



# ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS  
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

**UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS**

**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES**

**CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA**

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

**TEMA: DESMONTAJE Y MONTAJE DEL MOTOR Y ALA DEL  
LADO DERECHO DEL AVIÓN HAWKER SIDDELEY 125-400  
CON MATRÍCULA XB-ILD PARA SU TRASLADO DEL ALA DE  
TRANSPORTE Nro. 11 HASTA EL CAMPUS DE LA UNIDAD  
DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS ESPE**

**AUTOR: IMBAQUINGO SANTACRUZ JHON EDUARDO**

**DIRECTOR: TLGO. JOHNATAN VALENCIA**

**LATACUNGA**

**2017**



## DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

### CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

#### CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, ***“DESMONTAJE Y MONTAJE DEL MOTOR Y ALA DEL LADO DERECHO DEL AVIÓN HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRÍCULA XB-ILD PARA SU TRASLADO DEL ALA DE TRANSPORTE Nro. 11 HASTA EL CAMPUS DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS ESPE”*** realizado por el señor **IMBAQUINGO SANTACRUZ JHON EDUARDO**, ha sido revisado en su totalidad y analizado por el software anti-plagio, el mismo cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito acreditarlo y autorizar al señor **IMBAQUINGO SANTACRUZ JHON EDUARDO** para que lo sustente públicamente.

Latacunga, Julio del 2017

---

Talgo. Johnatan Valencia

**DIRECTOR**



## DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

### CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

### AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **IMBAQUINGO SANTACRUZ JHON EDUARDO** con cédula de identidad N° 050372660-6 declaro que este trabajo de titulación **“DESMONTAJE Y MONTAJE DEL MOTOR Y ALA DEL LADO DERECHO DEL AVIÓN HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRÍCULA XB-ILD PARA SU TRASLADO DEL ALA DE TRANSPORTE Nro. 11 HASTA EL CAMPUS DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS ESPE”**, ha sido desarrollado considerando los métodos de investigación existentes, así como también se ha respetado los derechos intelectuales de terceros considerándose en las citas bibliográficas.

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

**Latacunga, Julio del 2017**

---

IMBAQUINGO SANTACRUZ JHON EDUARDO

ID: L00364971



## DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

### CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

#### AUTORIZACIÓN

Yo, **IMBAQUINGO SANTACRUZ JHON EDUARDO** autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca Virtual de la institución el presente trabajo de titulación **“DESMONTAJE Y MONTAJE DEL MOTOR Y ALA DEL LADO DERECHO DEL AVIÓN HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRÍCULA XB-ILD PARA SU TRASLADO DEL ALA DE TRANSPORTE Nro. 11 HASTA EL CAMPUS DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS ESPE”** cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

Latacunga, Julio del 2017

---

IMBAQUINGO SANTACRUZ JHON EDUARDO

C.I.: 050372660-6

## DEDICATORIA

Este proyecto de graduación en primer lugar se lo dedicó a Dios que me ha brindado y bendecido con lo más hermoso que puede existir, que es una vida llena de felicidad y la salud para todos mis seres amados que han estado a mi lado durante cada día de mi vida.

A mi familia y especialmente a mis padres que siempre han estado ahí para guiarme por el camino del bien y del éxito para formarme como la persona que soy, porque no solamente es un triunfo para mi sino para ellos también y me siento muy orgulloso de ser su hijo; también se lo dedico a mi hermana que a pesar de ser todavía una niña siempre ha estado conmigo cada día apoyándome.

También quiero dedicárselo a mi novia que ha sido mi acompañante y mejor amiga durante toda esta etapa de mi vida, que nunca dudó de mis capacidades y estuvo durante los momentos más difíciles a mi lado.

Finalmente quiero decir que todas las personas a las que dedico este proyecto de graduación han sido, son y serán, mi fuerza y mi inspiración para todo propósito que me proponga en la vida.

JHON EDUARDO IMBAQUINGO SANTACRUZ

## AGRADECIMIENTO

En la vida nunca se llega al éxito sin la ayuda de nadie, por esta razón quiero agradecer en primera instancia a Dios por la salud y la bendición de poder cumplir uno de mis sueños, que es graduarme en la carrera que me apasionó durante toda mi vida.

Quiero agradecerles especialmente a mis padres que han sido mi apoyo moral y forman una parte muy valiosa de mí, educándome cada día y demostrándome que con trabajo se logra cumplir cualquier objetivo por más difícil que sea, a mi pequeña hermana que está conmigo cada día acompañándome y dándome fuerzas para ser un buen hermano para ella.

También quiero agradecerle a mi novia que todo este tiempo ha estado a mi lado para apoyarme en cualquier circunstancia de mi vida sea buena o mala y demostrarme que nunca estaré solo, porque cada día ella me demuestra su amor y cariño hacia a mí y a toda mi familia.

A mis profesores que, durante toda mi etapa universitaria, porque durante cada día en las aulas me compartían su conocimiento y aceptaban cualquier error que yo cometía, especialmente a mi director de proyecto Johnatan Valencia que ha sido otro amigo en el cual podía confiar por demostrarme su apoyo en la realización de este proyecto.

Finalmente quiero agradecer a todas las empresas en las que realice mis pasantías, que sin duda alguna dentro de ellas aprendí mucho y aumente mi conocimiento, a todos mis amigos y compañeros de clase que me ayudaron día a día a alcanzar este logro, y a todos los estudiantes bajo la tutela de mi director de proyecto que me brindaron su ayuda durante el trabajo de este proyecto.

JHON EDUARDO IMBAQUINGO SANTACRUZ

## INDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICACIÓN.....	ii
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD .....	iii
AUTORIZACIÓN .....	iv
DEDICATORIA.....	v
AGRADECIMIENTO.....	vi
INDICE DE CONTENIDOS.....	vii
ÍNDICE DE TABLAS .....	xi
ÍNDICE DE FIGURAS .....	xi
RESUMEN.....	xv
ABSTRACT.....	xvi

### CAPITULO I

#### TEMA

1.1 Antecedentes .....	1
1.2 Planteamiento del problema .....	2
1.3 Justificación e Importancia.....	2
1.4 Objetivos .....	3
1.4.1 Objetivo General .....	3
1.4.2 Objetivos Específicos.....	3
1.5 Alcance.....	4

### CAPÍTULO II

#### MARCO TEÓRICO

2.1 Historia del Avión Jet Hawker Siddeley HS 125-400 con matrícula XB-ILD .....	5
2.2 Información general del Avión Jet Hawker Siddeley HS-125.....	6
2.2.1 Desarrollo del Hawker Siddeley HS-125.....	6
2.2.2 Variantes del Hawker Siddeley HS-125 .....	7
2.2.3 Especificaciones del Hawker Siddeley HS 125-400.....	9
2.3 Motor Turborreactor o Turbojet .....	10

2.3.1 Historia del motor turbojet .....	10
2.3.2 Funcionamiento del motor turbojet .....	11
2.3.2.1 Álabes .....	13
2.3.3 Composición de los motores turbojet .....	13
2.3.4 Ventajas y desventajas del motor turbojet.....	13
2.4 Motores y alas de avión HAWKER SIDDELEY HS 125-400 .....	14
2.4.1 Motores del avión HAWKER SIDDELEY HS 125-400 .....	14
2.4.1.1 Estructura de los motores .....	15
2.4.1.2 Pared de fuego .....	16
2.4.1.2.1 Zona 1 .....	17
2.4.1.2.2 Zona 2 y Zona B .....	17
2.4.1.3 Ventilación de los motores .....	18
2.4.1.3.1 Zona 1 .....	18
2.4.1.3.2 Zona 2 y Zona B .....	19
2.4.1.4 Descripción general del motor Rolls Royce Viper 522 .....	19
2.4.1.4.1 Especificaciones del motor Rolls Royce Viper 522 .....	20
2.4.1.4.1.1 Sistema de combustible del motor Rolls Royce Viper 522 .....	20
2.4.1.4.1.2 Sistema de aire del motor Rolls Royce Viper 522.....	21
2.4.1.4.1.3 Sistema de lubricación del motor Rolls Royce Viper 522 .....	22
2.4.2 Alas del avión HAWKER SIDDELEY HS 125-400 .....	22
2.4.2.1 Alerones .....	24
2.4.2.2 Flaps .....	24
2.4.2.3 Frenos de aire .....	25
2.5 Trenes de aterrizaje del Avión Jet Hawker Siddeley HS 125-400 .....	25
2.5.1 Funcionamiento de los trenes de aterrizaje.....	25
2.5.1.1 Funcionamiento del tren de aterrizaje principal .....	25
2.5.1.2 Funcionamiento del tren de nariz .....	26

### CAPITULO III

#### DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Preliminares .....	29
3.2 Medidas de seguridad .....	29



<b>3.3 Herramientas y equipos utilizados para el desmontaje y montaje del motor y ala derecha, y traslado hasta el campus de la UGT .....</b>	<b>29</b>
<b>3.4 Procedimientos para el desmontaje y montaje del motor y ala derecha del avión HAWKER SIDDELEY HS 125-400 .....</b>	<b>30</b>
<b>3.4.1 Procedimientos para el desmontaje del motor derecho .....</b>	<b>30</b>
<b>3.4.1.1 Desconexión de conexiones eléctricas.....</b>	<b>32</b>
<b>3.4.1.2 Desconexión de las conexiones mecánicas .....</b>	<b>33</b>
<b>3.4.1.3 Desmontaje del motor .....</b>	<b>35</b>
<b>3.4.1.4 Traslado de los motores hacia el campus de la UGT .....</b>	<b>40</b>
<b>3.4.2 Procedimientos para el desmontaje del ala derecha .....</b>	<b>41</b>
<b>3.4.2.1 Colocación de gatos hidráulicos y soportes del avión para el desmontaje de las alas.....</b>	<b>41</b>
<b>3.4.2.2 Remoción de los fairings que cubren y rodean las alas. ....</b>	<b>43</b>
<b>3.4.2.3 Desconexión de las cañerías hidráulicas, brazos de soporte y cañerías.....</b>	<b>46</b>
<b>3.4.2.4 Desconexión de los cables de los controles de vuelo (Alerones, Flaps, y Frenos de aire).....</b>	<b>48</b>
<b>3.4.2.5 Retracción de los trenes de aterrizaje .....</b>	<b>52</b>
<b>3.4.2.6 Desmontaje de las alas.....</b>	<b>54</b>
<b>3.4.2.7 Traslado de las alas y fuselaje del avión .....</b>	<b>58</b>
<b>3.4.3 Procedimientos para el montaje del ala y motor derecho del avión HAWKER SIDDELEY HS 125-400.....</b>	<b>61</b>
<b>3.4.3.1 Instalación de las alas .....</b>	<b>61</b>
<b>3.4.3.2 Instalación del motor .....</b>	<b>62</b>
<b>3.4.3.3 Colocación de la eslinga, elevación y aseguramiento del motor ...</b>	<b>63</b>
<b>3.5 Simbología en diagramas de flujo de análisis .....</b>	<b>65</b>
<b>3.6 Diagrama de flujo de análisis de tema .....</b>	<b>66</b>
<b>3.7 Presupuesto .....</b>	<b>67</b>
<b>3.7.1 Análisis de costos .....</b>	<b>67</b>
<b>3.7.1.1 Costos primarios .....</b>	<b>67</b>
<b>3.7.2 Costo total del proyecto de grado .....</b>	<b>69</b>

## CAPITULO IV

<b>4.1 Conclusiones .....</b>	<b>70</b>
<b>4.2 Recomendaciones .....</b>	<b>70</b>
<b>GLOSARIO .....</b>	<b>72</b>
<b>ABREVIATURA .....</b>	<b>74</b>
<b>BIBLIOGRAFÍA.....</b>	<b>75</b>
<b>ANEXOS .....</b>	<b>¡Error! Marcador no definido.</b>

## ÍNDICE DE TABLAS

<b>Tabla 1 Total de costos primarios .....</b>	<b>67</b>
<b>Tabla 2 Total de costos secundarios .....</b>	<b>68</b>
<b>Tabla 3 Total costo del proyecto .....</b>	<b>69</b>

## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 Avión Hawker Siddeley HS 125-400 incautado .....	6
Figura 2 Avión Hawker HS 125 .....	8
Figura 3 Dimensiones del avión Hawker Siddeley HS 125-400 .....	10
Figura 4 Motor Turbojet.....	12
Figura 5 Detalles externos del motor derecho I .....	16
Figura 6 Detalles externos del motor derecho II.....	16
Figura 7 Pared de fuego .....	17
Figura 8 Puntos de ventilación del motor .....	18
Figura 9 Motor Rolls Royce Viper 522.....	20
Figura 10 Ala derecha .....	24
Figura 11 Tren de aterrizaje principal.....	26
Figura 12 Componentes del tren de aterrizaje principal .....	26
Figura 13 Tren de nariz.....	27
Figura 14 Componentes del tren de nariz.....	28
Figura 15 Motor derecho del avión Hawker HS 125-400 .....	31
Figura 16 Motor descubierto.....	32
Figura 17 Ubicación de los componentes eléctricos .....	32
Figura 18 Desconexión de la palanca del acelerador .....	34
Figura 19 Tuberías Hidráulicas.....	34
Figura 20 Tuberías Hidráulicas desconectadas .....	35
Figura 21 Eslinga del motor .....	35
Figura 22 Colocación de la eslinga al motor .....	36
Figura 23 Tecla Eléctrico.....	36
Figura 24 Planta de energía del tecla .....	37

<b>Figura 25 Acoplamiento del tecele a la eslinga .....</b>	<b>37</b>
<b>Figura 26 Perno principal superior de montaje del motor .....</b>	<b>38</b>
<b>Figura 27 Perno principal inferior de montaje del motor .....</b>	<b>38</b>
<b>Figura 28 Muñón de montante principal .....</b>	<b>39</b>
<b>Figura 29 Motor Desmontado .....</b>	<b>39</b>
<b>Figura 30 Desmontaje del motor .....</b>	<b>40</b>
<b>Figura 31 Transporte del motor hacia el campus de la UGT .....</b>	<b>41</b>
<b>Figura 32 Colocación del soporte delantero del avión .....</b>	<b>42</b>
<b>Figura 33 Colocación del soporte posterior del avión .....</b>	<b>42</b>
<b>Figura 34 Avión colocado sobre los soportes.....</b>	<b>43</b>
<b>Figura 35 Fairing Lateral Superior.....</b>	<b>43</b>
<b>Figura 36 Desmontaje de los paneles de acceso del fairing lateral .....</b>	<b>44</b>
<b>Figura 37 Desmontaje del fairing lateral .....</b>	<b>44</b>
<b>Figura 38 Fairing Central.....</b>	<b>45</b>
<b>Figura 39 Fairing Central desmontado.....</b>	<b>46</b>
<b>Figura 40 Cañerías Hidráulicas.....</b>	<b>47</b>
<b>Figura 41 Identificación de las cañerías hidráulicas .....</b>	<b>47</b>
<b>Figura 42 Desconexión de la cañería de combustible .....</b>	<b>48</b>
<b>Figura 43 Desconexión del brazo de soporte del flap.....</b>	<b>48</b>
<b>Figura 44 Ubicación de los turnbuckles de los cables de los controles de vuelo .....</b>	<b>49</b>
<b>Figura 45 Corte del alambre de freno de los turnbuckles de los cables ...</b>	<b>50</b>
<b>Figura 46 Turnbuckles desconectados.....</b>	<b>50</b>
<b>Figura 47 Desmontaje de la polea de los cables del flap.....</b>	<b>51</b>
<b>Figura 48 Tubo de torque de control del flap .....</b>	<b>51</b>
<b>Figura 49 Engrane cónico del tubo de torque de control .....</b>	<b>52</b>

