños, independientemente de las instalaciones terrestres. La APU se puede identificar en muchos aviones modernos por un tubo de escape en la cola del avión (AcademiaLab, 2024).

### **Figura 7**

*Ubicación del APU*



*Nota.* Ubicación del APU en varias aeronaves. Tomado de <https://academialab.com>

Existían dos puertos de acceso a las bujías en el desviador de admisión del Jumo 004 para dar servicio a los cilindros de la unidad Riedel in situ, con fines de mantenimiento. Dos pequeños "premix" En la toma anular se instalaron tanques para el combustible de gasolina/aceite de Riedel (AcademiaLab, 2024).

## **Secciones**

Una APU de turbina de gas típica para aviones de transporte comercial consta de tres secciones principales:

### ***Sección de potencia***

La sección de potencia es la parte del generador de gas del motor y produce toda la potencia del eje para la APU. En esta sección del motor, el aire y el combustible se mezclan, comprimen y encienden para crear gases calientes y en expansión. Este gas es muy energético y se utiliza para hacer girar la turbina, que a su vez alimenta otras secciones del motor, como cajas de cambios auxiliares, bombas, generadores eléctricos y, en el caso de un motor turboventilador, el ventilador principal (AcademiaLab, 2024).

### ***Sección del compresor de carga***

El compresor de carga suele ser un compresor montado en un eje que proporciona energía neumática a la aeronave, aunque algunas APU extraen el aire sangrado del compresor de la sección de potencia. Hay dos dispositivos accionados para ayudar a controlar el flujo de aire: las paletas de guía de entrada que regulan el flujo de aire al compresor de carga y la válvula de control de picos que mantiene un funcionamiento estable o sin picos de la máquina turbo (AcademiaLab, 2024).

### ***Sección de caja de engranajes***

La caja de engranajes transfiere potencia desde el eje principal del motor a un generador refrigerado por aceite para obtener energía eléctrica. Dentro de la caja de cambios, la potencia también se transfiere a los accesorios del motor, como la unidad de control de combustible, el módulo de lubricación y el ventilador de refrigeración. También hay un motor de arranque conectado a través del tren de engranajes para realizar la función de arranque de la APU. Algunos diseños de APU utilizan una combinación de arrancador/generador para el arranque de la APU y la generación de energía eléctrica para reducir la complejidad (AcademiaLab, 2024).



En el Boeing 787, un avión que tiene una mayor dependencia de sus sistemas eléctricos, la APU entrega solo electricidad al avión. La ausencia de un sistema neumático simplifica el diseño, pero la alta demanda de electricidad requiere generadores más pesados. Se están investigando las APU integradas de celdas de combustible de óxido sólido (SOFC) (AcademiaLab, 2024).

### **Fabricantes de APU**

El mercado de las unidades de potencia auxiliar está dominado por Honeywell, seguido de Pratt & Whitney, Motorsich y otros fabricantes como PBS Velká Bíteš, Safran Power Units, Aerosila y Klimov. Los fabricantes locales incluyen Bet Shemesh Engines y Hanwha Aerospace. La cuota de mercado de 2018 varió según las plataformas de aplicación:

- Gran avión comercial: Honeywell 70-80%, Pratt & Whitney 20-30%, otros 0-5%
- Aviones regionales: Pratt & Whitney 50-60%, Honeywell 40-50%, otros 0-5%
- Jets de negocios: Honeywell 90-100%, otros 0-5%
- Helicopters: Pratt & Whitney 40-50%, Motorsich 40-50%, Honeywell 5-10%, Safran Power Units 5-10%, otros 0-5%

El 4 de junio de 2018, Boeing y Safran anunciaron su asociación 50-50 para diseñar, construir y dar servicio a las APU después de la aprobación regulatoria y antimonopolio en la segunda mitad de 2018. Boeing produjo varios cientos de pequeños turboejes T50/T60 y sus derivados a principios de la década de 1960. Safran produce APU para helicópteros y aviones comerciales, pero detuvo las APU grandes desde que Labinal salió de la empresa conjunta APIC con Sundstrand en 1996 (AcademiaLab, 2024).

Esto podría amenazar el dominio de Honeywell y United Technologies. Honeywell tiene una participación del 65 % en el mercado de APU de líneas principales y es el único proveedor del Airbus A350, el Boeing 777 y todos los aviones de pasillo único: el Boeing 737 MAX, el Airbus A220 (antes Bombardier CSeries), el Comac C919, el Irkut MC-21 y Airbus A320neo

desde que Airbus eliminó la opción P&WC APS3200. P&WC reclama el 35% restante con el Airbus A380, Boeing 787 y Boeing 747-8 (AcademiaLab, 2024).

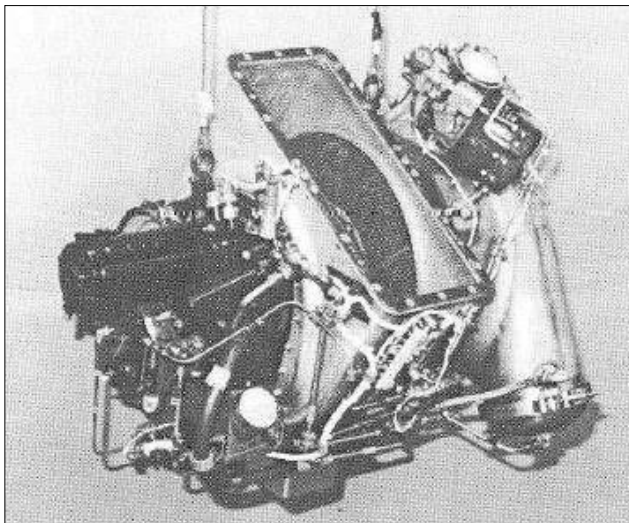
Boeing/Safran JV debería tardar al menos una década en alcanzar los 100 millones de dólares en ingresos por servicios. El mercado de producción de 2017 tuvo un valor de \$ 800 millones (88 % civil y 12 % militar), mientras que el mercado MRO tuvo un valor de \$ 2400 millones, repartidos equitativamente entre civiles y militares (AcademiaLab, 2024).

### **Garret GTCP 36-4A**

En el F-28, el generador APU se denomina generador número 3 y se utiliza como reserva de los generadores 1 y 2, que funcionan con los motores principales de la aeronave (Moshansky, 1992).

### **Figura 8**

*APU Garret GTCP 36-4A*



*Nota.* APU Garret GTCP 36-4A. Tomado de Manual de mantenimiento de la aeronave Fokker F28.

La APU del C-FONF fue fabricada por Garrett-Air Research Company. Se designó como modelo GTCP-36-4A con número de serie P-37531. El APU del F-28 Mk1000 está instalado en la parte trasera del fuselaje de la aeronave, detrás del mamparo de presión trasero, en un compartimento ignífugo que está ventilado durante las operaciones del APU. La operación del APU es

prácticamente automática, y puede operar sin supervisión debido a la capacidad de apagado automático en caso de una situación de "sobre velocidad", baja presión de aceite o incendio (Moshansky, 1992).

Una unidad de potencia auxiliar Garrett Airesearch (GTCP-36-4A) permite a la aeronave ser independiente de las fuentes de energía en tierra. En tierra, la APU proporciona energía eléctrica y aire de purga; en vuelo es una fuente de energía eléctrica de reserva (Fokker - TM, 1980).

El APU se puede arrancar hasta una altitud de 25.000 pies y funcionará satisfactoriamente hasta 30.000 pies. El APU es un motor de gas turbina autónomo; normalmente se alimenta del sistema de combustible LH y de energía eléctrica DC. La APU está instalada en una carcasa de titanio a prueba de incendios detrás del mamparo de presión trasero (Fokker - TM, 1980).

El recinto está provisto de paneles desmontables para el servicio y el mantenimiento. La toma de aire del compresor de la APU está situada en la parte superior del fuselaje. Cuando el APU no está funcionando, la puerta de entrada instalada en la toma de aire está cerrada. El escape del APU está situado en el lado derecho del fuselaje, mientras que la entrada de ventilación está en el lado izquierdo del fuselaje. En el conducto de ventilación hay instalada una válvula para cerrar el conducto de ventilación cuando el APU no está funcionando (Fokker - TM, 1980).

La APU se apagará automáticamente en caso de:

- baja presión de aceite
- exceso de velocidad (110%)
- incendio

En caso de incendio, la extinción se produce automáticamente. Si la APU no alcanza el 95% de rpm en 90 segundos, el ciclo de arranque se detendrá. Tan pronto como se alcanza el 95% de rpm, se inhibe esta protección (Fokker - TM, 1980).

La APU normalmente suministra aire comprimido para arrancar los motores del avión y alimenta el sistema de aire acondicionado mientras el avión está en tierra. El APU puede utilizarse en vuelo como fuente de energía de reserva en caso de fallo del generador principal (Moshansky, 1992).

