



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 MENCIÓN MOTORES**

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

AUTOR: GALLARDO RAMOS KEVIN DAVID

DIRECTOR: TLGO. JOHNATAN VALENCIA

LATACUNGA

2018



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, ***“DESMONTAJE Y MONTAJE DEL MOTOR Y ALA IZQUIERDA DEL AVIÓN HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRÍCULA XB-ILD PARA SU TRASLADO DEL ALA DE TRANSPORTE N° 11 HASTA EL CAMPUS DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS-ESPE”*** realizado por el señor **GALLARDO RAMOS KEVIN DAVID**, 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 **GALLARDO RAMOS KEVIN DAVID** para que lo sustente públicamente.

Latacunga, Agosto del 2018

Tlgo. Johnatan Valencia

DIRECTOR



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **GALLARDO RAMOS KEVIN DAVID** con cédula de identidad N° 050347121-1 declaro que este trabajo de titulación **“DESMONTAJE Y MONTAJE DEL MOTOR Y ALA IZQUIERDA DEL AVIÓN HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRÍCULA XB-ILD PARA SU TRASLADO DEL ALA DE TRANSPORTE N° 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, Agosto del 2018

GALLARDO RAMOS KEVIN DAVID

ID: L00364932



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

AUTORIZACIÓN

Yo, **GALLARDO RAMOS KEVIN DAVID** 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 IZQUIERDA DEL AVIÓN HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRÍCULA XB-ILD PARA SU TRASLADO DEL ALA DE TRANSPORTE N° 11 HASTA EL CAMPUS DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS-ESPE”** cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

Latacunga, Agosto del 2018

GALLARDO RAMOS KEVIN DAVID

C.I.: 050347121-1

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 mis hermanos que a pesar de ser todavía pequeños siempre han 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.

KEVIN DAVID GALLARDO RAMOS

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.

KEVIN DAVID GALLARDO RAMOS

INDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICACIÓN	ii
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD	iii
AUTORIZACIÓN	iv
DEDICATORIA	v
AGRADECIMIENTO	vi
INDICE DE CONTENIDOS	vii
ÍNDICE DE TABLAS	x
ÍNDICE DE FIGURAS	xi
RESUMEN	xiv
ABSTRACT	xiv
CAPITULO I	1
TEMA	1
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
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
2.3 Especificaciones del Hawker Siddeley HS 125-400	10
2.2.4 Especificaciones del motor Rolls Royce Viper 522	12
2.4.1 Descripción general del motor Rolls Royce Viper 522	12
2.4.2 Sistema de combustible del motor Rolls Royce Viper 522	13
2.4.3 Sistema de aire del motor Rolls Royce Viper 522	14
2.4.4 Sistema de lubricación del motor Rolls Royce Viper 522	15
2.5 Tipos de motores de aviación	16
2.5.1 Motores Alternativos	16

2.5.1.1 Motor en línea.....	18
2.5.1.2 Motor en V	19
2.5.1.3 Motor de cilindros opuestos	19
2.5.1.4 Motor radial o en estrella.....	20
2.5.2 Motores a reacción	21
2.5.2.1 Motor Turborreactor o turbojet.....	23
2.5.2.2 Motor Turbohélice o turboprop	24
2.5.2.3 Motor Turbofan	25
2.5.2.4 Motor Propfan	26
2.5.2.5 Motores cohete	27
2.6 Alas en aviación.....	28
2.6.1 Perfil.....	29
2.6.2 Borde de ataque.....	29
2.6.3 Borde de salida	29
2.6.4 Extradós.....	29
2.6.5 Intradós.....	29
2.6.6 Espesor.....	29
2.6.7 Cuerda.....	30
2.6.8 Cuerda media	30
2.6.9 Línea del 25% de la cuerda	30
2.6.10 Curvatura	30
2.6.11 Superficie alar	30
2.6.12 Envergadura	30
2.6.13 Alargamiento	31
2.6.14 Flecha.....	31
2.6.15 Diedro.....	32
2.6.16 Forma	33
2.7 Clasificación de las aeronaves en función de las características externas de las alas	34
2.7.1 Situación del ala.....	34
2.7.1.1 Ala alta	34
2.7.1.2 Ala media	34
2.7.1.3 Ala baja	34
2.7.1.4 Ala Parasol	35