<b>Figura 50 Desinstalación de los pernos del brazo articulado del tren de aterrizaje principal .....</b>	<b>53</b>
<b>Figura 51 Tren de aterrizaje principal amarrado.....</b>	<b>53</b>
<b>Figura 52 Pin de bloqueo del tren de nariz .....</b>	<b>54</b>
<b>Figura 53 Tapón de drenaje de combustible .....</b>	<b>55</b>
<b>Figura 54 Soportes de izaje de las alas.....</b>	<b>55</b>
<b>Figura 55 Acoplamiento del tecle a la cadena .....</b>	<b>56</b>
<b>Figura 56 Brazo de sujeción del ala al fuselaje .....</b>	<b>56</b>
<b>Figura 57 Brazo desconectado del fuselaje.....</b>	<b>57</b>
<b>Figura 58 Elevación de las alas de la cama móvil.....</b>	<b>57</b>
<b>Figura 59 Alas desmontadas .....</b>	<b>58</b>
<b>Figura 60 Elevación de las alas con la grúa .....</b>	<b>58</b>
<b>Figura 61 Alas sobre la plataforma cama alta para su traslado .....</b>	<b>59</b>
<b>Figura 62 Levantamiento del fuselaje .....</b>	<b>59</b>
<b>Figura 63 Avión sobre la plataforma cama baja para su traslado .....</b>	<b>59</b>
<b>Figura 64 Transporte del fuselaje del avión al campus de la UGT .....</b>	<b>60</b>
<b>Figura 65 Colocación de las alas en el campus de la UGT .....</b>	<b>60</b>
<b>Figura 66 Colocación del fuselaje en el campus de la UGT .....</b>	<b>60</b>
<b>Figura 67 Elevación de las alas para su montaje .....</b>	<b>61</b>
<b>Figura 68 Avión con las ruedas frenadas y bloqueadas.....</b>	<b>63</b>
<b>Figura 69 Tecle Manual .....</b>	<b>64</b>
<b>Figura 70 Conexión del arnés eléctrico .....</b>	<b>64</b>
<b>Figura 71 Símbolos en diagramas de flujo .....</b>	<b>65</b>

## RESUMEN

El presente proyecto de graduación detalla los procesos necesarios y específicos para el desmontaje y montaje del motor y ala derecha del Avión Hawker Siddeley HS 125-400 para el posterior traslado de la aeronave hasta el campus de la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE.

Primeramente, se detalla el tema del presente proyecto de graduación, también se indican los objetivos para la obtención de los resultados deseados.

El marco teórico está enfocado sobre la información general e historia del avión Jet Hawker Siddeley HS 125-400 con matrícula XB-ILD.

Especialmente detalla la información de los motores y alas que conforman esta aeronave y sus sistemas.

Y en el desarrollo del tema se detalla todos los procesos realizados para el desmontaje y montaje de motores y alas, basándonos en la información de manuales técnicos y siguiendo procesos técnicos con la ayuda de herramientas y equipos específicos para lograr con éxito el cumplimiento de este proyecto de graduación.

Por último, con el aporte de este avión a la Unidad de Gestión de Tecnologías servirá como material de enseñanza para los docentes y estudiantes, para incrementar sus conocimientos en el mundo de la aviación.

### **PALABRAS CLAVES:**

- MOTOR
- ALA
- DESMONTAJE
- MONTAJE
- MANUAL TÉCNICO

## ABSTRACT

This graduation project is about the necessary and specific processes for disassembly and assembly parts in an engine and the right wing of the “Hawker Siddeley aircraft HS 125-400” to move the aircraft into the “Management and Technology Unit” campus.

Firstly, the main graduation project’s name is detailed and the principal objectives to gets the desired results.

The theoretical framework talks about the general information and history of the “Hawker Siddeley aircraft HS 125-400” with registration number XB-ILD.

In addition, it can be possible to find the detailed information about engines and plane wings part of the aircraft and its systems.

And during the development of this project all the performed processes for disassembly and assembly about engines and wings will be detailed, taken from technical manuals, following technical processes and by using tools and equipments this graduation project will be success.

Finally, this project can contribute with the “Management and Tecnology Unit” as well as its teachers and students, helping them to increase knowledge in the aviation world.

### KEYWORDS:

- ENGINE
- WING
- DISASSEMBLY
- ASSEMBLY
- TECHNICAL MANUAL

---

**CHECKED BY:**  
**Lcda. SANDRA HIDALGO**  
**ENGLISH TEACHER UGT**



## **CAPITULO I**

### **TEMA**

**“DESMONTAJE Y MONTAJE DEL MOTOR Y ALA DERECHA DEL AVIÓN HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRÍCULA XB-ILD PARA SU TRASLADO DEL ALA DE TRANSPORTE Nro. 11 HASTA EL CAMPUS DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS ESPE”**

#### **1.1 Antecedentes**

El 13 de enero de 2014, el Honorable Consejo Universitario Provisional de la Universidad de las Fuerzas Armadas–ESPE, aprueba la creación de la Unidad de Gestión de Tecnologías–UGT, consolidando así la integración del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico–ITSA a la Universidad de las fuerzas armadas ESPE.

Cabe mencionar que el Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico–ITSA, una Institución de Educación Superior, fue creada el 08 de noviembre de 1999 y reconocido por el CONESUP el 22 de septiembre del año 2000, desde aquel momento el Instituto brindó sus servicios educativos superiores a la juventud del país con carreras innovadoras únicas, ofreciendo nuevos campos laborales en la industria aeronáutica y en la industria en general.

La Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE cuenta con varios laboratorios, talleres totalmente equipados, y un avión escuela el cual es adecuado para realizar tareas de inspección, mantenimiento, remoción e instalación de componentes permitiendo de esta manera que los estudiantes de Mecánica Aeronáutica puedan adquirir mayores conocimientos mediante la práctica en conjunto con la teoría, lo cual ayuda en el desarrollo profesional de los estudiantes de esta prestigiosa Universidad.

Aprovechando la oportunidad que nos brinda el Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público-INMOBILIAR de la República del Ecuador con la donación del avión HAWKER SIDDELEY 125-400 con matrícula XB-ILD que se encuentra inoperativo por diversos motivos de haber perdido su

aeronavegabilidad, la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE ha realizado todas las gestiones pertinentes para que la aeronave sea trasladada del Ala de transporte Nro. 11 hacia el campus de la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE.

## **1.2 Planteamiento del problema**

El avión HAWKER SIDDELEY 125-400 con matrícula XB-ILD se ha encontrado inoperativo e incautado por un par de años debido a que fue retirado de su propietario por estar involucrado en el tráfico de sustancias ilegales, dicho avión se ha encontrado en la plataforma del ALA DE TRANSPORTES Nro. 11 ubicada en el interior del Aeropuerto Internacional Cotopaxi. Por el tiempo de inoperatividad de la aeronave, la misma sufrió mucho descuido, como es el deterioramiento y pérdida de varios componentes correspondientes a su estructura externa e interna.

Mediante el Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público-INMOBILIAR de la República del Ecuador, la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE ha conseguido que la aeronave sea donada al campus de la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE ubicado en la ciudad de Latacunga para que esta aeronave sea utilizada como un avión escuela, para el conocimiento y desarrollo de prácticas de los estudiantes de la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE.

La Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE solo consta de un avión escuela, para ello la implementación del Avión Jet Hawker Siddeley HS 125-400 servirá como un nuevo avión escuela, y los estudiantes podrán aprender nuevos conocimientos sobre otro tipo de aeronave y los sistemas por los que está conformada.

## **1.3 Justificación e Importancia**

Teniendo en cuenta que la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE está considerada como uno de los mejores centros de educación superior a nivel nacional e internacional, por esta razón debe proporcionar instalaciones

y material didáctico que ayuden a mejorar la formación de profesionales. El presente trabajo contribuirá a la comprensión del proceso de desmontaje y montaje del motor, y ala de esta aeronave; y principalmente la universidad se beneficiará con un nuevo avión escuela que servirá como elemento de enseñanza.

El desarrollo del presente proyecto ayudará tanto a docentes como alumnos a conocer los pasos a seguir en el desmontaje y montaje del motor y ala de la aeronave, este trabajo brindará una mejor ayuda y enseñanza, tanto en forma teórica como práctica ya que les permite tener un conocimiento más claro y preciso de lo que es la aviación, de esta forma los estudiantes van a tener un mejor desenvolvimiento en sus prácticas pre-profesionales y posterior en su vida profesional.

De esta manera los estudiantes podrán realizar prácticas en un nuevo avión escuela, de una mejor manera y poner en práctica todo el conocimiento adquirido en clases y prácticas en los talleres, para que puedan demostrar sus habilidades y lograr que su trabajo se desarrolle efectiva y eficientemente.

## **1.4 Objetivos**

### **1.4.1 Objetivo General**

Desmontar y montar el motor, y ala derecha del avión HAWKER SIDDELEY 125-400 con matrícula XB-ILD mediante manuales, y procedimientos técnicos para la Unidad de Gestión de Tecnologías.

### **1.4.2 Objetivos Específicos**

- Recopilar toda la información necesaria del avión HAWKER SIDDLEY 125-400 que facilite el desmontaje y montaje del motor y ala derecha.
- Identificar los procesos técnicos adecuados para el desmontaje y montaje seguro del motor y ala de la aeronave.

- Determinar las herramientas adecuadas para el desarrollo del desmontaje y montaje del motor y ala derecha del avión HAWKER SIDDELEY 125-400, acatando las medidas de seguridad contra los riesgos presentes en el trabajo.

### **1.5 Alcance**

El presente proyecto pretende brindar conocimiento a los estudiantes de la carrera de Mecánica Aeronáutica-Mención Motores de la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE con el desmontaje y montaje del motor, y ala derecha del avión HAWKER SIDDELEY 125-400; y que este avión sea utilizado como avión escuela para un mejor aprendizaje y desarrollo de los conocimientos teóricos-prácticos adquiridos en clases por los estudiantes de la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE, lo que ayudará a su desenvolvimiento laboral y contribuirá a obtener nuevas generaciones con mayor conocimiento en el campo de la aviación.

## **CAPÍTULO II**

### **MARCO TEÓRICO**

#### **2.1 Historia del Avión Jet Hawker Siddeley HS 125-400 con matrícula XB-ILD**

El avión Jet Hawker Siddeley HS 125-400 con matrícula mexicana XB-ILD fue propiedad de César Fernández (ex gobernador de Manabí y sospechoso de narcotráfico) la aeronave fue incautada en el caso de narcotráfico llamado "Aniversario" era utilizado para transporte personal de César Fernández, cubría rutas de México a Ecuador ya que se comprobó que Fernández trabajaba para el Cartel de narcotráfico de Sinaloa.

En un principio el avión después de su incautación permaneció en el ex hangar privado "AEROFER" a cargo del Consep (Consejo Nacional de Sustancias Estupefacientes y Psicotrópicas). El Consep como depositario judicial de sustancias o bienes en ese tiempo, decidió entregar en comodato la nave a la FAE (Fuerza Aérea Ecuatoriana).

La FAE realizó los trámites legales y las verificaciones técnicas de la nave para que pueda utilizarla en misiones logísticas con autoridades civiles y militares y como ambulancia en casos de emergencias; durante este trámite la aeronave pasó a tener la matrícula ecuatoriana FAE-050.

A pesar de todos los trámites realizados no pudieron recuperar legalmente la aeronave, ya que se encontraba en tierra, sin documentación técnica, y no en condiciones mecánicas para su rehabilitación.

El avión regresó a propiedad del Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público-INMOBILIAR de la República del Ecuador y fue trasladado al Aeropuerto Internacional "Cotopaxi", específicamente al hangar de la DIAF (Dirección de Industria Aeronáutica de la Fuerza Aérea Ecuatoriana). Debido a que la aeronave se encontraba inoperativa y ocupaba espacio en el interior del hangar, fue trasladada a la plataforma militar del ALA DE TRANSPORTE Nro.11.

Mediante los trámites respectivos la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE consiguió que INMOBILIAR donará la aeronave a la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE para que sea utilizada como avión escuela para la institución.



**Figura 1 Avión Hawker Siddeley HS 125-400 incautado**

**Fuente:** (EL UNIVERSO, 2004)

## **2.2 Información general del Avión Jet Hawker Siddeley HS-125**

El British Aerospace BAe 125 es un reactor ejecutivo bimotor de mediano tamaño, con nuevas variantes ahora comercializadas como el Hawker 800. Fue conocido como el Hawker Siddeley HS.125 hasta 1977. Es también utilizado por la RAF británica como entrenador de navegación (como Hawker Siddeley Dominie T1), y por la USAF como avión de calibración (como C-29). (Göde, 2016)

### **2.2.1 Desarrollo del Hawker Siddeley HS-125**

En 1961, de Havilland comenzó a trabajar en un pequeño y revolucionario reactor ejecutivo conocido como DH.125 Jet Dragon. El primero de los dos prototipos voló el 13 de agosto de 1962 motorizados por los turbo reactores Bristol Siddeley Viper. El avión ha experimentado muchos cambios de designación durante su vida activa. Originalmente como DH.125, fue rebautizado como HS.125 cuando de Havilland se convirtió en una división de Hawker Siddeley en 1963. Cuando Hawker Siddeley Aircraft

se fusionó con British Aircraft Corporation para formar British Aerospace en 1977, el nombre fue cambiado al de BAe 125.

Sin embargo, cuando British Aerospace vendió su división de reactores ejecutivos a Raytheon en 1993, el reactor adquirió el nombre de Raytheon Hawker. El fuselaje, alas y cola eran hasta ese día totalmente ensamblado y parcialmente equipado en la planta británica de Airbus en Broughton, a las afueras de Chester, los subensamblajes se producían en Buckley, también de Airbus. Todos los componentes de ensamblaje fueron entonces enviados a Wichita, Kansas en los Estados Unidos, para ser ensamblados en 1996. Más de 1.000 aviones han sido construidos, debido al interés de la Fuerza Aérea Uruguaya en una aeronave HS125 700a su precio en el mercado de usados se disparó a U\$S 1 000 000 por unidad. (Göde, 2016)

### **2.2.2 Variantes del Hawker Siddeley HS-125**

- **DH.125 Series 1** - Primera versión producida, 8 construidos.
- **DH.125 Series 1A/1B** - mejorado con motores Bristol Siddeley Viper 521 (Series 1A) o 522 (Series 1B) con 13,8 kN de empuje cada uno.
- **HS.125 Series 2** - entrenador de navegación para la RAF, conocido en servicio como el Dominie T.Mk.1 - (Rolls Royce Viper 301)
- **HS.125 Series 3** - mejora de motores
- **HS.125 Series 400** - mejora de motores
- **HS.125 Series 600** - 3 pies 1 pulgada (0,94 m) de ampliación de longitud hasta incrementar la capacidad a los catorce pasajeros.
- **HS.125 Series 700** - motores turbofan Honeywell TFE731-3RH con 16,6 kN de empuje cada uno. Primer vuelo el 19 de junio de 1976.
- **HS.125 Protector** - basado en las Series 700. Avión patrullero marítimo con radar de búsqueda y cámaras.
- **BAe 125 Series 800** - incremento de envergadura, afilado de morro, ampliación de cola, incremento de capacidad de combustible, primer reactor ejecutivo equipado con EFIS, motores mejorados, primer vuelo el 26 de mayo de 1983.
- **Hawker 800** - BAe 125-800 tras 1993.