### Características principales

**Tabla 2**

*Características principales del Garret GTCP 36-4A*

<b>Garret GTCP 36-4A</b>	
Length	- 30.8 inch (78 cm)
Width	- 22.8 inch (58 cm)
Height	- 26.2 inch (67 cm)
Weight (dry)	- 161 lbs
<b>Rated power output</b>	
Shaft power	- 10.0 hp
Bleed air flow	- 58.9 lbs/min.
Bleed air pressure	- 43 psi
Bleed air temperature	- 225 degrees C
Fuel consumption (max.)	- 165 lbs/hour
<b>Speed's</b>	
No load rpm	- 102% (59,200 rpm)
Full load rpm	- 100% (58,000 rpm)
Generator drive shaft rpm at full load	- 8000 rpm
TGT' s	- 649 degrees C.
Máximum TGT	- 705 degrees C.
Maximum start TGT	Super King Air 250

*Nota.* Esta tabla muestra las características principales del Garret GTCP 36-4A.

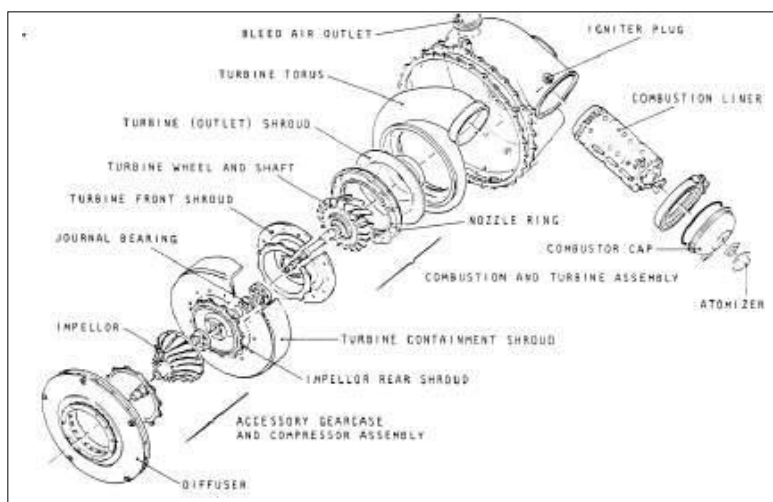
## Funcionamiento interno

La APU es un motor de turbina de gas, que se divide en dos grandes grupos principales: la sección de compresor/turbina y la caja de accesorios. La potencia del motor se desarrolla mediante la compresión del aire por un compresor centrífugo de una sola etapa. El aire comprimido se dirige a través del difusor al pleno de la turbina y a la línea de combustión (Fokker - TM, 1980).

En la cámara de combustión, el aire comprimido se mezcla con el combustible y se enciende. Los gases de combustión se dirigen al toroidal, que es un conducto anular convergente (manteniendo constante la presión de alimentación) y, a continuación, a través de un anillo de toberas, a la rueda radial de la turbina (Fokker - TM, 1980).

## Figura 9

*Procedimientos para la remoción de la cámara de combustión*



*Nota.* Remoción de la cámara de combustión. Tomado de Manual de mantenimiento de la aeronave Fokker F28.

La potencia de la rueda de turbina acciona el compresor y una caja de engranajes accesoria. Una parte del aire comprimido está disponible para el sistema de suministro de aire de purga del avión. El compresor y las ruedas de turbina están montados sobre un eje de

transmisión común soportado por dos cojinetes; un cojinete de rodillos en la caja de engranajes y un cojinete de muñón entre el compresor y las ruedas de turbina (Fokker - TM, 1980).

El compresor está rodeado por una cámara de admisión de aire. El pleno de la turbina contiene los componentes de la turbina, la rueda de la turbina, el anillo de toberas, la cubierta y el toroidal.

### **Caja de accesorios**

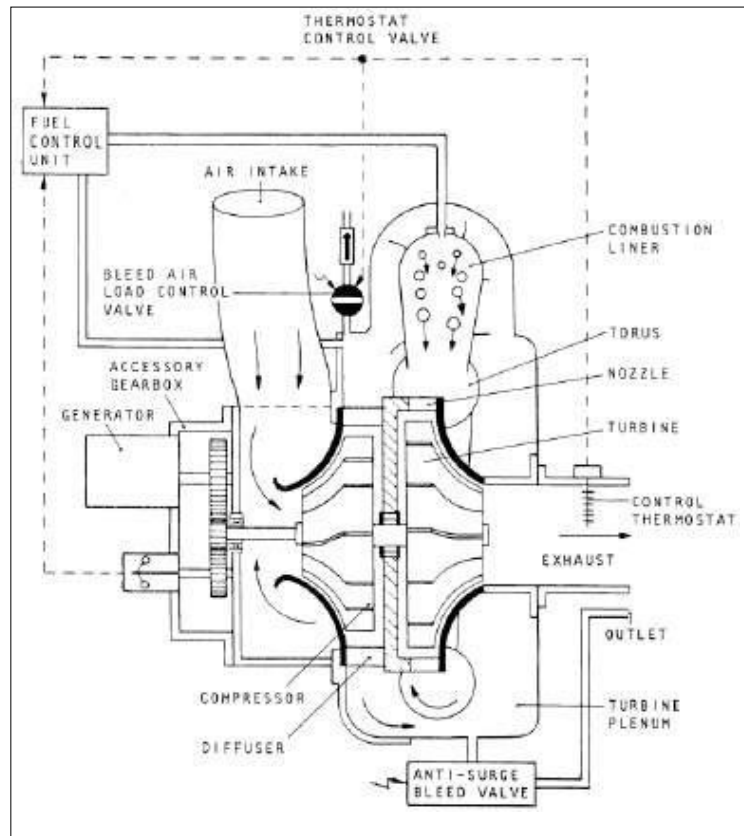
Los siguientes componentes están instalados en la Gear box:

1. Generador de CA
2. Conjunto de arranque y embrague
3. Unidad de control de combustible
4. Filtro de aceite
5. Válvula de derivación del filtro de aceite
6. Presostato de aceite
7. Bombilla de temperatura del aceite
8. Conjunto del depósito de aceite
9. Transductor de velocidad

La gear box incorpora un conjunto combinado de bomba de presión y de barrido de aceite.

**Figura 10**

*Diagrama de funcionamiento del sistema de aire del APU*



*Nota.* Sistema neumático de la Unidad de Potencia Auxiliar. Tomado de Manual de mantenimiento de la aeronave Fokker F28.

### **Sistema de combustible**

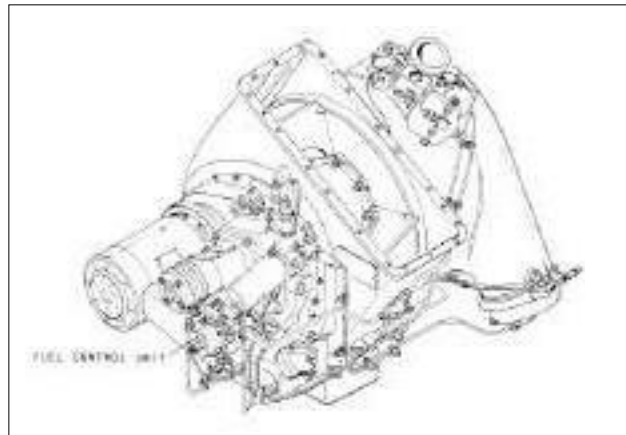
El sistema de combustible es totalmente automático y consta de los siguientes componentes principales:

- Limitador de aceleración
- Sistema de control de velocidad
- Válvula de caída de presión constante
- Válvula de caudal mínimo

- Válvula de descarga de alta presión
- Sistema de protección contra sobre temperatura
- Electroválvula de combustible
- Atomizador de combustible

### Figura 11

*Unidad de control de combustible - FCU*



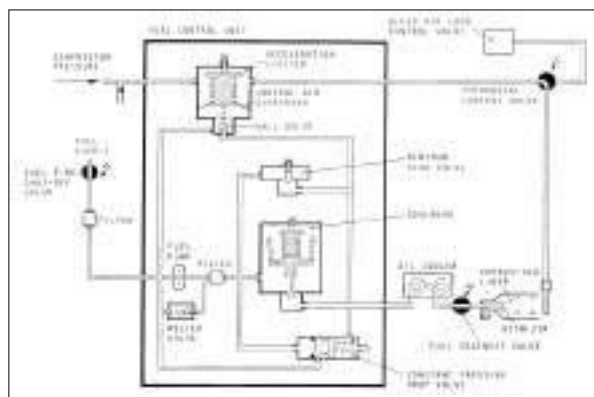
*Nota.* Unidad de control de combustible - FCU. Tomado de Manual de mantenimiento de la aeronave Fokker F28.

Con el interruptor PRINCIPAL en ON y el botón de arranque de la APU pulsado, la válvula de corte de combustible instalada en el larguero trasero del ala izquierda se abre y el motor de arranque hace girar la APU. El sistema de combustible proporcionará el flujo de combustible necesario para una aceleración suave del motor hasta las RPM en vacío (Fokker - TM, 1980).



## Figura 12

### Sistema de combustible - APU



*Nota.* Sistema de combustible - APU. Tomado de Manual de mantenimiento de la aeronave Fokker F28.

A continuación, modula el flujo de combustible para mantener los rpm relativamente constantes independientemente de la carga. Las provisiones incorporadas evitan temperaturas excesivas en la turbina durante la aceleración y las condiciones de sobrecarga (Fokker - TM, 1980).