2.7.2 N° de alas	35
2.7.2.1 Monoplano	35
2.7.2.2 Biplano	36
2.7.2.3 Triplano	36
2.7.3 Forma de la planta del ala	37
2.7.3.1 Rectangular o recta.....	37
2.7.3.2 Trapezoidal	37
2.7.3.3 Elíptica	38
2.7.3.4 Flecha.....	38
2.7.3.5 Delta	38
CAPITULO III.....	40
DESARROLLO DEL TEMA.....	40
3.1 Preliminares	40
3.2 Medidas de seguridad:	40
3.3 Herramientas y equipos utilizados para el desmontaje y montaje del motor y ala Izquierda, y traslado hasta el campus de la UGT:.....	40
3.4 Procedimientos para el desmontaje y montaje del motor y ala izquierda del avión HAWKER SIDDELEY HS 125-400.....	41
3.4.1 Procedimientos para el desmontaje del motor izquierdo.....	41
3.4.1.1 Desconexión de conexiones eléctricas	43
3.4.1.2 Desconexión de las conexiones mecánicas.....	44
3.4.1.3 Desmontaje del motor	46
3.4.1.4 Traslado de los motores hacia el campus de la UGT	50
3.4.2 Procedimientos para el desmontaje del ala izquierda	51
3.4.2.1 Colocación de los gatos hidráulicos y soportes del avión para el desmontaje de las alas	51
3.4.2.2 Remoción de los fairings que cubren y rodean las alas.	52
3.4.2.3 Desconexión de las cañerías hidráulicas, brazos de soporte y cañerías.	55
3.4.2.4 Desconexión de los cables de los controles de vuelo (Alerones, Flaps, y Frenos de aire).....	57
3.4.2.5 Retracción de los trenes de aterrizaje.....	60
3.4.2.6 Desmontaje de las alas.....	62
3.4.2.7 Traslado de las alas y fuselaje del avión	66

3.4.3 Procedimientos para el montaje del ala y motor izquierdo del avión HAWKER SIDDELEY HS 125-400	69
3.4.3.1 Instalación de las alas	69
3.4.3.2 Procedimiento de Instalación del motor	70
3.4.3.3 Colocación de la eslinga, elevación y aseguramiento del motor ..	72
3.5 Simbología en diagramas de flujo de análisis.....	74
3.6 Diagrama de flujo de análisis de tema	75
3.7 Presupuesto	76
3.7.1 Análisis de costos	76
3.7.1.1 Costos primarios	76
3.7.1.2 Costos secundarios.....	77
3.7.2 Costo total del proyecto de grado	78
CAPITULO IV	79
4.1 Conclusiones	79
4.2 Recomendaciones	79
GLOSARIO.....	80
ABREVIATURA.....	82
BIBLIOGRAFÍA	83
ANEXOS.....	85

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1: Especificaciones al avión Hawker Siddeley 125-400.....	10
Tabla 2: Total de costos primarios.....	76
Tabla 3: Total de costos secundarios	77
Tabla 4: Total costo del proyecto	78

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1: Avión Hawker Siddeley 125-400 Incautado	6
Figura 2: Avión Hawker Siddeley 125-400	11
Figura 3: Motor Rolls Royce Viper 522	13
Figura 4 : Sistema de Combustible del Motor Rolls Royce Viper 522... ..	14
Figura 5:Sistema de Aire del motor Rolls Royce Viper 522	15
Figura 6.Sistema de Lubricación del Motor Rolls Royce Viper 522	16
Figura 7:Motor Alternativo	17
Figura 8:Motor en línea	18
Figura 9:Motor en V	19
Figura 10:Motor de Cilindros Opuestos.....	20
Figura 11:Motor Radial o Estrella	21
Figura 12:Motor Turborreactor	24
Figura 13:Motor Turbohélice.....	25
Figura 14:Motor Turbofan	26
Figura 15:Motor Propfan	27
Figura 16:Motor Cohete.....	28
Figura 17:Alargamiento	31
Figura 18:Tipo de Flechas.....	32
Figura 19:Diegros	32
Figura 20:Forma de la ubicación de las alas	33
Figura 21:Tipo de Ala	35
Figura 22:Alas Monoplano	35
Figura 23:Biplano.....	36
Figura 24: Triplano.....	36
Figura 25:Ala Recta	37
Figura 26:Ala Trapezoidal	37
Figura 27:Ala Elíptica	38
Figura 28:Tipos de Flecha.....	38
Figura 29.Tipos de Delta	39
Figura 30:Motor izquierdo del avión Hawker HS 125-400.....	42
Figura 31:Motor descubierto.....	43
Figura 32:Desconexión de la palanca del acelerador	44