- **Hawker 800XP** - motores TFE731-5BR1H turbofan con 20,8 kN de empuje cada uno.
- **Hawker 800SP y 800XP2** - Nueva designación para el 800A/B y el 800XP y equipado con winglets.
- **Hawker 850XP** - 800XP con winglets e interiores mejorados.
- **Hawker 900XP** - 850XP con motores turbofan Honeywell TFE731-50R para incrementar el alcance y las situaciones de trabajo.
- **Hawker 750** - 800XP con un interior ligero y compartimento de equipaje ampliado en lugar del tanque de combustible ventral.
- **C-29A** - Series 800 para la USAF para reemplazar el Lockheed C-140A.
- **U-125** - basado en las Series 800 como avión para inspección de vuelo para Japón (similar al C-29A).
- **U-125A** - basado en las Series 800 es un avión SAR para Japón.
- **BAe 125 Series 1000** - versión intercontinental del Series 800, 2 pies 9 pulgadas (0,84 m) de ampliación de fuselaje para incrementar su capacidad hasta quince pasajeros, incrementar la capacidad de combustible y, motores turbofan Pratt & Whitney Canadá PW-305 con 23,2 kN de empuje cada uno, primer vuelo el 16 de junio de 1990, 52 construidos.
- **Hawker 1000** - BAe 125-1000 tras 1993.
- **Handley Page HP.130** - Una propuesta de 1965 que no llegó a ser construida. Iba a contar con dos motores Bristol Siddeley Viper 520 de 3.000 lb de empuje.



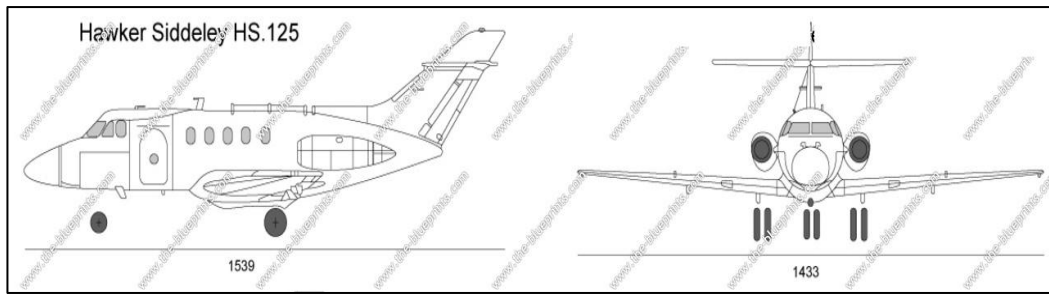
**Figura 2 Avión Hawker HS 125**

**Fuente:** (Flickr Hive Mind, 2005)



### 2.2.3 Especificaciones del Hawker Siddeley HS 125-400

- **Fabricante:** Hawker Siddeley
- **Modelo:** HS.125 Series 400A
- **Año de construcción:** 1969
- **Número de construcción:** 25190
- **Tipo de aeronave:** Multi-motor de ala fija
- **Número de motores:** 2
- **Tipo de motor:** Turborreactor
- **Fabricante y modelo de motor:** Rolls Royce Viper 522 de 14,9 kN (3360 lb)
- **Rendimiento:** Velocidad de crucero a larga distancia 724 km / h (390 kt), velocidad inicial de subida 4800 ft / min, rango con carga útil de 454 kg (1000 lb) y reservas 2835 km (990 nm).
- **Peso:** Funcionamiento típico en vacío 5557 kg (12,260 lb), despegue máximo 10,569 kg (23,300 lb).
- **Dimensiones:** Envergadura 14.32 m (47 ft), longitud 14.42 m (47 ft 5 in), altura 5.26 m (17 ft 3 in). Área del ala 32.8 m<sup>2</sup> (353 ft<sup>2</sup>).
- **Capacidad:** Tripulación de vuelo de 2 personas. Varias configuraciones interiores opcionales se ofrecen según la preferencia del cliente. Asientos máximos para cabina principal para 12 personas.
- **Producción:** Las ventas totales del HS-125 hasta la serie 600 llegaron a 358, incluida la serie 2 Dominie para la RAF de Gran Bretaña. Más de 230 permanecen en uso.



**Figura 3 Dimensiones del avión Hawker Siddeley HS 125-400**

**Fuente:** (Saranga, 2016)

## **2.3 Motor Turborreactor o Turbojet**

### **2.3.1 Historia del motor turbojet**

Fue la primera forma de sistema turborreactor y fue inventado por Frank Whittle, quien conceptualizó esta novedosa forma de propulsión a finales de los años treinta. Al ser rechazado en repetidas ocasiones por el Ministerio del Aire Británico, ya que podría violar el tratado de Versalles que impedía desarrollos aeronáuticos con fines bélicos o militares, Whittle publicó sus teorías en varias revistas científicas, al mismo tiempo que en 1935 funda la compañía *Power Jets* en la cual se empeña en hacer funcionar su nuevo motor.

Irónicamente, el ingeniero alemán Hans von Ohain, inspirado en las publicaciones de Whittle, es el primero en lograr construir un motor a reacción para una aeronave tripulada bajo el patrocinio del Dr. Ernst Heinkel, sin embargo al igual que Whittle, el proyecto fue rechazado por la Luftwaffe por diferentes motivos a pesar de contar con tres prototipos diferentes completamente probados (He-178, He-280, y He-162 Salamander), y la compañía Messerschmitt fue galardonada con la autorización de construir un caza propulsado por un motor a reacción, el célebre Messerschmitt Me-262, el primer avión no experimental y de producción en ser propulsado por turbinas. (Martínez, 2017)

Pasada la Segunda Guerra Mundial, la compañía Rolls-Royce lideraba el desarrollo de los turborreactores a mediados de los años cuarenta, y

posteriormente las compañías General y Westinghouse se dedicaron a fabricar variantes de dichos motores en Estados Unidos. Pratt-Whitney fue la primera compañía estadounidense en producir un motor completamente nuevo con desarrollo estadounidense, el P&W J-57, galardonado con el premio Collier Trophy como el *"Más grande logro de la Aviación en Norte América"*.

Los turbojet fueron los primeros motores a reacción empleados en la aviación comercial y militar.

Presentaban una mayor potencia sin precedentes que permitieron el desarrollo de aviones más grandes que volaran a mayores altitudes y alta velocidad. Gracias a su concepto de turboacción, son los motores que popularmente se conocen como "motores de propulsión a chorro".

Su forma estrecha y alargada a modo de barril o cigarro, permitía perfiles más aerodinámicos y diseños aeronáuticos más eficientes. A diferencia de los motores recíprocos, su potencia no se mide en caballos de fuerza producidos sino en libras de empuje, y la capacidad para producir empuje se ve afectada por altitudes mucho mayores que en los motores de pistón debido a la alta velocidad interna de operación y a la compresión del aire que impulsan.

La gran mayoría de los primeros tipos de turboreactor produce empuje centrífugo, debido a que la compresión del aire se hace mediante la centrifugación del aire que circula al interior del motor.

Hoy en día se encuentran en desuso por su elevada sonoridad y bajo rendimiento de combustible y solo se hallan en aviones antiguos y de tipo militar.

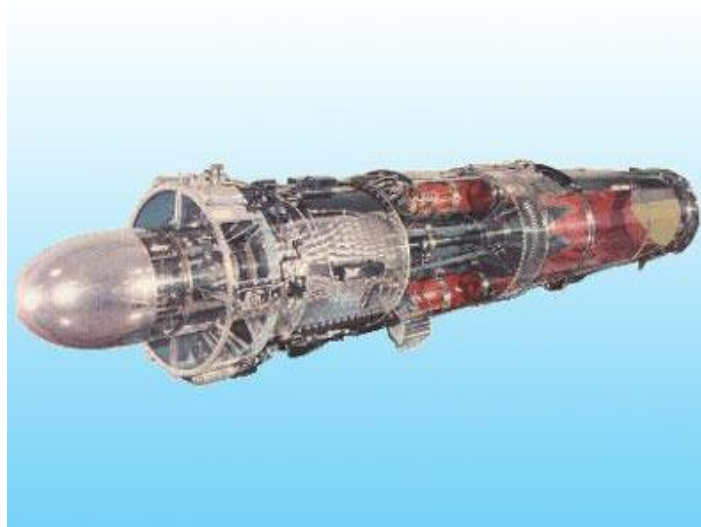
### **2.3.2 Funcionamiento del motor turbojet**

El turboreactor o turbojet, es un tipo de turbina de gas, que a diferencia de los motores de pistón o alternativo que tienen un funcionamiento discontinuo (explosiones), este tiene un funciona de manera continua. Consta de las mismas fases que un motor alternativo: admisión, compresión,

expansión y escape, (ya explicado anteriormente) Para la compresión, usan compresores axiales o centrífugos que comprimen grandes volúmenes de aire a una presión de entre 4 y 32 atmosferas. Una vez comprimido el aire, es introducida en las cámaras de combustión donde el combustible es quemado en forma continua.

El aire a alta presión y alta temperatura (es decir con más energía de la que entra) es llevado a la turbina, donde se expande parcialmente para obtener la energía que permite mover el compresor (similar al funcionamiento del turbocompresor que se encuentra en los automóviles). Después el aire pasa por una tobera, en la que es acelerado hasta la presión de salida, proceso que transforma la presión en velocidad. En este tipo de motores la fuerza impulsora o empuje se obtiene por una parte por la cantidad de movimiento.

Al lanzar grandes volúmenes de aire hacia atrás a gran velocidad, se produce una reacción que impulsa la aeronave hacia adelante. En el caso de los aviones militares, el empuje proviene prácticamente en su totalidad de los gases de escape. En el caso de aviones comerciales (como los Boeing y Airbus), una parte del aire que absorben los Alabes es desviado por los costados de la turbina, generando parte del empuje de manera similar a un avión con turbohélice. (Saade, 2009)



**Figura 4 Motor Turbojet**

**Fuente:** (Saade, 2009)

### **2.3.2.1 Álabes**

Son pequeñas alas ubicadas dentro de la turbina, que cambian de orientación conforme a las condiciones de funcionamiento, es decir las aletas que conforman el ventilador principal de la turbina.

### **2.3.3 Composición de los motores turbojet**

- 1. Compresor:** este es la primera parte del reactor, comprime las moléculas de aire para volverlas compactas y volátiles.
- 2. Cámara de combustión:** es en donde se quema el aire comprimido con la ayuda del combustible por lo general Kerosén para este tipo de motor, en casos también Gasolina.
- 3. Turbina:** es por así decirlo el corazón del motor, este es el que mueve todo el eje del motor, es decir lo que hace girar el compresor y demás mecanismos del motor, ya que los gases que salen de la cámara de combustión mueven la turbina.
- 4. Tobera de escape:** es por donde salen los gases del motor, lo que da el empuje necesario para desplazarse.

Algunos aviones principalmente los militares y algunos como el Concorde, usan un sistema llamado post-combustión (llama que se ve que sale de la tobera de escape), esta consiste en una admisión de combustible, inyectada en la tobera lo cual quema las moléculas que no han sido plenamente quemadas en la cámara de combustión lo cual aumenta la potencia considerablemente.

### **2.3.4 Ventajas y desventajas del motor turbojet**

Respecto a las ventajas de estos motores en comparación con los de combustión interna en motores alternativos, hay que considerar el uso de cada avión. La turbina, si bien es mucho más sencilla de operar, es más

costosa en su adquisición, y no es rentable montar turbinas en aviones de bajo porte que no necesitan volar grandes distancias a gran altitud (como los aviones pequeños de turismo). Una aclaración más: Se puede encontrar aviones de hélice, que sin embargo tienen como planta motriz una turbina, que son los "turbohélices" ya mencionados, y utilizan la potencia generada en su eje para, mediante un tren reductor de engranajes, lograr el giro de la/las hélices.

El turborreactor es más eficiente en términos de consumo de combustible, tiene una mejor relación peso/potencia, necesita poco mantenimiento y la vida útil es más larga. Este tipo de motor ya no se usa frecuentemente en la aviación civil desde hace ya casi 50 dedicando su uso únicamente en gran parte a los aviones militares el motor turborreactor más potente del mundo es el Pratt & Whitney J-58 y fue usado en el tan Famoso Avión Lockheed SR-71 Blackbird así como también en sus variantes Lockheed YF-12, Lockheed D-21/M-21 y Lockheed A-12, este motor produce 32,000 lbf (142 kN).

## **2.4 Motores y alas de avión HAWKER SIDDELEY HS 125-400**

### **2.4.1 Motores del avión HAWKER SIDDELEY HS 125-400**

El avión es impulsado por dos motores Rolls-Royce Viper instalados en soportes, montados uno a cada lado del fuselaje trasero. Un carenado, que se extiende desde cada lado del fuselaje, alberga la estructura de soporte para el montaje de los motores. Los soportes conectan el lado interno de cada motor al carenado respectivo. La intercambiabilidad de los motores, entre las posiciones izquierda y derecha, se logra por la capacidad de encajar monturas a cada lado del motor.

Parte del espacio de instalación está formado por la mitad delantera cóncava del carenado; los cowlings laterales montados en esta zona se fijan directamente al carenado de unión.

Las paredes de fuego dividen cada instalación en zonas que son ventiladas por el aire RAM y protegidas por los detectores de incendio auto-

reajustados. Un sistema de extinción de incendios de dos disparos protege la Zona 1.

El cowling y las partes de la nariz del motor y de admisión están anticongelados por el aire caliente que sale del compresor del motor. Los sangrados del compresor se utilizan también para los sistemas de presurización y aire acondicionado de la aeronave y el sistema de polarización del rudder. La inyección de metanol se utiliza para descongelar el filtro de baja presión del sistema de combustible del motor.

Los mandos del acelerador y de la presión de combustible de alta presión son accionados por cables desde las palancas del pedestal de control central del piloto. Cada motor tiene un arrancador / generador combinado y se proporcionan facilidades para arrancar, usando fuentes de alimentación eléctrica internas o externas.