### **Limitador de aceleración**

La capacidad de la bomba de combustible siempre supera el caudal requerido, por lo que es necesario desviar parte del combustible. El limitador de aceleración controla el caudal de combustible para garantizar la cantidad correcta para acelerar la APU.

Por lo tanto, a medida que la APU acelera, el caudal de combustible aumenta constantemente. La presión de descarga del compresor (Pcd) varía con el caudal de aire, las RPM, y ambiente y las condiciones ambientales, y proporciona una indicación razonable de la cantidad de combustible necesaria para la aceleración.

El limitador de aceleración funciona una válvula reguladora de presión cuyo ajuste es variado. A aproximadamente 47% rpm la válvula de bola se cierra la válvula de bola permanece

cerrada debido a la alta  $P_{ed}$  en carga y sin carga rpm para no interferir en el funcionamiento del regulador.

Un resorte actúa sobre el diafragma de aire de control para evitar que la válvula de bola se abra hasta que se alcance una presión de combustible suficiente para asegurar una presión de combustible adecuada. Para asegurar que el combustible a presión suficiente para la atomización se inyecta en la camisa de combustión, la válvula solenoide de combustible se instala justo antes del atomizador. Se abrirá al 10% de rpm.

Un flujo continuo de aire a través del orificio de drenaje en el punto más bajo de la línea de aire de control minimiza la acumulación de humedad en el limitador de aceleración y en la línea de aire de control. Esta línea conecta el limitador de aceleración con la descarga del compresor.

### ***Sistema de control de velocidad***

El regulador regula la velocidad de la APU. Cuando el regulador gira, las fuerzas centrífugas hacen que los contrapesos se muevan hacia arriba. Esto se equilibra normalmente con la fuerza del muelle del regulador. A velocidades inferiores al 97%, la fuerza de los contrapesos es inferior a la fuerza del muelle y la válvula dosificadora se mantiene abierta. Hasta aproximadamente 47% rpm el flujo de combustible es controlado por el limitador de aceleración como se ha descrito anteriormente.

Desde este punto hasta el 97% rpm la aceleración no está controlada, sino sólo restringida por la apertura máxima de la válvula reguladora. Cuando las RPM alcanzan aproximadamente el 97%, la fuerza del contrapeso es suficiente para comprimir el muelle y empieza a cerrar la válvula dosificadora de combustible.

En vacío, la fuerza del contrapeso es equilibrada por el muelle del regulador, asegurando que el suministro de combustible es suficiente para mantener la velocidad constante. Cuando se aplica carga a la APU, la velocidad disminuye, reduciendo la fuerza de inercia y el muelle

moverá la válvula dosificadora a una posición más abierta, aumentando el caudal de combustible. Esta caída de velocidad no suele ser superior al 2% de la velocidad sin carga.

#### ***Válvula de caída de presión constante***

Cuando la carga de la APU cambia, la válvula dosificadora del regulador también cambia de posición, lo que produce un cambio en la caída de presión a través de la válvula dosificadora.

A mayores diferencias de presión, el cambio en el flujo de combustible es mayor que a menores diferencias de presión, haciendo que el sistema de regulación sea más sensible. Para proporcionar un sistema de regulador estable, se instala una válvula de caída de presión constante para crear una caída de presión constante a través de la válvula dosificadora del regulador y la válvula de caudal mínimo de 20 psi.

#### ***Válvula de flujo mínimo***

A medida que la APU acelera, al final del ciclo de arranque, o cuando se desconecta la carga, el exceso de potencia que se produce dará un sobre impulso momentáneo del regulador, por lo que el regulador corta el flujo de combustible momentáneamente. Esto provocaría un apagado de la llama. La válvula de caudal mínimo, sin embargo, evita esto asegurando que pase suficiente combustible por la válvula dosificadora del regulador para mantener la APU en funcionamiento.

#### ***Válvula de alivio de alta presión***

Esta válvula se instala en el sistema para proteger la bomba de combustible contra una presión excesiva cuando válvula solenoide de combustible está cerrada en La válvula está ajustada a 375 psi para apagarse.

#### **Sistema de protección de sobre temperatura**

Para evitar una TGT elevada durante el ciclo de arranque y una sobre temperatura durante el funcionamiento, una protección sistema de protección durante el funcionamiento. El control es una válvula de aire accionada por temperatura normalmente cerrada, montada en el

conducto de escape y conectada al limitador de aceleración a través de una válvula de normalmente abierta.

A una temperatura preestablecida, la válvula accionada por temperatura se rompe, lo que purga parte del aire presurizado del limitador de aceleración, con el resultado de que la presión del combustible y el TGT disminuyen. La diferencia de temperatura entre el punto de rotura de la válvula y la posición de apertura total es de unos 2 grados centígrados.

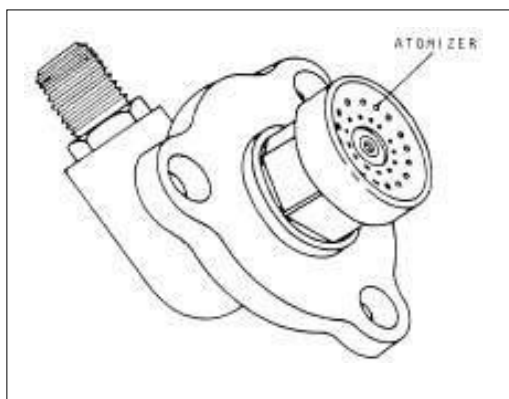
En caso de que se seleccione aire de purga, la válvula de control del termostato se energiza y conecta el termostato de control a la válvula de control de carga de aire de purga para controlar el TGT controlando la carga de aire de purga.

#### ***Válvula solenoide de combustible***

La válvula solenoide de combustible está normalmente cerrada. Se encuentra en la parte inferior del tanque de aceite. La válvula es simétrica con respecto a la dirección del flujo. La válvula está energizada a una velocidad del 10% y permanece abierta hasta que se detiene la APU ya sea de forma normal o mediante el sistema de parada automática.

#### ***Atomizador de combustible***

El atomizador de combustible inyecta el combustible en la camisa de combustión de forma altamente atomizado. La combustión se completa en el menor tiempo y en el menor volumen en el centro de la camisa de combustión. De este modo se evitan puntos calientes en la cámara de combustión.

**Figura 13***Atomizador de combustible*

*Nota.* Atomizador de combustible. Tomado de Manual de mantenimiento de la aeronave Fokker F28.

El atomizador de tipo "dúplex" consta de orificios primarios y secundarios concéntricos. El combustible entra a través de una rejilla y fluye por el pequeño orificio primario, que forma el patrón de pulverización para el encendido. A medida que el APU acelera, un mayor flujo de combustible será forzado a través del orificio, aumentando la contrapresión. A una presión preestablecida de 75 psi, el divisor de flujo se abrirá, permitiendo que el combustible adicional fluya a través del orificio secundario.

El atomizador de combustible está instalado en la camisa de combustión. El atomizador incorpora una cubierta alrededor de la boquilla de pulverización. La cubierta hace que el aire del compresor fluya sobre el atomizador a alta velocidad para enfriarlo y reducir la formación de carbón alrededor del orificio.

Entre la línea de combustible y el atomizador se instala una válvula de retención para evitar el goteo de combustible en la camisa de combustión cuando la APU está parada.

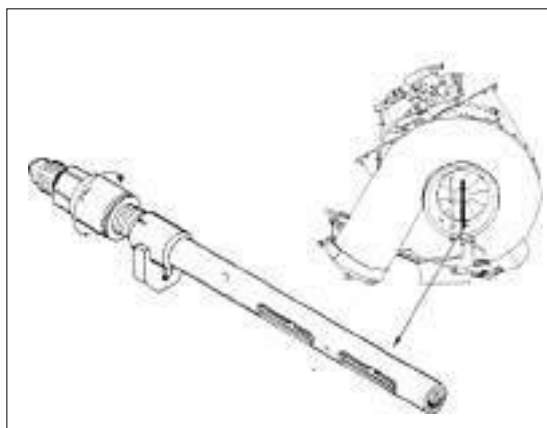
**Termostato de control de temperatura**

En el escape se instala un termostato está instalado para controlar el TGT máximo durante el arranque y la marcha. El cuerpo del termostato de control (de metales distintos)

consta de una válvula de bola, un sensor de temperatura y un muelle de control. Los metales diferentes se dilatan a diferentes velocidades. A baja TGT, la fuerza del muelle mantiene la válvula de bola cerrada, mientras que a TGT altos, cuando la fuerza del muelle se reduce, debido a la expansión de los metales, la válvula de bola se abre (Fokker - TM, 1980).

### **Figura 14**

*Termostato de control de temperatura*



*Nota.* Termostato de control de temperatura. Tomado de Manual de mantenimiento de la aeronave Fokker F28.

Si el TGT supera el cuando se utiliza el aire de purga de la APU, el termostato de control purgará aire de control de la válvula de control de carga. Esto hará que la válvula se mueva hacia el cierre por lo tanto reduciendo así el caudal de aire utilizado, lo que resulta en una reducción del TGT. El modo de funcionamiento se selecciona mediante la posición de la válvula del termostato de control en la línea de aire de control al termostato de control.