Figura 33:Tuberías Hidráulicas.....	45
Figura 34:Tuberías desconectadas	45
Figura 35:Eslinga del motor.....	46
Figura 36:Colocación de la eslinga al motor	46
Figura 37:Tecele Eléctrico.....	47
Figura 38:Acoplamiento del tecele a la eslinga.....	47
Figura 39:Perno principal superior de montaje del motor	48
Figura 40:Perno principal inferior de montaje del motor	48
Figura 41:Muñón de montante principal.....	49
Figura 42:Motor Desmontado	49
Figura 43:Desmontaje del motor	50
Figura 44:Transporte del motor hacia el campus de la UGT.....	50
Figura 45:Colocación del soporte delantero del avión.....	51
Figura 46:Colocación del soporte posterior del avión	51
Figura 47:Avión colocado sobre los soportes	52
Figura 48:Fairing Lateral Superior	52
Figura 49:Desmontaje de los paneles de acceso del fairing lateral	53
Figura 50:Desmontaje del fairing lateral.....	53
Figura 51:Fairing Central	54
Figura 52:Fairing Central desmontado	55
Figura 53:Identificación de las cañerías hidráulicas	55
Figura 54:Desconexión de la cañería de combustible.....	56
Figura 55:Desconexión del brazo de soporte del flap	56
Figura 56:Ubicación de los turnbuckles de los cables de los controles de vuelo	57
Figura 57:Corte del alambre de freno de los turnbuckles de los cables	58
Figura 58:Turnbuckles desconectados	58
Figura 59:Desmontaje de la polea de los cables del flap	59
Figura 60:Tubo de torque de control del flap	59
Figura 61:Engrane cónico del tubo de torque de control	60
Figura 62:Desinstalación de los pernos del brazo articulado del tren de aterrizaje principal	61
Figura 63:Tren de aterrizaje principal amarrado	61
Figura 64:Pin de bloqueo del tren de nariz.....	62

Figura 65:Tapón de drenaje de combustible	63
Figura 66:Soportes de izaje de las alas	63
Figura 67:Acoplamiento del tecele a la cadena.....	64
Figura 68:Brazo de sujeción del ala al fuselaje.....	64
Figura 69:Brazo desconectado del fuselaje	65
Figura 70:Elevación de las alas de la cama móvil	65
Figura 71:Alas desmontadas	66
Figura 72:Elevación de las alas con la grúa	66
Figura 73:Alas sobre la plataforma cama alta para su traslado	67
Figura 74:Levantamiento del fuselaje	67
Figura 75:Trasporte del fuselaje del avión al campus de la UGT	68
Figura 76:Colocación de las alas en el campus de la UGT	68
Figura 77:Colocación del fuselaje en el campus de la UGT.....	68
Figura 78:Elevación de las alas para su montaje.....	69
Figura 79:Prueba de NDI	71
Figura 80:Avión con las ruedas frenadas y bloqueadas	72
Figura 81:Tecele Manual	73
Figura 82:Conexión del arnés eléctrica	73
Figura 83:Símbolos en diagramas de flujo	74

RESUMEN

El presente proyecto de graduación detalla los procesos necesarios para el desmontaje y montaje del motor y ala izquierda 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.

En el desarrollo del tema se determinaron 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 trabajo.

Finalmente, con el aporte de este avión a la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE servirá como material de enseñanza y aprendizaje para los docentes y estudiantes, con el objetivo de 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 processes for disassembly and assembly parts in an engine and the left wing of the “Hawker Siddeley aircraft HS 125-400” to move it later to the “Unidad de Gestión de Tecnologías” campus (ESPE).

Firstly the main graduation project’s name is detailed and the principal objectives to get the desired results as well. The theoretical framework talks about the general information and history of the “Hawker Siddeley aircraft HS 125-400” with registration license XB-ILD. In addition it can be possible to find the detailed information about engines and plane wings, that are part of the aircraft and its systems.

During the development of this project all the performed processes for disassembly and assembly about engines and wings will be detailed. All the information taken from manuals, following technical processes and by using tools and equipments this work t will be successfully fulfilled.

Finally, this project can contribute with the “Unidad de Gestión de Tecnologías” (ESPE) as well as its teachers and students as a teaching and learning material in order to help them to increase their knowledge in the aviation world.

KEYWORDS:

- ENGINE
- WING
- DISASSEMBLY
- ASSEMBLY
- TECHNICAL MANUAL

**CHECKED BY: LIC YOLANDA SANTOS E.
ENGLISH TEACHER UGT**

CAPITULO I

TEMA

“DESMONTAJE Y MONTAJE DEL MOTOR Y ALA IZQUIERDA DEL AVIÓN HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRÍCULA XB-ILD PARA SU TRASLADO DEL ALA DE TRANSPORTE N° 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 N° 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 N° 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 preprofesionales 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 izquierda 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 izquierda.

- 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 izquierda 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 izquierda 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 Inmobiliar 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 N°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 125-400 Incautado

Fuente:(EL UNIVERSO, 2004)

2.2 Información general del Avión Jet Hawker Siddeley HS-125

Introducido en 1977, el Hawker 125-400 ha perdurado gracias a su durabilidad, espaciosa cabina de pie y precios de oferta. El Hawker 125-400 es indudablemente un caballo de batalla, pero es un avión que en el mundo de las líneas lisas y pulidas de hoy está fuera de lugar. Todavía es competitivo en su clase con un alcance de alrededor de 2.100 nm y cruceros a 420 kts. Desde hace tiempo favorito de las compañías chárter, ahora es una aeronave muy barata de comprar, pero costosa de operar.