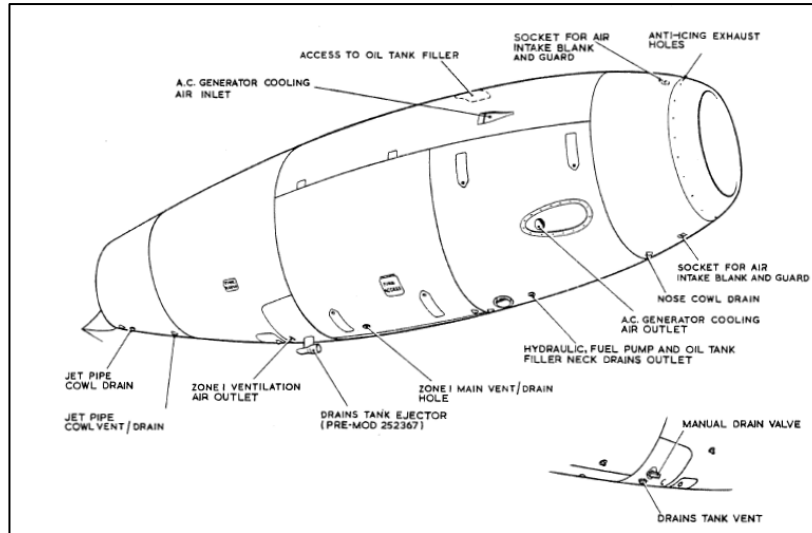
Los puntos de desconexión del sistema de accesorios del motor y del fuselaje se agrupan en puntos convenientes para simplificar la remoción e instalación del motor. Una vez preparada y lista para la instalación, cada motor comprende una "central eléctrica básica" (que consiste en el motor junto con todos los elementos comunes a ambas instalaciones) más las partes adicionales propias de la instalación específica.

Los motores pueden ser removidos e instalados en un estado sustancialmente completo con el cowling de la nariz y el cowling posterior montado.

El cono de escape y la boquilla propulsora forman una unidad integral.

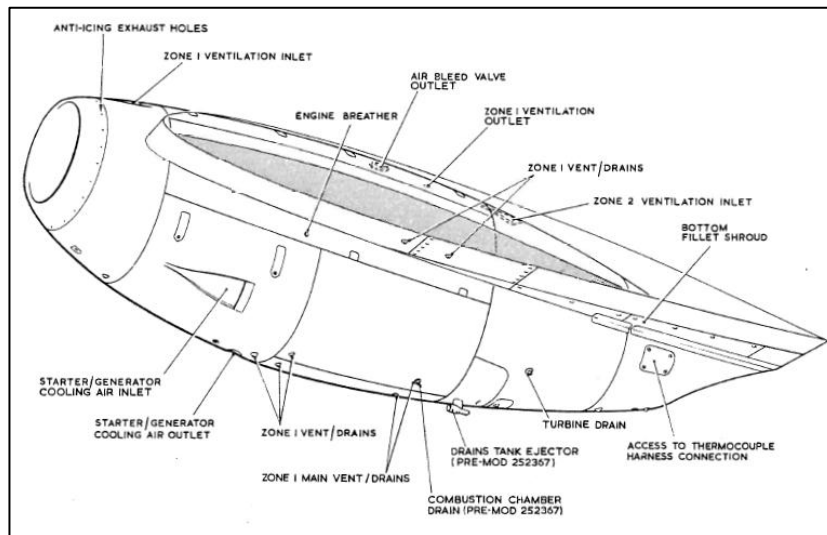
#### **2.4.1.1 Estructura de los motores**

La estructura de soporte para los soportes se integra con la sección trasera del fuselaje.



**Figura 5 Detalles externos del motor derecho I**

**Fuente:** (ROLLS - ROYCE, 1964)



**Figura 6 Detalles externos del motor derecho II**

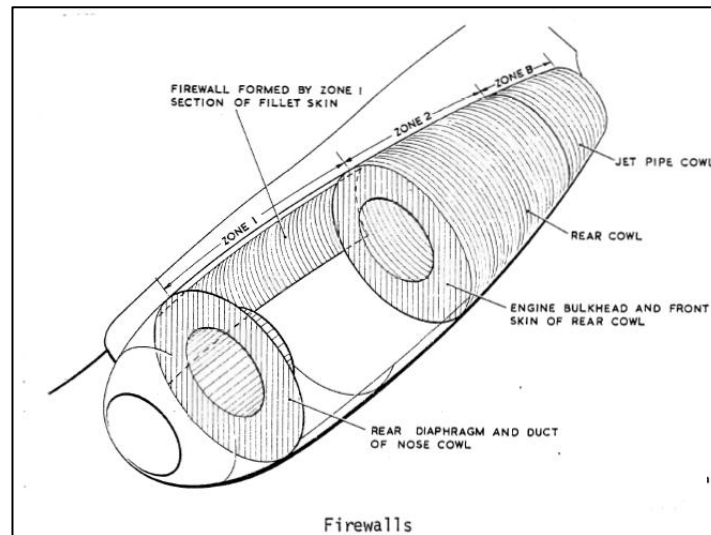
**Fuente:** (ROLLS - ROYCE, 1964)

### 2.4.1.2 Pared de fuego

Cada motor se aloja en una bahía ignífuga aislada del resto de la aeronave. Para evitar la propagación de un incendio, la bahía se divide en tres zonas. La zona 1 o zona frontal, alberga todas las partes de la instalación capaces de sostener un incendio. La zona 2 o zona central,



encierra el sistema de combustión. La zona b o zona trasera, rodea el sistema de escape.



**Figura 7 Pared de fuego**

**Fuente: (ROLLS - ROYCE, 1964)**

La sección delantera del carenado de unión es una parte integral de la Zona 1. Las pieles superiores e inferiores del carenado, con excepción de la tira trasera de cada superficie, son de titanio.

#### **2.4.1.2.1 Zona 1**

La zona 1 está limitada en la parte delantera por una pared de fuego de titanio formado por el diafragma trasero del cowling de nariz y la sección trasera del conducto de admisión. La pared de fuego posterior consiste en el diafragma de acero inoxidable del cowling trasero, que también forma el límite interzonal de la Zona 1 / Zona 2. La sección cóncava del carenado de unión, fabricada a partir de titanio, y las pieles superior e inferior del carenado completan la ignifugación de la Zona 1.

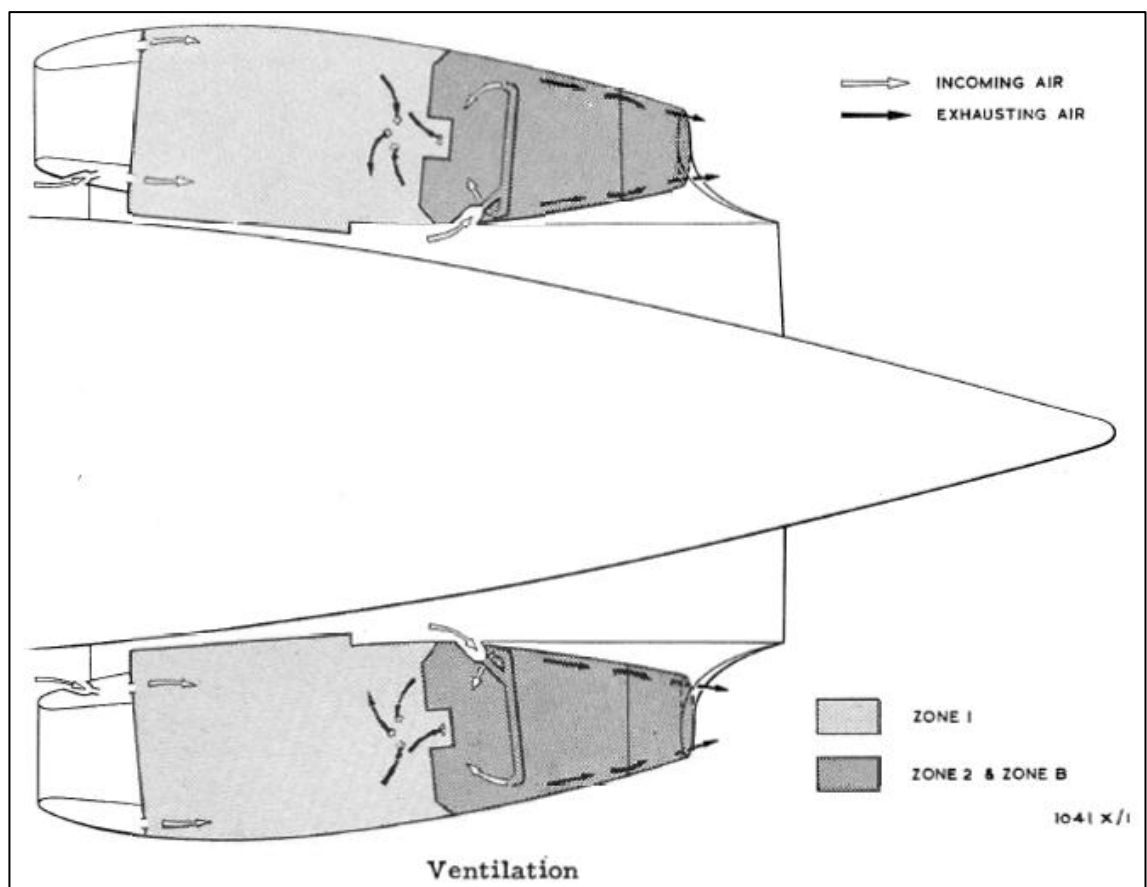
#### **2.4.1.2.2 Zona 2 y Zona B**

La zona 2 está completamente cerrada por el cowling trasero; Aparte de su diafragma delantero del acero inoxidable, este cowling es todo titanio. La

zona 2 termina en un sello de tipo anillo de pistón en la parte trasera del cowling trasero; la parte posterior de esto es la Zona B que está envuelta por el carenado de tubo de chorro de titanio.

### 2.4.1.3 Ventilación de los motores

Durante el vuelo, el aire de empuje fluye hacia cada zona de la bahía del motor a través de las tomas de descarga sin congelación. El sistema de ventilación está dispuesto de modo que la presión en la Zona 2 supere la de la Zona 1, reforzando así el confinamiento de un incendio en la Zona 1.



**Figura 8 Puntos de ventilación del motor**

**Fuente:** (ROLLS - ROYCE, 1964)

#### 2.4.1.3.1 Zona 1

El aire entra en una entrada en el lado de la cubierta de la nariz y fluye en una cámara plena, formada entre los diafragmas delantero y trasero de la

cubierta de la nariz. Los orificios en el diafragma trasero (tela metálica cubierta para mantener la eficacia de la pared de fuego) permiten que el aire fluya hacia la Zona 1.

El aire se descarga de la Zona 1 a través de un orificio cubierto de gauze en el carenado superior y una serie de orificios de ventilación / drenaje en cada uno de los cowlings inferiores y la parte inferior del carenado de unión. Además, el aire que fluye entre el tanque de drenaje y el cowling trasero - agotando a través de una ranura en la parte trasera inferior del tanque - impide la acumulación de combustible o aceite en o alrededor del tanque de drenaje.

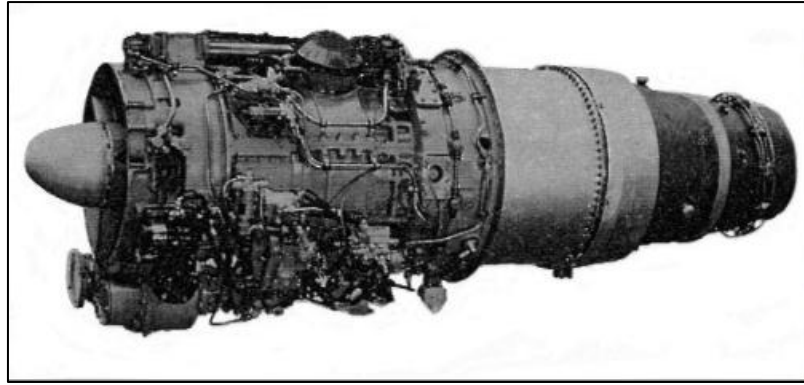
#### **2.4.1.3.2 Zona 2 y Zona B**

Una admisión en el cowling trasero admite aire a un colector asegurado al interior del cowling. Las perforaciones en el colector hacen que el aire se difunda por toda la zona.

El aire sale de la zona 2 por fugas pasadas y por agujeros en el sello trasero. Ese aire que escapa de la parte trasera de la Zona 2 fluye hacia la Zona B, y alrededor del tubo de chorro, a la atmósfera.

#### **2.4.1.4 Descripción general del motor Rolls Royce Viper 522**

El motor Viper 522 es un motor de flujo axial directo. El aire que entra en el motor se dirige hacia el compresor por medio de unos álabes guía de entrada. A medida que el aire se mueve a través de las etapas del compresor, su presión aumenta. Cuando el flujo sale del compresor, un conjunto de palas rectificadoras de flujo de dos etapas alimenta el aire comprimido a la sección de combustión. La cámara de combustión es anular y utiliza 12 quemadores de vaporización de tipo "bastón" como el método principal de quema de combustible. Cuando se arranca el motor, se utilizan seis "quemadores de atomización" de arranque, que son apagados por el control del motor cuando se alcanza la presión del combustible primario mediante la válvula de aumento de presión (PIV). (Johansson, 2016)



**Figura 9 Motor Rolls Royce Viper 522**

**Fuente:** (Johansson, 2016)

#### **2.4.1.4.1 Especificaciones del motor Rolls Royce Viper 522**

**Tipo de motor**..... Turborreactor de eje simple de flujo axial

**Compresor**..... Flujo axial de ocho etapas

**Cámara de Combustión**..... Anular-Flujo Directo

**Turbina**..... Etapa única

**Tubo de chorro**..... Cono

**Longitud**..... 71.1 pulg (1,80 m)

**Anchura máxima**..... 24.55 pulg (0,62 m)

**Peso en seco del motor**..... 345 Kg (760,5 lb)

##### **2.4.1.4.1.1 Sistema de combustible del motor Rolls Royce Viper 522**

El combustible es bombeado desde la bomba de combustible accionada por la caja de engranajes de accesorios a través de la unidad de control de flujo barométrico (BFCU) y el controlador de proporción de combustible de aire (AFRC) y limitado por la unidad de control de temperatura superior (TTC) y el limitador automático de empuje (ATL).

El combustible se quema en la cámara de combustión donde la velocidad del gas se incrementa y el desplazamiento a través de las aletas guía de la boquilla alimenta la turbina de tipo impulso / reacción.

El trabajo de la turbina es extraer parte de la energía en el flujo de gas para impulsar el eje principal y transmitir la potencia que se utiliza para el compresor y la caja de engranajes de accesorios.