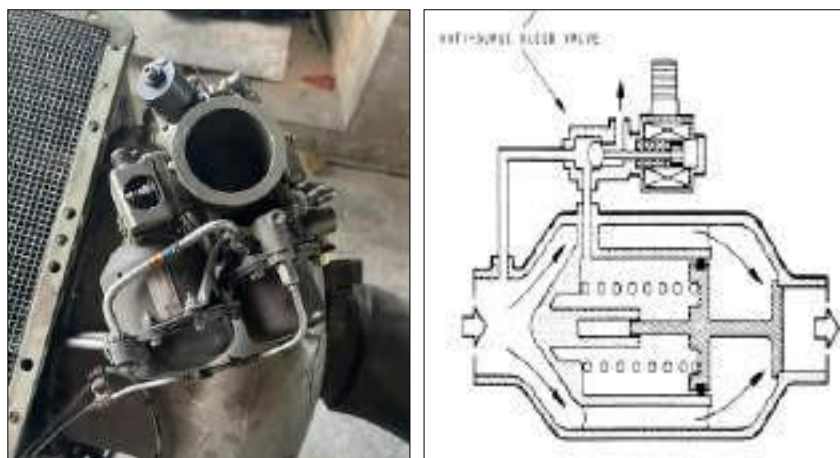
### **Sistema de aire de sangrado**

El aire de la cámara del compresor del APU se purga para el funcionamiento de los arrancadores de aire del motor, el sistema de aire acondicionado, el antihielo del motor y las comprobaciones operativas del sistema de aire de purga. El sistema funciona de forma

totalmente automática y regula la cantidad de aire de purga disponible de la APU para mantener un TGT operativo seguro.

### Figura 15

#### *Sistema de aire de sangrado*



*Nota.* Válvula de sangrado del APU. Tomado de Manual de mantenimiento de la aeronave Fokker F28.

El aire de purga de la APU se introduce en el conducto de suministro de aire de purga de la aeronave a través de una válvula de retención que impide el flujo de aire de vuelta a la APU cuando la presión del aire de purga del motor supera la de la APU. Los principales componentes del sistema de aire de purga son: la válvula de control de carga de aire de purga, el regulador de presión de aire y el termostato de control (Fokker - TM, 1980).

### **Control del APU**

El sistema de control de la APU es totalmente automático. Se han instalado dispositivos de seguridad en el sistema para proteger y apagar el APU y para activar un circuito de advertencia. El sistema consta de un transductor de velocidad montado en la parte superior de la caja de cambios de accesorios, una unidad electrónica de detección de velocidad y los controles y monitores en la cabina.

Los circuitos de arranque y sobre velocidad activan interruptores (relés) a 10%, 45%, 95% y 110% rpm. Todos los circuitos se conducen a través de la unidad electrónica de detección de velocidad, montada en un soporte amortiguado debajo del pleno del compresor.

### **Operación eléctrica**

La APU puede arrancarse desde la batería o desde alimentación externa de CC; la alimentación externa de CC tiene prioridad. El circuito de control se alimenta desde el bus de control de la APU. Cuando el interruptor APU MAIN se selecciona en ON, a través del relé principal, se suministra energía a la unidad electrónica de detección de velocidad, a la luz blanca APU y a la válvula de ventilación y la puerta de entrada de aire. Cuando ambos están completamente abiertos, se suministra energía al circuito de arranque.

Después de presionar momentáneamente el botón START, el relé de control de arranque se energiza y permanece energizado a través de un circuito de retención sobre el contacto del relé del 45%; resultado:

- El motor de arranque se energiza y la luz del botón START se enciende.
- La válvula de corte de combustible APU se abre.

Al 10% de velocidad, el contacto del relé del 10% se cierra; resultado:

- Turbina relé de retención energizado un circuito de retención mantiene el relé energizado cuando el relé de arranque se desenergiza

- La electroválvula de combustible se abre.
- Se conecta el encendido.
- Se abre la válvula de purga antirretorno.

A una velocidad del 45%, los contactos del relé del 45% cambian y permanecen en esta posición hasta que se desconecta la alimentación eléctrica mediante el interruptor PRINCIPAL.

Los dos contactos interrumpirán el circuito de retención para el relé de control de arranque, esto desenergiza el motor de arranque y apaga la luz del botón START. El negativo



para el relé de retención de la turbina. (Un negativo por el interruptor de presión de aceite debe hacerse antes de que el relé de 45% cambie).

Al 95% de velocidad, dos contactos cambiarán. El contacto RH, controlado por el relé 95%, hará:

- desconectará el encendido,
- arrancará el contador de horas.
- Arma el sistema de purga de aire.

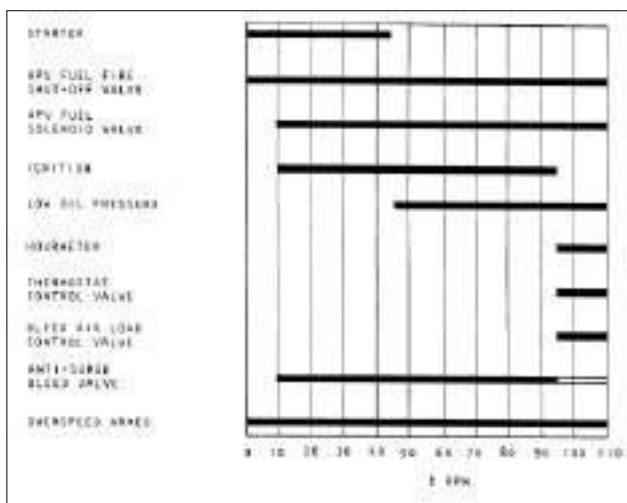
(El aire de purga puede conectarse mediante el interruptor AIR en la cabina, siempre que el avión esté en tierra). El contacto LH está bloqueado, se utiliza para el circuito de protección de tiempo de arranque demasiado largo.

### Sistema de encendido

El sistema de encendido de corriente continúa tiene un funcionamiento completamente automático, el sistema funciona durante el ciclo de arranque, desde 10% rpm hasta 95 % rpm.

### Figura 16

*Secuencia de encendido del APU*

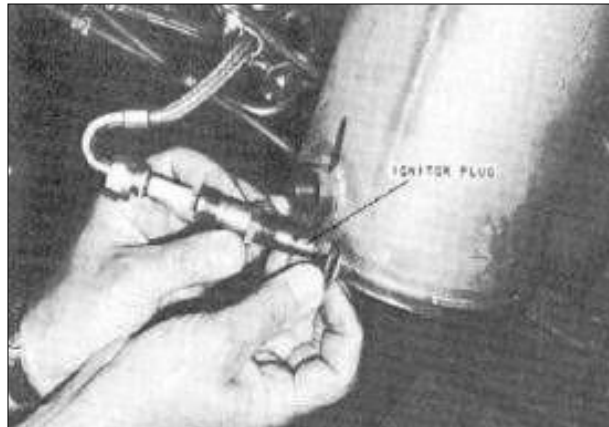


*Nota.* Secuencia de encendido del APU. Tomado de Manual de mantenimiento de la aeronave Fokker F28.

El sistema de encendido consta de 1 U de encendido instalada en la parte inferior del pleno del compresor y una bujía de encendido instalada en el revestimiento de combustión.

### **Figura 17**

*Bujía del sistema de encendido del APU*



*Nota.* Bujía del sistema de encendido del APU. Tomado de Manual de mantenimiento de la aeronave Fokker F28.

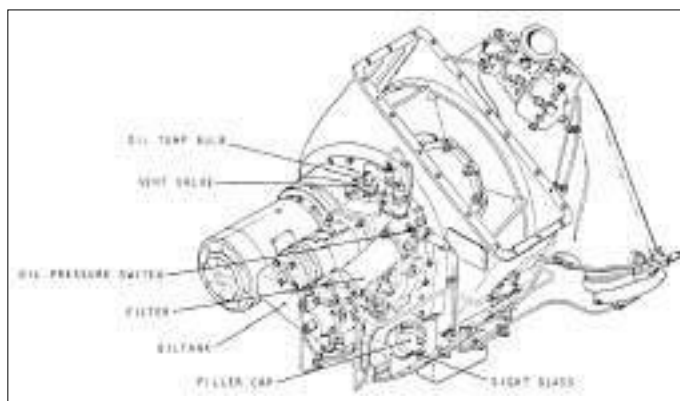
### **Sistema de aceite**

El sistema de aceite mantiene la lubricación a través de la APU durante el funcionamiento. El sistema consta de: una bomba de presión, una bomba de recuperación, un filtro con un elemento reutilizable, una válvula de derivación del filtro, una válvula reguladora de presión, un presostato y un bulbo de temperatura.

Un conjunto de depósito de aceite está montado en la parte inferior de la caja de cambios de accesorios. En el depósito hay un intercambiador de calor de fuel-oil, una mirilla de cantidad y un tapón de vaciado magnético. La capacidad total de aceite es de 2,65 litros.

## Figura 18

### Componentes del sistema de lubricación



*Nota.* Componentes del sistema de lubricación. Tomado de Manual de mantenimiento de la aeronave Fokker F28.

Cuando el APU está en marcha, el aceite es aspirado del depósito por la bomba de presión. Desde la bomba de presión, el aceite pasa a través del filtro. Si el filtro está obstruido, la válvula de derivación se abre para asegurar el flujo continuo de aceite. Al pasar por el filtro, el aceite se dirige a los accesorios de la APU para proporcionar lubricación por chorro y salpicadura a los engranajes y cojinetes.

La potencia de la bomba de presión es superior a la necesaria para una lubricación eficaz. La válvula reguladora de presión mantiene la salida de la bomba a 75 psi, aliviando el exceso al tanque de aceite. Si la presión de aceite no alcanza 25 psi durante la aceleración, o si la presión cae por debajo de este valor durante la operación, la operación del interruptor de presión resultará en el apagado de la APU.

La temperatura del aceite es detectada por el bulbo de temperatura. La indicación sólo está disponible cuando la caja de pruebas está conectada. El aceite lubricante se devuelve desde la caja de engranajes de la transmisión de accesorios y la turbina al cárter del depósito de aceite mediante la bomba de recuperación. La refrigeración se realiza transfiriendo el calor a

la tubería de combustible que pasa por el conjunto del depósito. El enfriamiento secundario del aceite es proporcionado por el aire de ventilación que pasa a través del recinto de la APU.

### **Arranque de motores con APU**

Como se ha indicado anteriormente, se requiere una fuente de aire comprimido para arrancar los motores del F-28. Normalmente este aire comprimido es suministrado por el APU; sin embargo, cuando el APU está fuera de servicio, se requiere una fuente externa de aire comprimido (Moshansky, 1992).

El aire comprimido externo puede ser suministrado por tres fuentes. En primer lugar, se puede utilizar una botella de aire (figura 16-2). Esta es una fuente recargable de aire comprimido que se utiliza a menudo en las estaciones periféricas donde sólo puede haber una necesidad ocasional de aire comprimido. Una vez gastada, una botella de aire puede tardar varias horas en recargarse hasta un punto en el que pueda volver a arrancar un motor a reacción (Moshansky, 1992).

En segundo lugar, puede utilizarse un remolque de aire comprimido. Es el método más utilizado en los grandes aeropuertos. Un remolque de aire comprimido contiene normalmente un pequeño motor de turbina del que se puede purgar aire comprimido para arrancar el motor de turbina de un avión (Moshansky, 1992).

Por último, en ausencia de una botella de aire o de un remolque de aire, otra aeronave turbohélice o turborreactor puede suministrar aire comprimido a una aeronave mediante un método de "arranque por compañero". Los motores a reacción ya en funcionamiento pueden conectarse, con conexiones y mangueras adecuadas, a un motor de otra aeronave para suministrar el aire comprimido necesario para el arranque (Moshansky, 1992).

### **Energía eléctrica auxiliar del APU**

Una función importante de la APU es la provisión de energía eléctrica de reserva al sistema anti patinaje de la aeronave - particularmente para el aterrizaje o para un despegue frustrado en una pista afectada. Si existe la posibilidad de un sobrepaso en cualquiera de estas

situaciones, el piloto de un F-28 reducirá inmediatamente la potencia a ralentí y frenará a fondo (Moshansky, 1992).

Si este procedimiento no detiene la aeronave antes de que llegue al final de la pista restante, el piloto apagará los motores principales para anular el empuje residual de la potencia al ralentí (Moshansky, 1992).

Si se apagan ambos motores, se perderá la energía eléctrica de los generadores 1 y 2. En esta situación crítica, la energía eléctrica de los generadores 1 y 2 se perderá. En esta situación crítica, la energía eléctrica del generador 3, que es alimentado por el APU, es necesaria para operar el sistema antideslizante de la aeronave (Moshansky, 1992).

### **Inspección en motores de aviación**

En general, la vida de los motores de avión en el tiempo intermedio de las revisiones periódicas, depende de muchos factores, tales como la calidad de la fabricación o revisión y la calidad del mantenimiento a que están sometidos, etc (Asoc. Pasión por volar, 2016).

Las casas constructoras dan a sus motores un cierto número de horas de funcionamiento normal. Cumplidas estas horas, el motor, aunque su comportamiento sea correcto, debe desmontarse del avión para su total despiece y ajuste de sus elementos (Asoc. Pasión por volar, 2016).

El mantenimiento aeronáutico que se le realiza a los motores de avión se planifica por horas o fases. Desde una comprobación de niveles de aceite a una inspección por daños en la turbina, ni un solo tornillo se queda sin verificar (TMS Aviación, 2020).

Aunque el mantenimiento de cada modelo de motor se planifica de forma diferente, se puede hacer una gran aproximación del mantenimiento a realizar (por horas o fases) siguiendo este esquema:

**Tabla 3***Requerimientos de inspección de los componentes del APU*

<b>Item</b>	<b>Not Exceed Limit</b>	<b>Requirement</b>
Engine oil tank	Flight termination	Check oil level. Replenish as necessary. Record amount taken
Cowls	Transit	Check the pod cowls for damage and external evidence of fuel and oil leaks
Caps and access panels	Transit	Check secure
Engine intake	Transit	Check clear. Free from damage and loose objects
Turbine and exhaust collector	Transit	Visually inspect for signs of damage and metal deposits
Engine intake	25 hours	Visually inspect front of engine through air intake for signs of damage paying particular attention to intake guide vanes and leading stage rotor blades
Turbine and exhaust collector	25 hours	Visually inspect L.P.2 turbine blades

*Nota.* Requerimientos de inspección de los componentes del APU.

El mantenimiento de motores de aviones continúa con una inspección visual de los carenados del motor, donde se comprueba la ausencia de daños, golpes y líquidos como aceite o combustible. También se comprueba que los accesos están cerrados antes de iniciar el vuelo (TMAS Aviación, 2020).

Se realiza una inspección visual donde se comprueba el estado de los álabes y del spinner, que no presenten golpes ni picaduras debidos a birdstrike o FOD (las siglas FOD se refieren a Foreign Object Damage o daños por objetos desconocidos) (TMAS Aviación, 2020).

**Figura 19***Inspección en motores de aviación*

*Nota.* Inspección en motores aviación. Tomado de <https://www.tmas.es>

A la inspección visual de la entrada le sigue la inspección visual de la salida del motor. Se buscan grietas, depósitos metálicos, corrosión. La siguiente tarea es comprobar que el combustible no tiene agua. Se continúa con el chip detector (o detectores de partículas). Su inspección permite comprobar el buen estado de las partes metálicas del avión que están sometidas a rozamientos. Si alguna de esas partes falla y se desgasta, los trozos metálicos serán arrastrados por el aceite y acabarán adheridos a este detector (TMAS Aviación, 2020).

También se comprueban el buen estado de las bujías. No hace falta mencionar la importancia de que no se apague la llama dentro de la cámara de combustión. Por último, se reemplaza el filtro de aceite y de combustible (TMAS Aviación, 2020).

Hay que tener en cuenta que el mantenimiento de aeronaves no se limita a limpiar o cambiar piezas. Se extiende también a pruebas operacionales en las que se comprueba el correcto funcionamiento de todos los componentes mecánicos, hidráulicos, eléctricos y electrónicos del motor. alguna de esas pruebas operacionales puede ser, por ejemplo, comprobar el funcionamiento de las reversas (que complementan a los frenos del avión), el movimiento de los álabes internos en caso de que los llevase o el funcionamiento de las válvulas de sangrado para el aire acondicionado del avión (TMAS Aviación, 2020).

## **Tipos de inspecciones**

### **Inspección visual**

La inspección visual es la forma más antigua y común de NDI para aeronaves. Aproximadamente el 80 por ciento de todos los procedimientos NDI se realizan por métodos visuales directos. Este procedimiento de inspección puede mejorarse en gran medida mediante el uso de combinaciones apropiadas de instrumentos de aumento, boroscopios, fuentes de luz, escáneres de video y otros dispositivos discutidos en esta AC (FAA, 1998).

La inspección visual proporciona un medio para detectar y examinar una amplia variedad de discontinuidades en la superficie de componentes y materiales, como grietas, corrosión, contaminación, acabado superficial, uniones soldadas, conexiones soldadas y desuniones adhesivas. La inspección visual se utiliza ampliamente para detectar y examinar grietas en la superficie de las aeronaves, que son especialmente importantes por su relación con fallos estructurales (FAA, 1998).

La inspección visual se utiliza con frecuencia para proporcionar verificación cuando los defectos se encuentran inicialmente utilizando otras técnicas NDI. El uso de ayudas ópticas para la inspección visual es beneficioso y recomendable. Las ayudas ópticas magnifican los defectos que no pueden verse a simple vista y también permiten la inspección visual en zonas inaccesibles (FAA, 1998).

### **Herramientas para una inspección visual**

Cabe destacar que el ojo-espejo-lámpara es un proceso de inspección visual crítico. La estructura y los componentes de la aeronave que deben inspeccionarse rutinariamente se encuentran con frecuencia debajo de la piel, cables, tubos, barras de control, bombas, actuadores, etc. Los medios de inspección visual como una linterna potente, un espejo con rótula y una lupa de 2 a 10 aumentos son esenciales en el proceso de inspección (FAA, 1998).