El resto del flujo de gas se expande en la tubería de chorro y es algo enderezado por el cono de la boquilla de la turbina, donde el cono es forzado a la atmósfera a través de una boquilla de tubo de chorro convergente, desarrollando así el empuje. (Johansson, 2016)

#### **2.4.1.4.1.2 Sistema de aire del motor Rolls Royce Viper 522**

El sistema de aire del Viper se divide en dos categorías principales: Motor y servicios. Como era de esperar, la mayor parte del aire que pasa a través se utiliza para la combustión. Pero parte del aire se purga en diferentes etapas para ser utilizado para servicios del motor y servicios de la aeronave. El aire P1, el aire atmosférico, se detecta en el ensamblaje de admisión para el BFCU y cabeza Pitot. Hay un complejo sistema de purga de aire que está diseñado para purgar el aire del compresor de la 4ª etapa bajo condiciones de arranque y RPM bajas. Es una válvula que es controlada neumáticamente por un actuador que detecta las presiones P1 y P2 (aire de descarga del compresor) y activa la válvula de purga cuando se cumplen las condiciones correctas. La razón de esto es para permitir un mejor control a bajas velocidades del motor.

El aire del compresor final se purga para abastecer los servicios de la aeronave y también a través de una válvula de mariposa para suministrar aire caliente antihielo al carenado de entrada.

El aire también se purga internamente desde las 6ª y 7ª etapas del compresor para suministrar aire de refrigeración a las caras delantera y trasera de la rueda de la turbina y para proporcionar aire anti-hielo al cono de entrada. Esto se alimenta en pasajes internos y por el eje principal hueco.

Finalmente, parte de ese aire interno se utiliza para ayudar a proporcionar un sello en los sellos de laberinto de eje interno. (Johansson, 2016)

#### **2.4.1.4.1.3 Sistema de lubricación del motor Rolls Royce Viper 522**

El sistema de lubricación del Viper se compone de un tanque de almacenamiento, con casi 8 litros de aceite, una bomba y filtros. El sistema es parte recolección / parte pérdida total.

El aceite de los cojinetes de rodillos principales centrales y traseros no tiene retorno, ya que eso haría para un complejo proceso de fabricación y el aceite tendría que ser enfriado. Así integrales en la bomba de aceite son dos "micro-bombas". Su trabajo consiste en proporcionar una pulverización dosificada de aceite para alimentar los cojinetes principales centrales y traseros. El aceite usado entonces se añade al flujo de gas y sale por la tubería de chorro. Esto significa que el motor utiliza aceite y por lo tanto tiene un tiempo limitado de funcionamiento, pero en realidad es más largo de lo que sería cualquier vuelo.

El cojinete principal delantero, que es un cojinete de bolas, y la caja de engranajes de accesorios se proporcionan con la lubricación mediante la misma bomba pero la parte delantera del motor tiene líneas y canales de retorno a través de un filtro de recolección donde el aceite puede retornar, limpiarse y filtrarse al tanque. (Johansson, 2016)

#### **2.4.2 Alas del avión HAWKER SIDDELEY HS 125-400**

El avión Hawker Siddeley HS 125-400 es un avión corporativo bimotor de tamaño medio. Es un monoplano de ala baja con tren de aterrizaje retráctil y cabina presurizada. Es un desarrollo del British Aerospace BAe 125, y fue ensamblado por Hawker Beechcraft.

Los dispositivos de control de flujo de aire en cada ala consisten en una fila de generadores de vórtice, un vortilon y un disparador de bloqueo. Los generadores de vórtice están unidos a la superficie superior del ala. El vortilon está en la superficie inferior del borde de ataque del ala, dentro del

extremo interior de la hilera de generadores de vórtice. El disparador de bloqueo se conecta al distribuidor antihielo en el interior de la lámpara de aterrizaje.

En el borde de salida una aleta de doble ranura se extiende desde el ala hasta el fuselaje. Un freno de aire superior e inferior está situado hacia delante del flap; en la posición cerrada los frenos de aire forman parte de la cubierta del flap.

La mayor parte de cada ala se sella para formar un tanque de combustible integral. Las pieles superiores son planchas hechas a máquina de la raíz a la punta. Las pieles inferiores son planchas mecanizadas de la línea central del avión a la punta. El borde delantero de cada ala contiene las luces del aterrizaje, taxeo y los paneles de fluido del sistema de antihielo.

La estructura de ala es un conjunto formado por las alas izquierda y derecha y una sección central. La caja de ala básica incorpora espárragos delanteros y traseros, costillas y pieles de ala. Un larguero central fabricado se extiende por dos tercios del tramo. Los largueros delanteros, los largueros traseros y las costillas están mecanizados de palanquillas de aleación de aluminio y cobre.

Las pieles de ala son paneles fresados de contorno único, reforzados por largueros de sección cerrada unidos. La piel termina en la costilla de la raíz e incorpora ocho paneles desmontables para el mantenimiento y la inspección. La piel del fondo se extiende hasta la línea central de la aeronave e incorpora seis paneles de acceso, además de pequeños paneles desmontables para permitir el mantenimiento.

Las pieles superiores y los refuerzos se fabrican de la aleación de aluminio-zinc, de las pieles inferiores y de los rigidizadores de la aleación de aluminio-cobre.

La sección central de ala es un conjunto formado por costillas de ala y cinco vigas mecanizadas. Las vigas delantera y trasera forman la continuación de los largueros delanteros y traseros de las alas.

Los tanques de combustible integrales se extienden desde cualquier lado de la costilla de la línea central hasta dentro de veinticinco centímetros de la

punta del ala. Cada tanque está subdividido en seis compartimientos anticontaminación que restringen el movimiento del combustible en vuelo.

Los tanques están sellados con sellador Thiokol. El ala está unida al fuselaje por cuatro enlaces verticales de acero de alta resistencia situados en la intersección de la costilla de la raíz y los largueros delantero y trasero. Un acoplamiento lateral de acero de alta resistencia está situado en la parte delantera izquierda

Y una espiga de cizallamiento en el larguero trasero, a lo largo de la línea central de la aeronave. La sección central está cubierta en su superficie superior para permitir que toda la estructura del ala pase por debajo del fuselaje.



**Figura 10 Ala derecha**

#### **2.4.2.1 Alerones**

Cada alerón se extiende desde aproximadamente dos tercios del tramo hasta la punta del ala y son de masa y aerodinámicamente equilibrados. Cada alerón está soportado por tres bisagras, con la bisagra interior localizada lateralmente al alerón.

#### **2.4.2.2 Flaps**

Los flaps con doble ranura se articulan en dos brazos fijos externos por debajo del ala y se extienden desde el lado del fuselaje hasta aproximadamente la mitad del semi-tramo.



Los flaps son operados hidráulicamente con un actuador por lado y están interconectadas por un sistema de cable para asegurar un funcionamiento simétrico. El sistema de los flaps se controla por una palanca de control del flap situado en el pedestal del centro. La palanca de control de los flaps tiene cuatro posiciones: 0 °, 15 °, 25 ° y 45 °.

### **2.4.2.3 Frenos de aire**

Los frenos de aire están instalados en las superficies superior e inferior del ala hacia adelante de los flaps, cada uno unido al larguero trasero por dos bisagras.

## **2.5 Trenes de aterrizaje del Avión Jet Hawker Siddeley HS 125-400**

### **2.5.1 Funcionamiento de los trenes de aterrizaje**

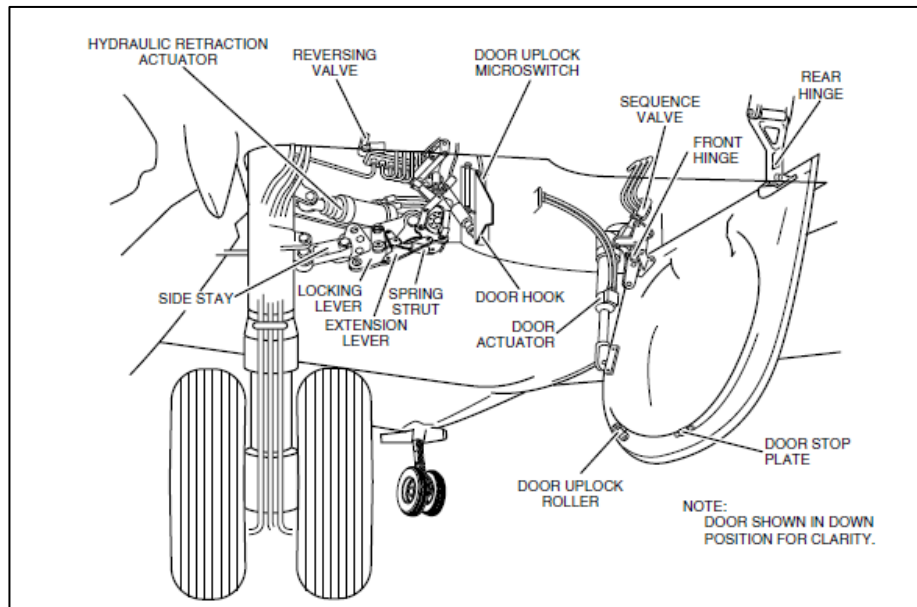
#### **2.5.1.1 Funcionamiento del tren de aterrizaje principal**

El tren de aterrizaje principal incluye un amortiguador, un acoplamiento del par de torsión, un actuador hidráulico del tren, alojamiento lateral, ruedas, conjuntos del freno, puerta interior, y puerta exterior. Cada rueda contiene tapones que liberan aire del neumático en caso de acumulación de presión excesiva debido al calor. El alojamiento lateral es el componente rígido del conjunto cuando el tren de aterrizaje se extiende o retrae.

El tren de aterrizaje está unido a la estructura del ala en los puntos de muñón. La puerta exterior se acciona mecánicamente mediante el movimiento del tren; La puerta interior se acciona hidráulicamente y se cierra con el tren extendido o retraído. La velocidad máxima permitida para extender o retraer el tren de aterrizaje y con el engranaje extendido es 220 nudos.



**Figura 11 Tren de aterrizaje principal**



**Figura 12 Componentes del tren de aterrizaje principal**

**Fuente:** (FlightSafety International, 1997)

### 2.5.1.2 Funcionamiento del tren de nariz

El tren de nariz incluye un amortiguador de choque, un acoplamiento de par, un actuador del tren hidráulico, un brazo de fricción y una articulación mecánica necesaria para abrir y cerrar las puertas del tren.

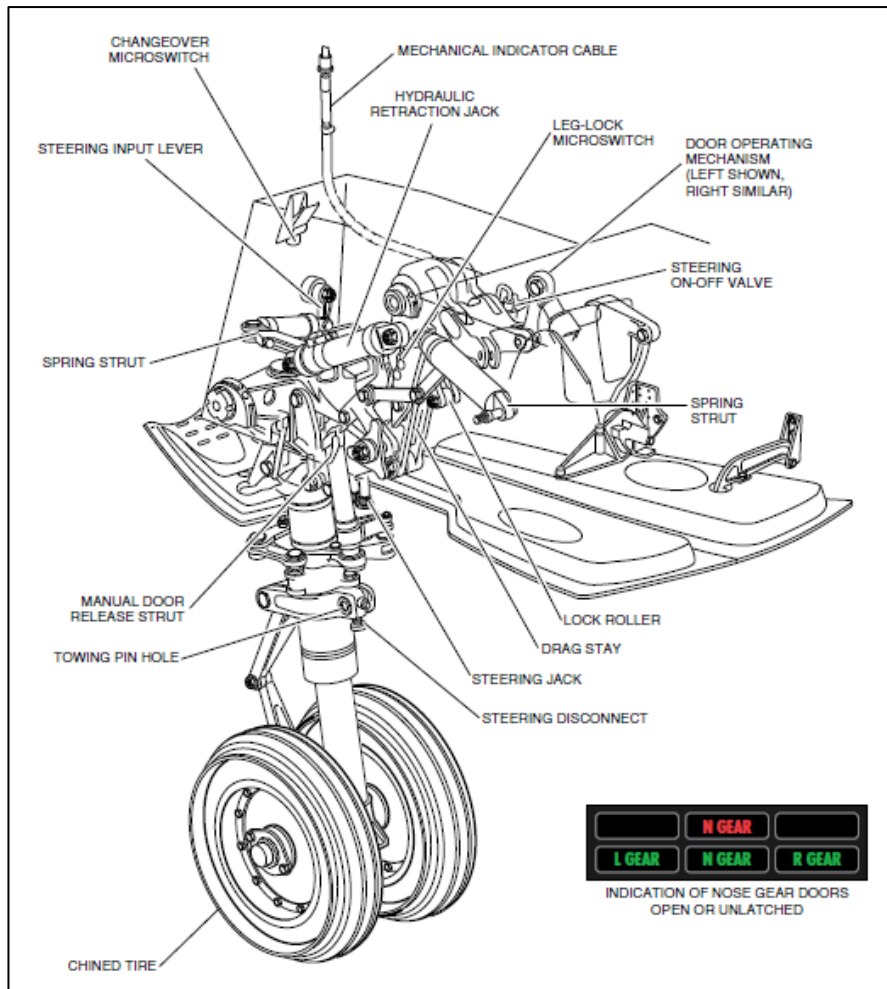
El brazo de fricción es el componente estabilizador cuando el tren se extiende. El accionamiento del tren y el movimiento de la puerta se realizan

con un actuador hidráulico. El tren es autocentrante cuando el amortiguador está completamente extendido. El pasador de desconexión de la dirección debe instalarse antes del rodaje.

Las puertas del tren se accionan mecánicamente mediante el movimiento del tren; las puertas permanecen abiertas con el tren extendido. Las puertas delanteras se pueden abrir manualmente en el suelo con una palanca de liberación de la puerta. Las puertas deben cerrarse manualmente y la palanca de liberación debe estar cerrada antes del vuelo.



**Figura 13 Tren de nariz**



**Figura 14 Componentes del tren de nariz**

## **CAPITULO III**

### **DESARROLLO DEL TEMA**

#### **3.1 Preliminares**

En el presente capítulo se detallan los procedimientos que se realizó para el desmontaje y montaje del motor y ala derecha, y el traslado del AVION JET HAWKER SIDDLEY HS 125-400 y todos los componentes hasta el campus de la UGT, y las medidas de precaución para evitar daños. Se aplicó todo el conocimiento y entrenamiento adquiridos en la Unidad de Gestión de Tecnologías y con la tutoría del Tlgo. Johnatan Valencia encargado de este proyecto para el correcto desenvolvimiento en este tipo de tareas. Este proyecto de graduación es con la finalidad de proporcionar un nuevo avión escuela para la institución que sea de ayuda para el aprendizaje teórico y práctico de los docentes y estudiantes.

#### **3.2 Medidas de seguridad**

- Utilizar EPP
- Señalética de precaución e identificación
- Uso de escaleras adecuadas para trabajar sobre las alas

#### **3.3 Herramientas y equipos utilizados para el desmontaje y montaje del motor y ala derecha, y traslado hasta el campus de la UGT**

- Grúa
- Tecele eléctrico (debe tener una capacidad de carga de trabajo segura de no menos de 1200 lb) **(ANEXO A)**
- Planta externa para el tecele
- Tecele manual
- Eslinga
- Fajas
- Cadenas
- Cama móvil

- Soportes del avión
- Soportes de izaje de las alas
- Gatos hidráulicos
- Juego de copas en milímetros y pulgadas
- Juego de llaves en milímetros y pulgadas
- Destornilladores planos y estrellas de distintas medidas
- Juego de llaves hexagonales
- Birbiquí
- Alicata
- Pinza
- Playo
- Diagonal
- Estilete
- Martillo de goma
- Martillo de metal

### **3.4 Procedimientos para el desmontaje y montaje del motor y ala derecha del avión HAWKER SIDDELEY HS 125-400**

#### **3.4.1 Procedimientos para el desmontaje del motor derecho**

1. Organizar la asistencia del equipo móvil de elevación. Se utilizó el tecele que se encontraba en la plataforma militar del ALA DE TRANSPORTE Nro. 11 y una planta de energía ya que el tecele era eléctrico.
2. Preparar y colocar un soporte vacío para colocar el motor removido. El motor una vez retirado se colocó sobre llantas para luego transportarlo al campus de la UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS.
3. Colocar y preparar el avión.
  - a) Se aplicó los frenos y bloqueo las ruedas hacia adelante y hacia atrás para evitar que el avión se mueva durante el desmontaje de los motores y se colocó los gatos hidráulicos en las alas para que no se desbalancee durante el desmontaje de los motores.