## ***Linternas***

Las linternas utilizadas para la inspección de aeronaves deben ser aptas para uso industrial y, cuando corresponda, de seguridad comprobada por el Underwriters Laboratory o agencia equivalente como aptas para uso en atmósferas peligrosas tales como tanques de combustible de aeronaves. La especificación militar MIL-F-3747E, linternas: carcasa de plástico, tubular (normal, a prueba de explosiones, resistente al calor a prueba de explosiones, de dirección de tráfico y de inspección), establece los requisitos para las linternas adecuadas para su uso en la inspección de aeronaves (FAA, 1998).

Sin embargo, en la actualidad, las linternas cubiertas por esta especificación utilizan lámparas incandescentes estándar y no hay pruebas de rendimiento estandarizadas para linternas con las bombillas más brillantes: Kriptón, Halógeno y Xenón. En la actualidad, cada fabricante de linternas desarrolla sus propias pruebas y proporciona información sobre sus productos en sus folletos publicitarios (FAA, 1998).

Por lo tanto, cuando se selecciona una linterna para su uso en inspección visual, a veces es difícil comparar directamente los productos. A la hora de seleccionar una linterna, deben tenerse en cuenta las siguientes características: potencia en pies-velocidad; potencia en atmósferas explosivas; distribución del haz (ajustable, puntual o extensivo); eficiencia (tasa de uso de la batería); luminosidad tras un uso prolongado; y baterías recargables o estándar. (Si son recargables (FAA, 1998).

## ***Espejos de inspección***

Un espejo de inspección se utiliza para ver un área que no está en la línea de visión normal. El espejo debe ser del tamaño adecuado para ver fácilmente el componente, con la superficie reflectante libre de suciedad, grietas, revestimiento desgastado, etc., y una junta giratoria lo suficientemente apretada para mantener su ajuste (FAA, 1998).

### ***Lupas simples***

Un solo lente convergente, la forma más simple de un microscopio, se denomina a menudo lupa simple. El aumento de una lente simple se determina mediante la ecuación  $M = 10/f$ . En esta ecuación, "M" es el aumento, "f" es la distancia focal del objetivo en pulgadas y "10" es una constante que representa la distancia mínima media a la que los objetos pueden verse claramente a simple vista. Utilizando la ecuación, un objetivo con una distancia focal de 5 pulgadas tiene un aumento de 2, o se dice que es un objetivo de dos potencias (FAA, 1998).

### ***Boroscopos***

Se trata de instrumentos ópticos de precisión, largos y tubulares, con iluminación incorporada, diseñados para permitir la inspección visual a distancia de superficies internas o zonas inaccesibles por otros medios. El tubo, que puede ser rígido o flexible con una amplia variedad de longitudes y diámetros, proporciona la conexión óptica necesaria entre el extremo de visualización y una lente objetivo situada en el extremo distal del boroscopio (FAA, 1998).

Los boroscopios rígidos y flexibles están disponibles en diferentes diseños para una variedad de aplicaciones estándar y los fabricantes también ofrecen diseños personalizados para aplicaciones especializadas. La figura 5-1 muestra tres diseños típicos de boroscopios (FAA, 1998).

### **Procedimientos de inspección visual detallada**

La corrosión puede ser un defecto extremadamente crítico. Por lo tanto, el personal de NDI debe estar familiarizado con la apariencia de los tipos comunes de corrosión y tener formación y experiencia en la detección de la corrosión en la estructura de la aeronave y los materiales del motor (FAA, 1998).

### ***Inspección preliminar***

Se debe realizar una inspección preliminar del área general en busca de limpieza, presencia de objetos extraños, sujetadores deformados o faltantes, seguridad de las piezas,

corrosión y daños. Si la configuración o ubicación de la pieza oculta el área a inspeccionar, utilice ayudas visuales como un espejo o un boroscopio.

### ***Tratamiento de la corrosión***

El propósito es de encontrar algún tipo de corrosión durante la inspección preliminar después de completar la inspección visual de cualquier parte o área afectada. La inspección por corrientes de Foucault, radiografía o ultrasonidos puede determinar la pérdida de metal por corrosión.

### ***Iluminación***

Se debe proporcionar una iluminación adecuada para iluminar la pieza o área seleccionada. Además, se debe tener la comodidad del personal (temperatura, viento, lluvia, etc.), puede ser un factor que afecte a la fiabilidad de la inspección visual.

### ***Ruido***

Los niveles de ruido durante la inspección visual son importantes. El ruido excesivo reduce la concentración, crea tensión e impide una comunicación eficaz. Todos estos factores aumentarán la probabilidad de que se produzcan errores.

### ***Acceso al área de inspección***

Se ha comprobado que la facilidad de acceso a la zona de inspección es de gran importancia para obtener resultados fiables de la inspección visual. El acceso consiste en ponerse en posición de inspección (acceso primario) y realizar la inspección visual (acceso secundario). Un acceso deficiente puede afectar a la interpretación de las discontinuidades, la toma de decisiones, la motivación y la actitud del inspector (FAA, 1998).

### ***Limpieza previa***

La limpieza en las zonas o la superficie de las piezas que se van a inspeccionar es algo primordial. Se debe eliminar cualquier contaminante que pueda dificultar el descubrimiento de las indicaciones superficiales existentes. No se debe retirar el acabado protector de la pieza o área antes de la inspección. La eliminación del acabado puede ser necesaria en un momento

posterior si se requieren otras técnicas de NDI para verificar cualquier indicación visual de defectos que se encuentre.

### ***Inspección***

Inspeccione cuidadosamente la zona en busca de discontinuidades, utilizando ayudas ópticas según sea necesario. Normalmente, el inspector deberá disponer de aparatos de medición adecuados, una linterna y un espejo. Las grietas superficiales, se debe dirigir el haz de luz en un ángulo de 5 a 45 grados con respecto a la superficie de inspección, hacia la cara. (Véase la figura 5-2.) No se debe dirigir el haz de luz en un ángulo tal que el haz de luz reflejado incida directamente en los ojos.

Hay que mantener los ojos por encima del haz de luz reflejado durante la inspección. Al final se debe de determinar la extensión de las grietas encontradas dirigiendo el haz de luz en ángulo recto a la grieta y trazando su longitud. Utilice una lupa de 10 aumentos para confirmar la existencia de una presunta grieta. Si esto no es adecuado, utilice otras técnicas de NDI, como penetrante, partículas magnéticas o corrientes parásitas para verificar las grietas.

Además, de encontrar grietas superficiales es importante identificar discontinuidades superficiales tales como: decoloración por sobrecalentamiento; piel doblada, abultada o abollada; tubos agrietados, rozados, partidos o abollados; cableado eléctrico rozado; des laminaciones de materiales compuestos; y acabados protectores dañados.

### ***Registro***

Documentar todas las discrepancias mediante un informe escrito, una fotografía o una grabación de vídeo para su evaluación. El valor total de la inspección visual sólo puede aprovecharse si se mantienen registros de las discrepancias encontradas en las piezas inspeccionadas. El tamaño y la forma de la discontinuidad y su ubicación en la pieza deben registrarse junto con otra información pertinente, como el retrabajo realizado o la disposición. La inclusión en un informe de algún registro visible de la discontinuidad hace que el informe sea más completo.

## Capítulo III

### Desarrollo del tema

#### Descripción general

Para iniciar la inspección de la zona fría y caliente de la unidad de potencia auxiliar se procedió en primer lugar a recopilar información técnica a cerca del funcionamiento de una Unidad de Potencia Auxiliar GTCP 36-4A y sus principales sistemas. Para ello se utilizó el manual de mantenimiento de la aeronave Fokker F28 específicamente el ATA 49.

Como se menciona en el capítulo anterior esta aeronave era la que alojaba la unidad de potencia auxiliar modelo GTCP 36-4A con número de parte 380754-1-2 y número de serie P-37664 como muestra la Figura 20. El catálogo ilustrado de partes ayudó para la remoción de componentes y para la parte de la inspección visual se utilizó de manera general la AC 43-131B específicamente la sección 2. Cabe recalcar que durante la remoción de todos los componentes de la unidad de potencia auxiliar se realizó la inspección detallada de los mismos como se notará a lo largo de este capítulo.

#### Figura 20

*Placa de identificación del APU*



*Nota.* Placa de identificación del APU

El seccionamiento del APU se realizó con diferentes herramientas básicas, una vez removidos los componentes se aplicó la pintura a cada uno de ellos y por último se identificó los componentes de la unidad de potencia auxiliar.

### **Condición inicial y preparación del área de trabajo**

Para realizar el proyecto y completar todas las tareas de mantenimiento ya mencionadas se procedió a trasladar el APU a un taller especializado ya que la pintura de los componentes se realizó al horno. Como muestra la Figura 21, se puede observar la condición inicial de la Unidad de Potencia Auxiliar.

### **Figura 21**

*Traslado de la unidad de potencia auxiliar*



*Nota.* En la figura se observa el traslado de la unidad de potencia auxiliar para su respectivo mantenimiento.

### **Limpieza de componentes**

Para la limpieza de todo el APU y sus componentes se utilizó alcohol y combustible ya que el mismo se encontraba en condiciones reprochables, llenó de aceite y grasa. Por tal razón primeramente se drenó el aceite de la unidad y luego se efectuó la limpieza, con diferentes materiales como son wype, brochas, scotch brite, cepillos de acero.