- b) Se aseguró que los componentes de entrada de aire, la válvula de purga y las tapas de escape estén instaladas antes y después de retirar los cowlings.
- c) Comprobar que los colectores de combustible LP y HP están apagados. Aislar las fuentes de alimentación eléctrica a las unidades de encendido de alta energía. **(ANEXO A)**

**NOTA:** El avión debido al tiempo que pasó inoperativo estuvo desenergizado y no se corría el peligro de tener problemas con las conexiones eléctricas, sin embargo, todas las desconexiones de cables y enchufes se realizó con el mayor de los cuidados para no dañar los componentes.



**Figura 15 Motor derecho del avión Hawker HS 125-400**

#### 4. Descubrir el motor.

- a) Se abrió los dos cowlings abisagrados.
- b) Se desconectó la entrada de aire de refrigeración en el arrancador / generador.
- c) Luego, se retiró el cowling delantero inferior, el cowling abatible interior, el cowling superior y el cowling abisagrado externo.

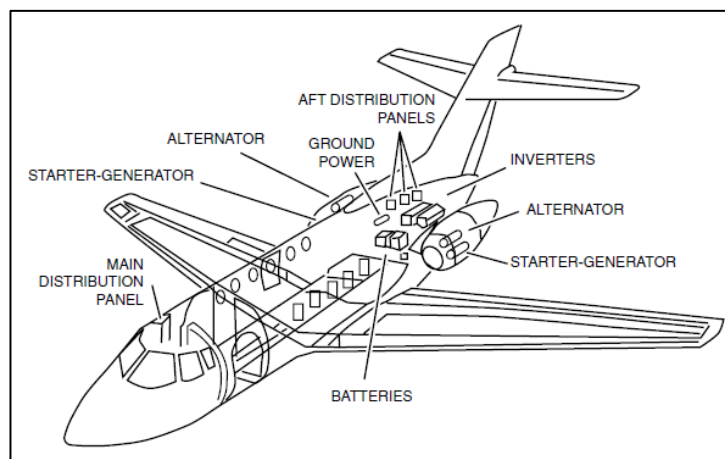
- d) Se retiró los paneles superior e inferior de los paneles del carenado de unión.



**Figura 16 Motor descubierto**

5. Colocar una bandeja de goteo debajo del motor. Esta bandeja se colocó para evitar el derrame de combustible y aceite sobre las alas para evitar accidentes.
6. Aislar todas las fuentes de alimentación eléctrica al motor para que no ingrese objetos extraños a los acoples y se produzcan daños a los componentes eléctricos del motor. **(ANEXO A)**

#### **3.4.1.1 Desconexión de conexiones eléctricas**



**Figura 17 Ubicación de los componentes eléctricos**

**Fuente:** (FlightSafety International, 1997)

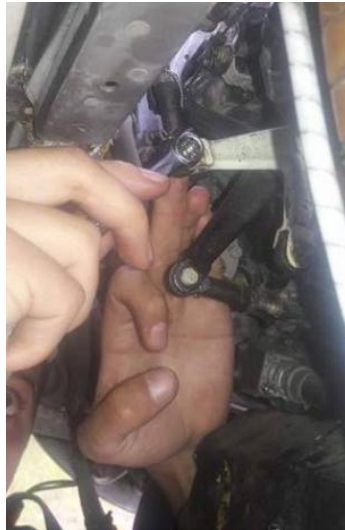


1. Desconectar los cables del arrancador / generador y asegurarlos alejados del motor.
2. Desconectar ambos enchufes del arnés en la parte superior del motor y liberar el cable de los seguros de clips al motor.
3. Desconectar los cuatro cables de la pared de fuego en los enchufes, uno en la parte superior del motor, uno debajo de la parte trasera del motor, dos en la izquierda y derecha en la cara frontal inferior de la cubierta trasera.
4. Desconectar los conductores de ambos enchufes del encendedor, se desconectó la abrazadera en el codo de toma de aire.
5. Desconectar el bloque de la abrazadera debajo del motor, asegurando los cables de encendido y la pared de fuego.
6. Desconectar los cables del sistema de sobrecalentamiento de la turbina del bloque de terminales debajo de la sección central del motor, y se volvió a colocar las arandelas y las tuercas.
7. Mover el cableado eléctrico del motor.
8. Desconectar el arnés del termopar de ambos bloques de terminales en el carenaje de unión.
9. Aflojar los pernos de la abrazadera, asegurando el arnés. Se retiró las guías dejándolas unidas al motor. **(ANEXO A)**

#### **3.4.1.2 Desconexión de las conexiones mecánicas**

1. Desconectar la manguera de extinción del anillo pulverizador.
  - a) Se desconectó la manguera alrededor de la cubierta de la nariz.
2. Desconectar el tubo de aire de la cabina.
  - a) Se retiró el pasador de liberación rápida y se empujó el tubo hacia abajo, fuera del acoplamiento con el motor y se colocó un tapón en la abertura.
3. Aflojar las abrazaderas y desconectar la manguera de la tubería de ventilación de la caja de admisión de aire.
4. Desconectar la manguera de alimentación de combustible del filtro.

5. Desconectar el acelerador y los controles de la llave de combustible en los extremos inferiores de las varillas verticales. **(ANEXO A)**



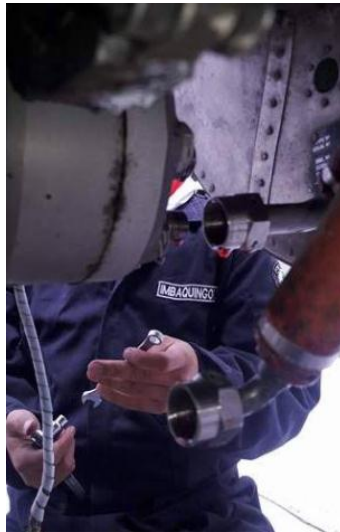
**Figura 18 Desconexión de la palanca del acelerador**

6. Desconectar las tuberías hidráulicas.
  - a) Primero se revisó el reservorio hidráulico para evitar fugas al momento de desconectar las tuberías, pero debido al tiempo de inoperatividad del avión, el reservorio estaba vacío.
  - b) Se desconectaron las dos tuberías hidráulicas que se ubicaban en la parte inferior del motor que unían el motor al fuselaje, teniendo cuidado al momento de desconectar las tuberías que no se derrame aceite sobrante.



**Figura 19 Tuberías Hidráulicas**

- c) Luego de desconectar las tuberías, se taparon las bocas de las mismas para que no se derrame aceite.



**Figura 20 Tuberías Hidráulicas desconectadas**

#### **3.4.1.3 Desmontaje del motor**

1. Fijar la eslinga del motor.

Se utilizó una eslinga con la capacidad requerida para soportar el peso del motor durante el desmontaje.



**Figura 21 Eslinga del motor**

2. Conectar la eslinga a los puntos de fijación delantero y trasero del motor.

Se abrazó al motor con fajas a su alrededor en dos puntos distintos para equilibrar su peso.

Una vez colocadas las fajas, se acoplaron a las orejas de la eslinga.



**Figura 22 Colocación de la eslinga al motor**

**3. Posicionar el puesto del motor.**

Se buscó un lugar donde se colocaría el motor después de su desmontaje y para después trasladarlo al campus de la UGT.

**4. Conectar la eslinga al gancho del tecele.**



**Figura 23 Tecele Eléctrico**



**Figura 24 Planta de energía del tecele**

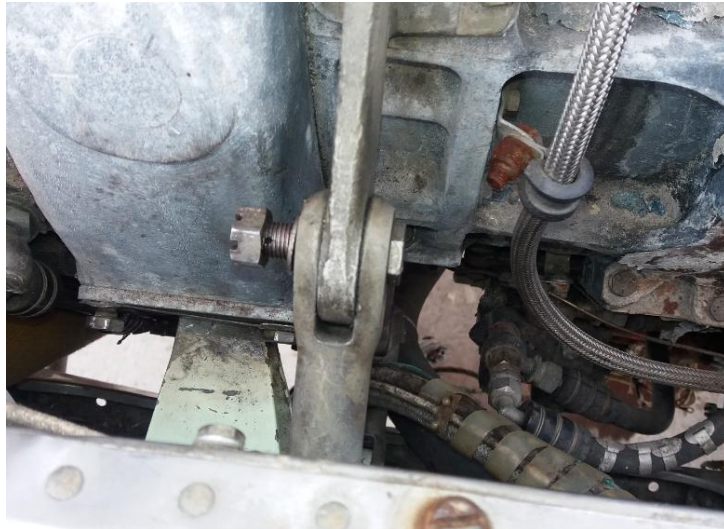
Se subió el gancho del tecele ya con la eslinga conectada hasta una altura determinada hasta que las fajas y la eslinga se tiempen para poder desmontar el motor sin problemas.



**Figura 25 Acoplamiento del tecele a la eslinga**

5. Desconectar el montante frontal.
6. Desmontar los pernos principales de montaje del motor **(ANEXO A)**

- a) Se retiró los tres pernos con sus respectivas tuercas que unen el motor al fuselaje, dos en la parte superior y uno en la parte inferior.
- b) Primero se retiró el perno inferior y luego los dos superiores.



**Figura 26 Perno principal superior de montaje del motor**



**Figura 27 Perno principal inferior de montaje del motor**

7. Separar el motor lejos del carenaje de unión para desenganchar el muñón de montante principal.



**Figura 28 Muñón de montante principal**

Una vez desenganchado el motor del muñón del montante principal, se jaló el motor para su desmontaje completo.

**8. Mover el motor lejos del avión.**

Con el motor totalmente desenganchado, se movió el motor y el tecele para que no esté cerca del fuselaje del avión y no ocasione daños estructurales.



**Figura 29 Motor Desmontado**

9. Obtener el espacio de inspección para el motor y todos los componentes que han sido retirados del motor.
  - a) Antes de colocar el motor sobre su superficie para traslado, se revisó que el motor y ningún componente del motor haya sufrido algún daño durante el desmontaje.
  - b) Se revisó que la base del motor se asiente en un lugar donde ningún componente sufra daños por el peso del motor al momento de liberarlo de la eslinga.



**Figura 30 Desmontaje del motor**

10. Desconectar la eslinga del motor.

#### **3.4.1.4 Traslado de los motores hacia el campus de la UGT**

Los motores se aseguraron con mucho cuidado y se trasladaron en primer lugar hasta el campus de la UGT y luego se colocaron en la posición idónea donde posteriormente se colocaría la aeronave.





**Figura 31 Transporte del motor hacia el campus de la UGT**

### **3.4.2 Procedimientos para el desmontaje del ala derecha**

#### **3.4.2.1 Colocación de gatos hidráulicos y soportes del avión para el desmontaje de las alas**

Se localizó los puntos específicos donde se apoyan los gatos hidráulicos, dos de estos están ubicados en el borde de ataque de las alas cerca al fuselaje y uno más en la cola del avión.

Una vez puesto los gatos en las alas se procedió a levantar los gatos hasta apoyar el avión sobre estos.

Se colocaron 2 gatos más en la parte trasera de las alas paralelos a los gatos delanteros, esto nos ayudó a levantar el avión para colocarlo sobre los 2 soportes.

Los soportes se ubicaron en los mamparos del avión para evitar daños a la estructura.



**Figura 32 Colocación del soporte delantero del avión**

Cada gato se subió sincronizadamente para que no haya un desbalance del avión.



**Figura 33 Colocación del soporte posterior del avión**

Con los soportes colocados (uno en la parte delantera y otro en la parte trasera) se dejó puesto los gatos por medidas de seguridad.



**Figura 34 Avión colocado sobre los soportes**

### **3.4.2.2 Remoción de los fairings que cubren y rodean las alas.**

1. Remover el fairing lateral superior derecho que une el ala al fuselaje.



**Figura 35 Fairing Lateral Superior**

- a) Se localizó los tornillos que unen el fairing al fuselaje y se removió la pintura que cubría las cabezas de los tornillos para tener mayor facilidad para su desajuste.
- b) En la parte inferior del fairing se unía al fuselaje mediante una varilla y luego se desinstalo la varilla.
- c) Se retiró el sellante que unía el fairing al fuselaje.

- d) Para desinstalar el fairing se retiraron los paneles de acceso para poder tener acceso a los seis brazos con sus respectivos montantes que unían el fairing al fuselaje y se desconectaron los montantes de los brazos. **(ANEXO C)**



**Figura 36 Desmontaje de los paneles de acceso del fairing lateral**

- e) Ya con los brazos desconectados se procedió a desmontar el fairing.



**Figura 37 Desmontaje del fairing lateral**

- f) Con el fairing retirado se observó un terminal de cables que estaban conectados al fuselaje, al momento de desmontar las alas estos cables sufrirían daños por lo que se desconectó señalando cada cable para después no confundirse en su instalación.
2. Remover el fairing central inferior que formaba parte del pecho del avión



**Figura 38 Fairing Central**

- a) Se retiraron los paneles de acceso en la parte inferior del fairing para tener acceso a las costillas del fairing que lo unían al fuselaje.
- b) Se identificó 2 costillas de unión, la posterior estaba unida con 5 pernos con tuercas y la delantera con 2 pernos con tuercas, y luego se retiró todos los pernos.
- c) Con los componentes internos del fairing desconectados del fuselaje, se procedió a retirar los tornillos que unían el fairing al fuselaje.
- d) Antes de retirar los últimos tornillos de los extremos del fairing que se unía con las alas, se retiró el sellante que cubría los bordes del fairing

- e) Por último, se retiró todos los tornillos para desmontar totalmente el fairing, teniendo cuidado al momento de retirarlo que no se dañe la estructura del fairing y de las alas. **(ANEXO C)**



**Figura 39 Fairing Central desmontado**

#### **3.4.2.3 Desconexión de las cañerías hidráulicas, brazos de soporte y cañerías.**

Se realizó el corte del alambre de freno de las cañerías hidráulicas del tren de aterrizaje derecho luego se realizó la desconexión de las cañerías hidráulicas del ala derecha.

También se realizó la respectiva identificación de cada cañería a los 2 extremos de la cañería desconectada.