En el procedimiento de limpieza se encontraron varios reportajes de la parte externa de la unidad, como son: corrosión, rajaduras, hendiduras y componentes faltantes.

## **Figura 22**

### *Limpieza del APU*



*Nota.* Procedimiento de limpieza de la unidad de potencia auxiliar.

## **Remoción de componentes de la sección caliente**

### ***Ducto de gases de escape***

Una vez limpia la unidad de potencia auxiliar, se efectuó la remoción de cada uno de los componentes en primer lugar se removió las partes de la sección caliente como lo es el ducto de descarga de gases de escape para efectuar una inspección visual de la parte interna, donde se pudo encontrar corrosión galvánica cerca de las termocuplas, como se muestra en la Figura 23.

**Figura 23**

*Remoción del ducto de gases de escape*



### ***Cables de termocuplas***

Para remover el cobertor de la turbina fue necesario remover los cables que transmiten la temperatura de escape del APU, para ellos se utilizó una llave de  $\frac{1}{4}$  de pulgada y se removió algunas abrazaderas que estaban juntas a las cañerías.

**Figura 24**

*Remoción de los cables de las termocuplas*





### ***Cobertor del ducto de descarga de la turbina***

Como muestra la Figura 25. Se removió la carcasa de la turbina de la unidad de potencia auxiliar, para ello se utilizó una racha con extensión y un dado de 3/8 para remover 16 pernos que sostenían la misma. Se encontró corrosión en la parte que sujeta el cobertor del ducto de la turbina, de tal manera que se limpió la corrosión y se dio un tratamiento.

### **Figura 25**

*Remoción del cobertor del ducto de descarga de la turbina*



### ***Ducto de descarga de la turbina***

Se removió el ducto de descarga de la turbina de la unidad de potencia auxiliar, para ello se utilizó una llave de 7/16 pulgadas para aflojar 16 tuercas que sujetan la misma, como se observa en la Figura 26.

**Figura 26**

*Remoción del ducto de descarga de la turbina*

***Cámara de combustión***

Se removió la cámara de combustión para realizar la inspección visual interna, la cual no presentaba ningún tipo de reporte, se encontró corrosión superficial y se procedió a limpiar la misma.

**Figura 27**

*Remoción de la cámara de combustión*



### Remoción de componentes de la zona fría

Seguidamente se realizó la remoción del cobertor de la zona fría de la Unidad de Potencia Auxiliar, para realizar una inspección visual. La inspección nos determinó que el sello de la cubierta de entrada de aire estaba obsoleto, de tal manera que se removió el mismo y se descartó, aprovechando que se iba a realizar el seccionamiento del mismo.

#### Figura 28

*Cobertor de la zona fría de la APU*



### Remoción de componentes de los sistemas del APU

#### *Válvula de aire de sangrado*

Luego se procedió a remover la válvula de sangrado de aire del APU, la misma se encontraba en buenas condiciones luego de una limpieza se determinó que no tenía ni corrosión o algún reportaje. Para ello se aflojó la abrazadera y los plugs eléctricos.

**Figura 29**

*Remoción de la válvula de aire de sangrado*

**Generador eléctrico**

El generador eléctrico de la unidad de potencia auxiliar no se encontraba en el componente, de tal manera que se realizó una inspección del eje principal la misma que salió en condiciones satisfactorias, dando libre movimiento a todo el conjunto de la zona caliente y fría. Por consiguiente, se analizó la factibilidad de instalar un motor eléctrico que ayude a mover todo el eje y se pueda demostrar de manera real el movimiento tanto del compresor y la turbina.

**Figura 30**

*Remoción del generador eléctrico*

***Cajas de encendido o excitadores***

Como demuestra la Figura 31, las cajas excitadoras estaban en pésimas condiciones, debido a esto se realizó un mantenimiento externo de las mismas, se limpió y se pintó como se observará en páginas siguientes.

**Figura 31**

*Remoción y mantenimiento de encendido*

**Filtro de aceite**

El filtro de aceite del sistema de lubricación fue removido y el filtro interno reemplazado, la inspección visual que se realizó determinó que el filtro debía ser descartado.

**Figura 32**

*Remoción del filtro de aceite*



### ***Starter***

Una vez reemplazado el filtro de aceite del sistema de lubricación, se procedió a remover el starter o arrancador del motor, este arrancador estaba en gran manera corroído la parte externa del mismo, para lo cual se realizó una limpieza y también se hizo un mantenimiento del sistema eléctrico o conectores, como se puede observar en la Figura 33.

### **Figura 33**

#### *Remoción del starter*

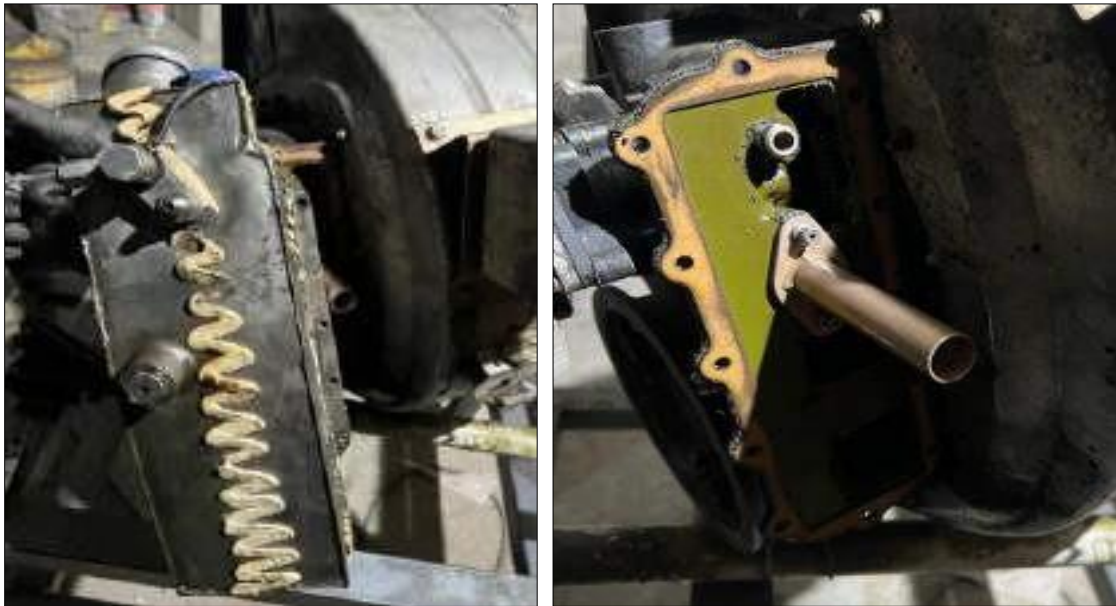


### ***Reservorio de aceite***

El reservorio de aceite de la unidad de potencia auxiliar se encontraba aun con aceite para lo cual se realizó el drenaje completo del mismo y posteriormente se removió, para ello se utilizó una racha y un dado de  $\frac{1}{4}$  de pulgada para aflojar 12 pernos que sujetan al reservorio. Durante la remoción se inspeccionó los sellos internos y estos fueron limpiados y reinstalados los mismos.

**Figura 34**

*Remoción del reservorio de aceite*

***Arneses eléctricos***

La inspección visual determinó que la mayoría de los cables eléctricos, arneses y plugs, tenían ciertos cortes e incluso estaban incompletos, por tal razón se realizó un mantenimiento que implicó limpiarlos y repararlos, pero solo al punto que se vean bien estéticamente, ya que el objetivo del proyecto fue el seccionamiento de la Unidad de Potencia Auxiliar.

**Figura 35**

*Mantenimiento de los arneses eléctricos*





### ***Unidad de control de combustible***

La remoción de la unidad de control de combustible fue super sencilla ya que solamente se removió 4 pernos que sujetaban la misma a la parte externa de la unidad de potencia auxiliar. A esta unidad de control de combustible solamente se realizó una limpieza superficial.

### **Figura 36**

*Remoción de la unidad de control de combustible*

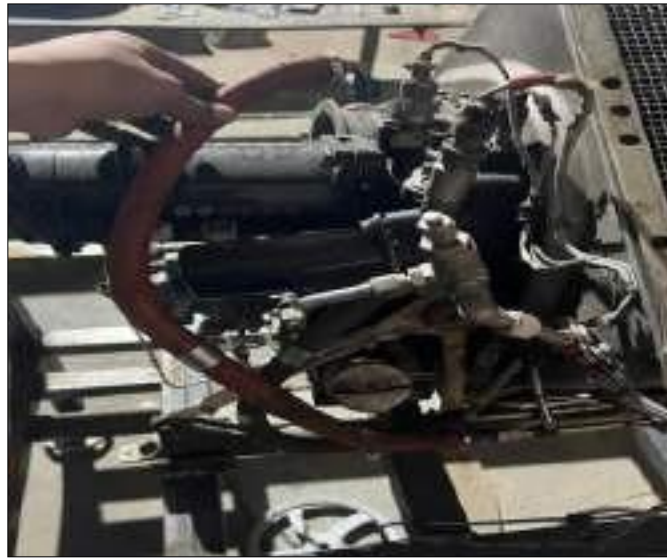


### ***Cañerías de combustible – aceite – hidráulicas***

De manera general se removió la mayoría de cañerías de combustible, aceite, aire e hidráulicas, esta tarea se llevó a cabo para que brinde espacio suficiente para remover los demás componentes de la unidad. Estas cañerías fueron sometidas a una inspección visual y a una prueba de hermeticidad o comprobación de fugas, luego de dichas tareas de mantenimiento se determinó que en gran mayoría se encuentran en condiciones satisfactorias.