**Figura 40 Cañerías Hidráulicas**



**Figura 41 Identificación de las cañerías hidráulicas**

Se realizó la desconexión de la cañería de combustible previo a la desconexión del cable a tierra, la desconexión de la cañería se realizó con la ayuda de un compañero para una mejor facilidad de desconexión.



**Figura 42 Desconexión de la cañería de combustible**

Se realizó la desconexión de un brazo de soporte del flap, retirando el pasador con una pinza y posteriormente al retiro del brazo de soporte del flap.



**Figura 43 Desconexión del brazo de soporte del flap**

#### **3.4.2.4 Desconexión de los cables de los controles de vuelo (Alerones, Flaps, y Frenos de aire)**

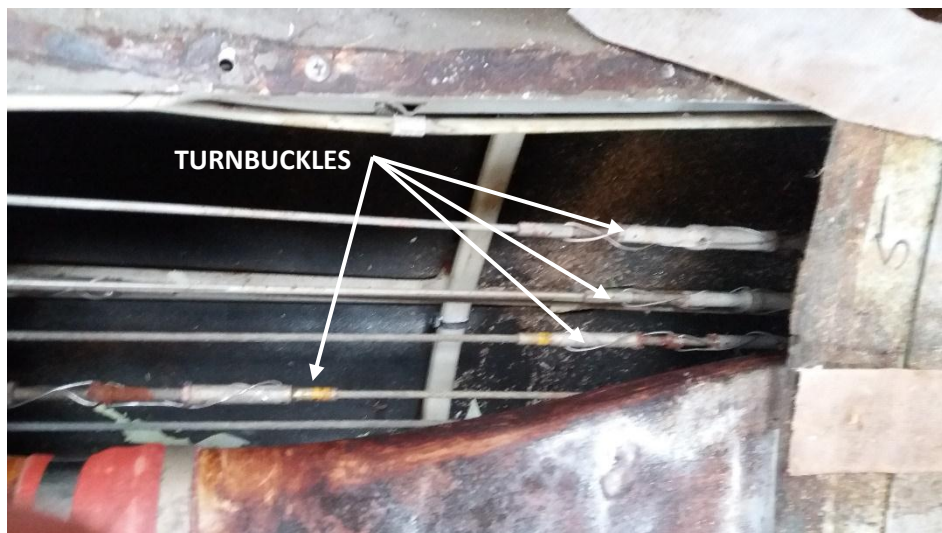
Los controles de vuelo son controlados, y dirigidos por cables, poleas y turnbuckles que están conectados desde la cabina de mando hasta las alas.



Para el desmontaje de las alas era necesario desconectar los componentes que controlan los alerones, flaps y frenos de aire porque los cables estaban conectados por el piso del avión y seguían hasta el interior de las alas.

1. Desconectar los controles de vuelo.

- a) Se desinstaló las placas que conformaban el piso en el interior del avión para tener acceso a todos los cables y turnbuckles que conformaban los controles de vuelo.



**Figura 44 Ubicación de los turnbuckles de los cables de los controles de vuelo**

- b) Mediante el movimiento de la palanca de control y la cabrilla se observó que componentes se movían cuando se movían cada uno de los controles de vuelo y se identificó para su desconexión.  
**(ANEXO D)**
- c) Se cortó del alambre de freno de las uniones de ajuste de los cables en los turnbuckles y se desconectó con cuidado ya que debido a la tensión de los cables estos podían provocar lesiones.



**Figura 45 Corte del alambre de freno de los turnbuckles de los cables**

- d) Se realizó la desconexión de los turnbuckles de los controles de vuelo.



**Figura 46 Turnbuckles desconectados**

- e) Una vez desconectados los cables y turnbuckles se utilizó alambre galvanizado para utilizarlos como guías para no perder el recorrido de cada cable y se realizó la identificación de los cables para facilitar su conexión.

- f) Se realizó el desmontaje de una polea de los cables del flap derecho, retirando el pasador y desajustando la tuerca para poder retirar los cables con mayor facilidad. **(ANEXO D)**



**Figura 47 Desmontaje de la polea de los cables del flap**

- g) Para el control de los flaps a más de los cables, también eran controlados por 2 tubos de torque (uno para cada flap) estos tubos estaban conectados mediante un engranaje cónico ubicado en la parte inferior trasera de las alas, cerca del alojamiento de los trenes de aterrizaje. **(ANEXO D)**



**Figura 48 Tubo de torque de control del flap**

- h)** Se desconectó el terminal dentado del tubo del engranaje cónico.



**Figura 49 Engrane cónico del tubo de torque de control**

- i)** Ya con todos los cables desconectados y colocados los alambres de guía, se jalo los cables para que no estén unidos a las alas.

#### **3.4.2.5 Retracción de los trenes de aterrizaje**

Para el desmontaje y traslado de las alas se guardó el tren de aterrizaje principal en sus alojamientos ubicados en la parte inferior de las alas.

- 1.** Retraer los trenes y desmontar las puertas de los alojamientos.

Para la retracción del tren se realizó los siguientes pasos:

- a)** Para realizar este trabajo el avión debe estar apoyado en soportes con una altura mínima de 20 cm del suelo a los neumáticos.
- b)** Se desinstalo los 3 pernos que unían el brazo articulado a la palanca de extensión del tren de aterrizaje.



**Figura 50 Desinstalación de los pernos del brazo articulado del tren de aterrizaje principal**

- c) Las puertas interna y externa del alojamiento de los trenes de aterrizaje estaban conectados a los trenes ya que estos se retraían con el movimiento de los mismos, se desinstalo los 6 pernos con sus tuercas (3 por cada puerta) para desmontar las puertas.
- d) Se retrajo al tren y se amarro con cuerdas para guardarlo y asegurarlo en su alojamiento.



**Figura 51 Tren de aterrizaje principal amarrado**

- e) Para la retracción del tren de nariz solo se quitó el pin de bloqueo ubicado en la parte superior del tren, este pin está señalado con una cinta roja de REMOVE BEFORE FLIGHT.



**Figura 52 Pin de bloqueo del tren de nariz**

- f) Ya con el pin retirado se retrajo el tren a su alojamiento, teniendo cuidado con las puertas ya que estas se cerraban según se seguían subiendo el tren.
- g) Con el tren guardado casi en su totalidad en su alojamiento, se destapo la nariz del avión para amarrar el tren a la estructura y evitar que este se caiga.

#### **3.4.2.6 Desmontaje de las alas**

La sección del ala central está perfilada para ajustarse al fuselaje y está fijada al fuselaje en cuatro puntos de fijación.

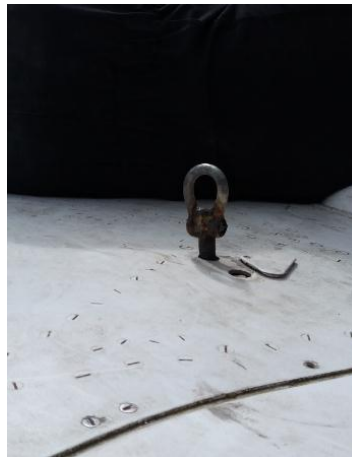
##### **1. Desmontar las alas del fuselaje.**

- a) En la parte inferior central de las alas están ubicadas las bombas de combustible, para alivianar el peso de las alas, ya que este avión tiene una capacidad de 1400 galones de combustible en los tanques, se desinstalo los 2 tapones de color azul ubicados en las bombas de combustible para drenar todo el combustible del avión.



**Figura 53 Tapón de drenaje de combustible**

- b)** En la parte superior de las alas se destapó los paneles de acceso (uno por ala) para colocar los soportes de izaje de las alas.



**Figura 54 Soportes de izaje de las alas**

- c)** Con los ganchos instalados mediante cadenas, se conectó los ganchos de las cadenas a los soportes de izaje.
- d)** Antes de desinstalar las alas, se preparó un lugar de descanso para apoyar las alas después de su desmontaje sin que sufra daños estructurales y se colocó una cama móvil debajo de las alas para poder retirarlas de la parte inferior.
- e)** Se acercó el teclé y se conectó el gancho del mismo a la cadena que sujetaba las alas.



**Figura 55 Acoplamiento del tecele a la cadena**

- f) Con mucho cuidado se comenzó a levantar el brazo del tecele hasta que la cadena se tiempale.
- g) Las alas estaban soportadas por 4 brazos al fuselaje (2 brazos por cada ala), estos brazos estaban conectados a las alas por pernos con sus respectivas tuercas, para desinstalar los pernos se realizó en forma diagonal para equilibrar el peso y no se desinstale de forma brusca las alas. **(ANEXO B)**



**Figura 56 Brazo de sujeción del ala al fuselaje**





**Figura 57 Brazo desconectado del fuselaje**

- h) Ya con los 4 pernos desinstalados, las alas estaban libres y se comenzó a bajar con cuidado el brazo del tecele hasta que las alas estén apoyadas con seguridad en la cama móvil, luego de que ya se asentó las alas, se desconectó el tecele y la cadena para retirar las alas de la parte inferior del avión.
- i) Cuando las alas estuvieron cerca del lugar donde iban a ser apoyadas, se conectó de nuevo las cadenas y el tecele para levantar las alas de la cama móvil y colocarlas en su lugar de descanso.



**Figura 58 Elevación de las alas de la cama móvil**



**Figura 59 Alas desmontadas**

### **3.4.2.7 Traslado de las alas y fuselaje del avión**

Para el traslado de las alas y del fuselaje se necesitó la ayuda de una grúa y una plataforma cama alta para las alas y una plataforma cama baja para el fuselaje, que transportarían por la pista de aterrizaje del aeropuerto hacia el campus de la UGT. **(ANEXO E)**



**Figura 60 Elevación de las alas con la grúa**



**Figura 61 Alas sobre la plataforma cama alta para su traslado**



**Figura 62 Levantamiento del fuselaje**



**Figura 63 Avión sobre la plataforma cama baja para su traslado**



**Figura 64 Transporte del fuselaje del avión al campus de la UGT**

En el campus de la UGT con la ayuda de la grúa se colocó las alas y el fuselaje en el lugar donde se parquearía el avión.



**Figura 65 Colocación de las alas en el campus de la UGT**



**Figura 66 Colocación del fuselaje en el campus de la UGT**

### 3.4.3 Procedimientos para el montaje del ala y motor derecho del avión HAWKER SIDDELEY HS 125-400

#### 3.4.3.1 Instalación de las alas

Primero se engraso los vástagos de los 4 pernos de sujeción para facilitar la instalación de los mismos y con la ayuda de la grúa se levantó las alas hasta una altura que nos permitió colocar los 4 pernos con un torque de 700 lbs.in en los 2 pernos delanteros (diámetro del cuerpo del perno 9/16”) y 900 lbs.in en los 2 pernos posteriores (diámetro del cuerpo del perno 5/8”). (ANEXO E).



**Figura 67 Elevación de las alas para su montaje**

Con las alas unidas al fuselaje y el avión colocado correctamente sobre los soportes y gatos hidráulicos, se engrasó en los cables y se procedió a conectar los cables de los controles de vuelo, el tubo de torque y brazo de soporte del flap, las cañerías hidráulicas y de combustible.

Se zafaron las cuerdas que amarraban los trenes de aterrizaje y se bajaron cuidadosamente, luego se conectaron los pernos de las articulaciones del tren de aterrizaje principal para que los trenes queden rígidos y para que el tren de nariz quede rígido se colocó el pin de bloqueo. Con los trenes correctamente instalados se instaló las puertas del alojamiento de cada tren de aterrizaje.

Una vez verificado que todos los componentes estén correctamente conectados se colocó todos los fairings que rodeaba las alas con todos sus paneles de acceso.

Por ultimo con los trenes de aterrizaje totalmente armados se retiraron los soportes y los gatos hidráulicos para que el avión quede asentado sobre los trenes de aterrizaje.

#### **3.4.3.2 Instalación del motor**

1. Eliminar cualquier suciedad u objeto extraño que pudiera haber acumulado en los cowlings, en el carenaje de unión o motor.
  - a) Se revisó que no haya ningún tipo de objeto extraño o liquido haya ingresado a los cowlings y al motor debido a las condiciones climáticas.
2. Comprobar que el motor esté completo
  - a) Se inspeccionó que todos los componentes, citados en la lista de construcción del motor estén disponibles listos para el montaje.
3. Mover el motor y colocarlo junto a la posición de instalación.
  - a) Se acercó el motor al avión para luego levantar el motor y montar en el avión.
4. Engrasar los vástagos de los pernos de montaje delanteros, los pernos de fijación del motor y el muñón del soporte principal del motor.

#### **(ANEXO A)**

- a) Se engrasaron todos estos componentes para que dé facilidad al momento de unir el motor a los puntos de montaje en el fuselaje del avión.
5. Comprobar que la instalación de la aeronave esté lista para recibir el motor.
  - a) El avión debía estar frenado y bloqueado las ruedas para que no se mueva durante el montaje del motor, y se puso gatos en las alas por seguridad y que no se retraigan los trenes de aterrizaje.



**Figura 68 Avión con las ruedas frenadas y bloqueadas**

### **3.4.3.3 Colocación de la eslinga, elevación y aseguramiento del motor**

1. Fijar la eslinga del motor al gancho del tecele.
  - a) Se colocó las fajas alrededor del avión y se conectó la eslinga a las fajas que abrazaban el motor.
  - b) Se levantó el brazo del tecele, y se templaron las fajas y la eslinga.
2. Levantar el motor y asegurar en los montantes.
  - a) Se levantó el motor y se colocó cerca al fuselaje con mucho cuidado de no dañar la estructura del motor y del avión.
  - b) Se enganchó el motor en el muñón de montaje principal y se aseguró de que el acople de montaje superior no obstruya el motor.
  - c) Se colocaron los pernos para conectar las conexiones de montaje superior e inferior al motor, con un torque de 500 lbs.in en los 2 pernos superiores (diámetro del cuerpo del perno 7/16") y 690 lbs.in en los 2 pernos inferiores (diámetro del cuerpo del perno 1/2"). **(ANEXO E)**
3. Ajustar las tuercas a los pernos del acople de montante del motor principal y el perno de montante frontal.
  - a) Se ajustó cada tuerca y se bloqueó con un pasador dividido por seguridad.
4. Desconectar la eslinga.

- a) Con el motor montado y colocados todos sus pernos con sus respectivas tuercas, se desconectó la eslinga de las fajas para retirarla con el tecele y por último se retiraron las fajas del motor.



**Figura 69 Tecele Manual**

5. Conectar y asegurar los cables al arrancador / generador
- a) Se ajustó la funda de goma sobre el bloque de terminales.
  - b) Se aseguró la abrazadera del soporte del cable a la base del filtro de combustible.
6. Conectar y asegurar ambos enchufes del arnés
- a) Se conectaron los enchufes en la parte superior del motor.
  - b) Se aseguró de que los cables estén soportados en clips libres del motor.







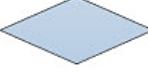
**Figura 70 Conexión del arnés eléctrico**



7. Conectar y apretar los conectores de cable de la pared de fuego.
  - a) Uno en la parte superior del motor.
  - b) Una debajo de la parte posterior del compresor.
  - c) Dos, izquierda y derecha en la parte frontal inferior del capó posterior.
8. Comprobar que todo el cableado esté asegurado adecuadamente.
  - a) Se revisó que el elemento del sistema de la pared de fuego esté correctamente soportado y aislado de las partes metálicas del motor.
9. Conectar las tuberías hidráulicas
  - a) Por último, se conectan las tuberías hidráulicas al motor y se ajustaron los acoples para que después no haya fugas

### 3.5 Simbología en diagramas de flujo de análisis

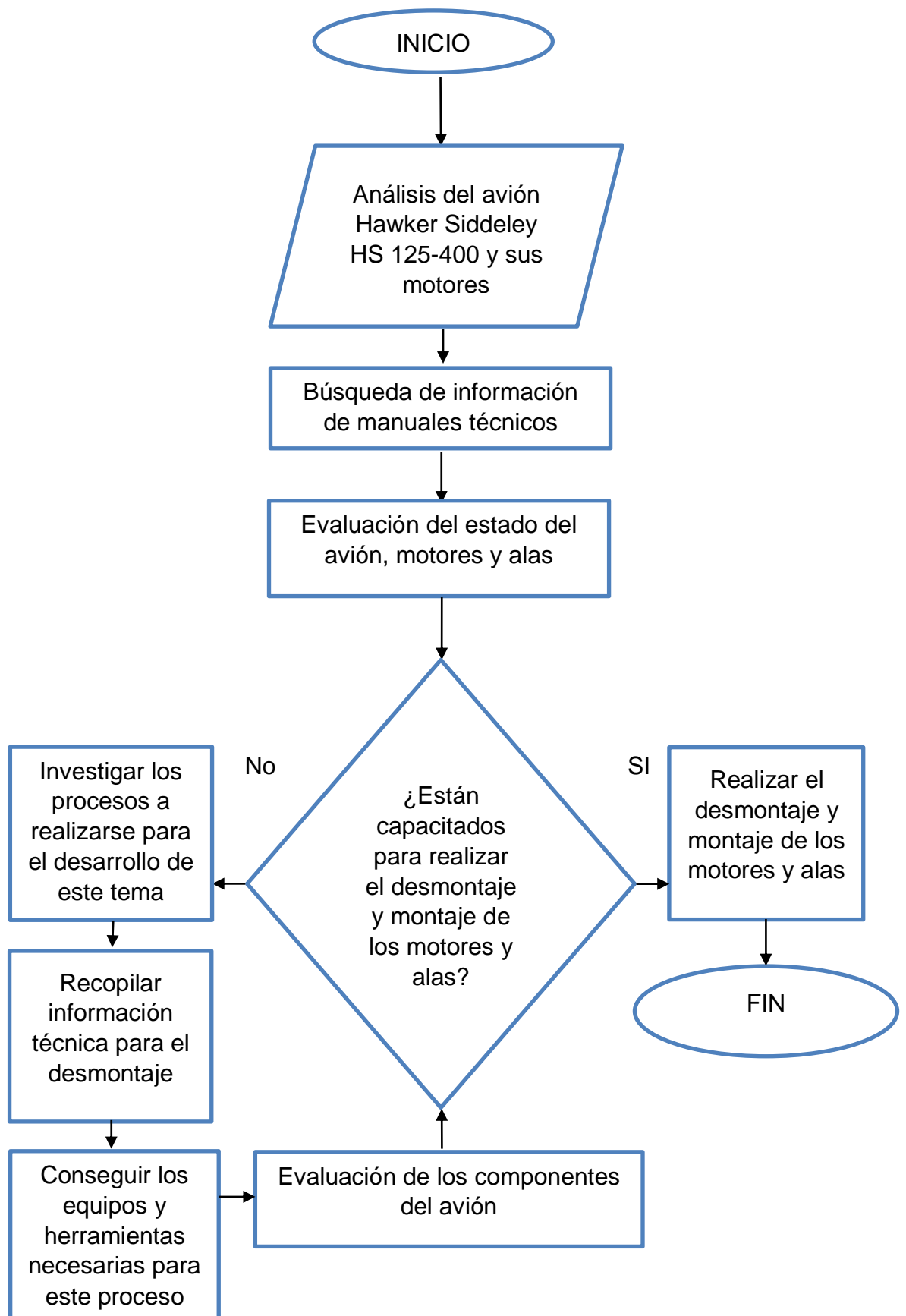
Los diagramas de flujo usan formas especiales para representar diferentes tipos de acciones o pasos en un proceso. Las líneas y flechas muestran la secuencia de los pasos y las relaciones entre ellos. Estos son conocidos como símbolos de diagrama de flujo. (SMARTDRAW, 2017)

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

**Figura 71 Símbolos en diagramas de flujo**

**Fuente:** (SMARTDRAW, 2017)

### 3.6 Diagrama de flujo de análisis de tema



### 3.7 Presupuesto

El presupuesto presentado en el anteproyecto era un presupuesto con valores promedios que rodeaba 1350 USD y no eran valores fijos, pero durante todo el tiempo en el que se desarrolló el proyecto se llegó al valor total.

#### 3.7.1 Análisis de costos

Para el desmontaje, montaje y traslado del ala y motor derecho del avión Hawker Siddeley HS 125-400, se detallan a continuación los costos primarios y secundarios.

##### Costos primarios

- Materiales y herramientas

##### Costos secundarios

- Trámites de solicitudes de graduación
- Elaboración de textos
- Protocolización de documentos de legalización del avión
- Varios

#### 3.7.1.1 Costos primarios

**Tabla 1 Total de costos primarios**

Descripción	Cantidad	Valor Unitario (USD)	Valor Total (USD)
Soporte para motor*	2	75	150
Candado	3	5	15
Esponja para los soportes de los motores	1	7.50	7.50
Mueble para el interior del avión*	1	200	200

Alfombra para tapizado*	9m	7.50	67.50
Cemento de contacto	12	1.10	13.20
Cinta de peligro*	1 rollo	7.50	7.50
Fundas de tela*	50	0.50	25
Broca de 1/8"	10	1	10
Bisagra para puerta*	5	1	5
Funda de tire ups	1	10	10
Cuerda	10m	1	10
Disco de corte	2	2.50	5
Soporte de izaje*	2	7.50	15
Cinta teflón	4	0.50	2
Extensión eléctrica de 10m	1	10	10
Brocha	5	1	5
Estilete	2	2	4
Cinta taípe	4	0.50	2
Alquiler de grúa*	N/A	N/A	400
Alquiler de gatos hidráulicos	N/A	N/A	30
Readecuación de la cabina*	N/A	N/A	100
Alquiler de fajas	N/A	N/A	20
Transporte de componentes del avión*	N/A	N/A	25
Nitrógeno para neumáticos del avión	N/A	N/A	10
<b>TOTAL</b>			<b>1148,70</b>

Elaborado por: Jhon Eduardo Imbaquingo Santacruz

### 3.7.1.2 Costos secundarios

**Tabla 2 Total de costos secundarios**

N°	Detalle	Valor total (USD)
1	Trámites de solicitudes de graduación	15
2	Elaboración de textos	135
3	Protocolización de documentos de	80

	legalización del avión*	
<b>4</b>	Varios (Transporte, alimentación)	350
	<b>TOTAL</b>	<b>580</b>

Elaborado por: Jhon Eduardo Imbaquingo Santacruz

**NOTA:** Para el desarrollo de este proyecto de graduación integramos 2 personas el trabajo práctico por lo que los valores marcados con \* son el 50% de su valor total.

### 3.7.2 Costo total del proyecto de grado

**Tabla 3 Total costo del proyecto**

<b>N°</b>	<b>Detalle</b>	<b>Valor total (USD)</b>
<b>1</b>	Gastos primarios	1148,70
<b>2</b>	Gastos secundarios	580
	<b>TOTAL</b>	<b>1728,70</b>

Elaborado por: Jhon Eduardo Imbaquingo Santacruz

**NOTA:** Como se puede observar en las tablas de costos, el valor total del proyecto superó al valor presentado en el anteproyecto.

## **CAPITULO IV**

### **4.1 Conclusiones**

- Con la ayuda de información técnica y del conocimiento teórico-práctico adquirido en la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE se logró con satisfacción el desmontaje y montaje del motor y ala derecha del AVION JET HAWKER SIDDLEY HS 125-400 y su traslado hasta el campus de la UGT.
- Debido a las dimensiones y peso del avión es necesario la ayuda de maquinaria pesada y equipos especiales para realizar con seguridad todos los procesos que corresponden a este proyecto de graduación.
- Por el estado en el que se recibió el avión, no se pudo conseguir toda la información técnica específica del modelo HAWKER SIDDELEY HS 125-400, por lo que para guiarnos en el trabajo se utilizó los manuales del AVION JET HAWKER SIDDELEY 800 XP ya que tenían casi en su totalidad las mismas especificaciones que el avión de este proyecto.

### **4.2 Recomendaciones**

- Es de suma importancia antes de desmontar cualquier componente, revisar y recopilar información técnica de este avión para no tener problemas al momento de desinstalar e instalar los componentes.
- Para el correcto desarrollo del proyecto se deben utilizar las herramientas y equipos específicos para evitar dañar los componentes del avión y cuidar la salud personal de todos los integrantes que ayudaron en estos procesos.
- La seguridad en este proyecto es de suma importancia por lo que se deben utilizar todos los equipos de protección personal y colocar señalética de prevención ya que se trabajó con componentes pesados y maquinaria pesada.



## GLOSARIO

**Aeronave:** Toda máquina que puede sustentarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra.

**Avión:** Aerodino propulsado por motor que debe su sustentación en vuelo principalmente a reacciones aerodinámicas ejercidas sobre superficies que permanecen fijas en determinadas condiciones de vuelo.

**Aeronavegabilidad:** Aptitud técnica y legal que deberá tener una aeronave para volar en condiciones de operación segura.

**Aeropuerto Internacional:** Todo aeropuerto designado por la Autoridad Aeronáutica como puerto de entrada o salida para el tráfico aéreo internacional, donde se llevan a cabo los trámites de aduanas, inmigración, sanidad pública, reglamentación veterinaria y fitosanitaria y procedimientos similares.

**Ala:** cuerpo aerodinámico formado por una estructura muy fuerte estructuralmente, compuesta por un perfil aerodinámico o perfil alar envolviendo a uno o más largueros y que es capaz de generar una diferencia de presiones entre su cara superior y su cara inferior al desplazarse por el aire lo que produce la fuerza ascendente de sustentación que mantiene al avión en vuelo.

**Grupo Motor:** Conjunto compuesto de uno o más motores y elementos auxiliares, que juntos son necesarios para producir tracción.

**Mantenimiento:** Trabajos requeridos para asegurar el mantenimiento de la aeronavegabilidad de las aeronaves, lo que incluye una o varias de las



siguientes tareas: reacondicionamiento, reparación, inspección, reemplazo de piezas, modificación o rectificación de defectos.

**Motor de la Aeronave:** Motor empleado o cuya intención es impulsar una aeronave. Incluye turbo sobrealimentadores, componentes y accesorios necesarios para su funcionamiento excluyendo las hélices.

**Pista:** Área rectangular definida en un aeródromo terrestre, preparada para el aterrizaje y el despegue de las aeronaves.

**Plataforma:** Área definida, en un aeródromo terrestre, destinada a dar cabida a las aeronaves, para los fines de embarque o desembarque de pasajeros, correo o carga, abastecimiento de combustible, estacionamiento o mantenimiento.

**Sistema:** Combinación de componentes y/o accesorios interrelacionados a distancias para desarrollar una función específica. Incluye los componentes básicos y todos los instrumentos, controles, unidades, piezas y partes mecánicas, eléctricas, y/o hidráulicas o equipos completos relacionados con el sistema.

## ABREVIATURA

**AFRC:** Air Fuel Ratio Controller (controlador de proporción de combustible de aire)

**ATL:** Automatic Thrust Limiter (limitador automático de empuje)

**BFCU:** Barometric Flow Control Unit (unidad de control de flujo barométrico)

**CONSEP:** Consejo Nacional de Sustancias Estupefacentes y Psicotrópicas

**DIAF:** Dirección de Industria Aeronáutica de la Fuerza Aérea Ecuatoriana

**EFIS:** Electronic Flight Instrument System (Sistema de Instrumentos de Vuelo Electrónicos)

**EPP:** Equipos de Protección Personal

**FAE:** Fuerza Aérea Ecuatoriana

**NASA:** National Aeronautics and Space Administration (Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio)

**PIV:** Presión Increase Valve (válvula de aumento de presión)

**RAF:** Royal Air Force (Real Fuerza Aérea Británica)

**RPM:** Revoluciones Por Minuto

**SAR:** Servicio Aéreo de Rescate

**SHP:** Shafted Horse Power (Turbo Caballos de Poder)

**TTC:** Top Temperature Control (control de temperatura superior)

**USAF:** United States Air Force (Fuerza Aérea de los Estados Unidos)

# BIBLIOGRAFÍA

## Artículo de periódico

- EL UNIVERSO. (10 de Septiembre de 2004). EL UNIVERSO. Obtenido de <http://www.eluniverso.com/2004/09/10/0001/12/9B6B49B372A14C35B7C5A5DAAA01E971.html>

## Manuales

- FlightSafety International. (1997). *HAWKER 800 XP PILOT TRAINING MANUAL VOLUME 2*. New York: Wilmington.
- ROLLS - ROYCE. (1964). *MAINTENANCE MANUAL, CHAPTER 71*. Hartfield: BRITISH AEROSPACE: AIRCRAFT GROUP.

## Internet

- Flickr Hive Mind. (29 de Enero de 2005). Aeropassion. Recuperado el 4 de Julio de 2017, de <https://hiveminer.com/Tags/125,bae/Recent>
- Göde, M. (30 de Noviembre de 2016). British Aerospace BAe 125. Recuperado el 2 de Julio de 2017, de [http://www.wikiwand.com/es/British\\_Aerospace\\_BAe\\_125](http://www.wikiwand.com/es/British_Aerospace_BAe_125)
- Johansson, A. (30 de Enero de 2016). Power Jets. Recuperado el 2 de Julio de 2017, de <http://www.powerjets.co.uk/Viper%20theory.htm>
- Martínez, D. (9 de Julio de 2017). Aviación General. Recuperado el 23 de Julio de 2017, de <http://aviaciongeneralnavy.blogspot.com/2017/07/motores-turbojet.html>

- Saade, J. (12 de Julio de 2009). JasaAviation. Recuperado el 23 de Julio de 2017, de <http://jasaaviation.blogspot.com/2009/07/todo-sobre-los-motores.html>
- Saranga, D. (18 de Julio de 2016). The Blueprints.com. Recuperado el 26 de Junio de 2017, de [https://www.the-blueprints.com/blueprints/modernplanes/hawker/73707/view/hawker\\_siddeley\\_hs\\_125/](https://www.the-blueprints.com/blueprints/modernplanes/hawker/73707/view/hawker_siddeley_hs_125/)
- SMARTDRAW. (2017). Símbolos de diagrama de flujo. Recuperado el 23 de Julio de 2017, de <https://www.smartdraw.com/flowchart/simbolos-de-diagramas-de-flujo.htm>