**Figura 37**

*Remoción y ajuste de cañerías de combustible – aceite – hidráulicas*

**Trazado y seccionamiento de los componentes**

Una vez finalizado la remoción de casi todos los componentes adjuntos al motor, se procedió a realizar el análisis para el trazado de los cortes que se iban a efectuar posteriormente. Para ello con la ayuda del tutor del proyecto se determinó varias zonas donde se realizó los cortes, como se muestra en la Figura 38.

**Figura 38**

*Seccionamiento de los componentes de la APU*

**Proceso de pintura de componentes**

El proceso de pintura al horno se llevó a cabo mediante una serie de pasos precisos. Inició con la preparación minuciosa de la superficie, seguida de la aplicación de la pintura mediante pulverización. Después, el componente fue sometido a un secado parcial para eliminar solventes antes de entrar al horno para el proceso de curado. Durante el curado, la pintura se endureció completamente, mejorando su durabilidad y resistencia. Tras el enfriamiento, se realizó una inspección final para garantizar la adherencia correcta y la calidad del acabado.

**Figura 39**

*Pintura de componentes*



### **Elaboración del soporte del APU**

Para la elaboración del soporte del APU, primeramente, se realizó un diseño en AutoCAD, que posteriormente permitió la fabricación precisa del mismo. Se utilizó un tubo de acero de 2 pulgadas cuadrado. Se aplicó una suelda tipo SMAW y, por último, se realizó el proceso de pintura al horno.

**Figura 40**

*Elaboración del soporte de la APU*



### ***Instalación de ruedas***

#### **Figura 41**

##### *Instalación de las ruedas del soporte*



A dicho soporte se instaló 4 ruedas las mismas que aguantan hasta 500 libras, y tienen un mecanismo de freno, como muestra en la Figura 41.

### **Instalación de componentes**

Antes de realizar el proceso de instalación de componentes se efectuó una limpieza de los hilos de los pernos, fittings y algunos componentes de ajuste ya que tenían presencia de pintura y esto puede afectar al ajuste de los mismos. Luego se realizó la instalación de todos en el cuerpo de la Unidad de Potencia Auxiliar, aplicando torque estándar ya que no se encontró el manual de mantenimiento de la unidad por ser ya casi obsoleta.

**Figura 42***Instalación de componentes***Instalación del motor eléctrico**

Para que el proyecto tenga un impacto mejor en cuanto a ser un material didáctico, se instaló un motor de arranque trifásico, el mismo que permitirá dar rotación al eje de la unidad de potencia auxiliar, de tal manera que los estudiantes puedan observar el proceso funcionalidad del mismo.

**Figura 43**

*Instalación del motor eléctrico*

**Resultado final del proyecto**

La Figura 44, muestra los resultados finales del proyecto, en el cual se puede determinar los seccionamientos de la unidad de potencia auxiliar, el funcionamiento interno de varios componentes y la rotación de los ejes de transmisión de la zona fría y caliente. Estos seccionamientos permitirán que los estudiantes puedan identificar e inspeccionar los componentes internos de la Unidad de Potencia Auxiliar GTCP 36-4 A.

**Figura 44***Resultado final*



## Capítulo IV

### Conclusiones y recomendaciones

#### Conclusiones

- La recopilación exhaustiva de información técnica proporcionó una base sólida para entender a fondo el funcionamiento de la Unidad de Potencia Auxiliar GTCP 36-4A y sus sistemas.
- La inspección detallada de las zonas caliente y fría de la unidad de potencia auxiliar junto con sus componentes permitió una evaluación precisa de su estado. Esto fue crucial para determinar el nivel de desgaste, identificar posibles problemas y planificar intervenciones de mantenimiento preventivo o correctivo de manera eficiente.
- El proceso de seccionar la Unidad de Potencia Auxiliar GTCP 36-4A se realizó con éxito y en lugares claves que permitirán la caracterización de sus componentes y sistemas para los futuros usuarios del equipo.
- La identificación y señalización de cada componente interno y externo de la unidad fueron de vital importancia ya que facilitarán un conocimiento eficiente y eficaz del proceso de funcionamiento.

**Recomendaciones**

- Establecer un programa de mantenimiento de las zonas caliente y fría de la Unidad de Potencia Auxiliar, lo cual contribuirá a la identificación temprana de posibles desgastes o problemas, permitiendo intervenciones preventivas.
- Asegurar que todos los estudiantes utilicen adecuadamente el EPP necesario para las tareas específicas en la unidad. Esto puede incluir guantes, gafas de seguridad, cascos u otros elementos de protección según los riesgos identificados en cada fase del proceso.
- Asegurar la utilización constante del equipo en diversas asignaturas del área de conocimiento de la carrera, ya que esto contribuiría de manera significativa a la integración práctica y teórica relacionada con la Unidad de Potencia Auxiliar.

## Glosario

**Aire de sangrado:** Aire de sangrado, también conocido como bleed air en inglés, es un término utilizado en la aviación para referirse al aire extraído de los motores de una aeronave para su uso en diversos sistemas a bordo.

**Bujía:** Una bujía es la pieza que, en los motores de combustión interna, genera la chispa que permite encender la mezcla de aire y combustible en los cilindros.

**Cámara de combustión:** Es el lugar donde se realiza la combustión del combustible con el comburente, generalmente aire, en el motor de combustión interna.

**Starter:** En aviación, starter se refiere al dispositivo utilizado para iniciar el motor de una aeronave. Este dispositivo puede ser un motor de arranque eléctrico o un sistema de arranque neumático que proporciona la energía inicial necesaria para encender el motor de la aeronave.

**Termocupla:** Una termocupla, también conocida como termopar, es un dispositivo crucial de medición de temperatura que se utiliza para monitorear las temperaturas aeroespaciales y garantizar operaciones seguras y eficientes.

**Termostato:** Un termostato en aviación es un dispositivo que regula la temperatura del motor de la aeronave para garantizar un funcionamiento óptimo y prevenir el sobrecalentamiento.

**Unidad de potencia auxiliar:** Es un sistema autónomo que proporciona energía eléctrica, neumática e hidráulica a una aeronave mientras está en tierra. También puede ser utilizada para arrancar los motores principales de la aeronave.

**Zona caliente:** Esta zona se refiere a la sección del motor donde se produce la combustión y la expansión de los gases calientes. Aquí se encuentran la cámara de combustión y la etapa de turbina, donde se extrae el trabajo mecánico para accionar la etapa de compresión.

**Zona fría:** La zona fría del motor de un avión se refiere a la sección del motor donde el aire fluye a través de los componentes de enfriamiento y otros sistemas.

## Bibliografía

- Academia Lab. (2024). *Rolls-Royce RB.183 Tay*. [https://academia-lab.com/enciclopedia/rolls-royce-rb-183-tay/#google\\_vignette](https://academia-lab.com/enciclopedia/rolls-royce-rb-183-tay/#google_vignette)
- AcademiaLab. (2024). *Unidad de potencia auxiliar*. <https://academia-lab.com/enciclopedia/unidad-de-potencia-auxiliar/>
- Barrera Ramírez, V. R. (2011). *Construcción de la cabina de mando y soporte para el banco de pruebas de un motor recíproco del Avión Volksplane para el ITSA*.  
<http://repositorio.espe.edu.ec/jspui/handle/21000/29393>
- E-Fly Academy. (2023). *APU*. <https://www.eflyacademy.com/single-post/--apu>
- FAA. (1998). *Advisory Circular TITLE 14 OF THE CODE OF FEDERAL REGULATIONS (14 CFR) GUIDANCE MATERIAL*.
- Fokker. (2022). *Fokker F.28 Fellowship*. <https://www.fokker-history.com/en-gb/f-28>
- Fokker - TM. (1980). *Fokker F28 -Training Manual*.
- Modern Airlines. (2023). *Modern Airlines - Fokker F28 Fellowship*.  
[https://www.modernairliners.com/fokker-f28-fellowship#google\\_vignette](https://www.modernairliners.com/fokker-f28-fellowship#google_vignette)
- Moshansky. (1992). *GTCP36-4A*.
- Asoc. Pasión por volar. (2016). *Revisión De Los Motores Del Avión Cap.1 -*.  
<https://www.pasionporvolar.com/revision-de-los-motores-del-avion-cap-1/>
- TMAS Aviación. (2020). *Mantenimiento de motores de aviones*.  
<https://www.tmas.es/blog/mecanica-de-aviones/mantenimiento-de-motores-de-aviones/amp/>
- Wikipedia. (2023). *TAME - Wikipedia*, <https://es.wikipedia.org/wiki/TAME>

## **Anexos**