2.2.1 Desarrollo del Hawker Siddeley HS-125

Uno de los diseños de posguerra más exitosos de la industria de la aviación británica, el Hawker Siddeley HS-125 fue uno de los jets comerciales de primera generación más exitosos y en forma desarrollada permanece en producción con Raytheon (consulte la entrada separada). El HS-125 comenzó su vida como un proyecto De Havilland antes de que esa compañía se convirtiera en parte del grupo Hawker Siddeley. Como el DH-125, este avión corporativo de tamaño medio voló por primera vez el 13 de

agosto de 1962. Durante un tiempo, el DH-125 fue nombrado Jet Dragón, mientras que solo ocho aviones de producción de serie 1 iniciales fueron construidos antes de que las entregas cambiaran al más poderoso Serie 1A (el sufijo A que denota Norteamérica) y Serie 1B (el B que denota ventas para los mercados mundiales). Se construyó un total de 77. Mientras tanto, la Serie 2 fue un derivado militar construido para la RAF británica como entrenador de navegación Dominio T1. Las Series 3A y 3B mejoradas (29 construidas) tenían un peso bruto mayor, mientras que las 3A / RA y 3B / RA (36 construidas) eran aún más pesadas con combustible extra para un mayor alcance. Cuando De Havilland se fusionó con Hawker Siddeley, la Serie 4, que presentaba numerosos refinamientos menores, se comercializó cuando se construyeron las Series 400A y 400B y 116. El último turbo jet Viper propulsado 125 construido fue la Serie 600A y 600B. La Serie 600 presenta un fuselaje estirado que tiene asientos de la cabina principal estándar de seis a ocho, o hasta 14 en una configuración de alta densidad. Otros cambios incluyeron los más potentes turborreactores Rolls-Royce Viper 601-22, cola vertical alargada y aleta ventral y un tanque de combustible en la aleta dorsal extendida.

Plantas de energía

400 - Dos 14,9kN (3360 lb) Rolls-Royce Viper 522 turborreactores. 600 - Dos turborreactores Rolls-Royce Viper 601 de 16.7kN (3750 lb).

Actuación

400 - Velocidad de crucero de largo alcance 724 km / h (390 kt). Velocidad inicial de ascenso 4800ft / min. Alcance con 454 kg (1000 lb) de carga útil y reservas 2835 km (990 nm). 600 - Velocidad de crucero de largo alcance 810 km / h (427 kt). Velocidad de ascenso inicial 4900 pies / min. Alcance con máximo combustible y reservas de 3020 km (1630nm).

2.2.2 Variantes del Hawker Siddeley HS-125

- **Serie**

Primera versión, con motor Viper 20 o 520 de 3,000 lbf (13 kN). Nueve construidos, incluidos dos prototipos (43 ft 6 in (13.26 m) de largo, 44 ft (13.41 m) de largo) y siete aviones de producción (47 ft 5 in (14.56 m) de largo, 47 ft (14.33 m) de largo)

- **Serie 2**

Entrenador de navegación para Royal Air Forcé (20 construidos), con la designación de servicio Dominie T.1 - (Rolls-Royce Viper 301)

- **Serie 3**

Serie 3A / B: variante con motor Viper 522 con pesos elevados.

Serie 3A / R y 3B / R: aeronave temprana modificada según el estándar de la serie 3, pero sin un cambio en el peso máximo de aterrizaje o altitud máxima de operación y aumento de la capacidad de combustible con 135 galones adicionales en un tanque ventral.

Serie 3A / RA y 3B / RA - Aeronaves de la serie 1A / B modificadas según el estándar de la serie 3 con cambios estructurales para aumentar el peso máximo del combustible cero, la rampa máxima y el tanque de combustible ventral adicional de 135 galones de galones.

- **Serie 400**

Serie 400A y 400B: aumento de los pesos máximos de rampa y liberación de frenos y adición de una puerta de entrada principal hacia afuera. Desde 1970, el avión de la serie 400A para los Estados Unidos se comercializó como el Beechcraft Hawker BH.125 Series 400A.

Serie 401B: Mayor despegue máximo y pesos de combustible cero y alteración a la carga de la cabina.

Serie 403A (C) - Igual que un 403B, pero para uso en Canadá.

Serie 403B: aumento máximo de despegue, cero cargas de combustible y rampa, alteración de la carga de la cabina.

HS.125 CC1 - designación militar británica para un avión de enlace de la serie 400 para la Royal Air Force

- **Serie 600**

Serie 600A y 600B - Cambio a los motores Viper 601-22, aumento de pesos y velocidades de operación, estiramiento del fuselaje de 3 pies 1 in (0.94 m) para aumentar la capacidad a 14 pasajeros, aumento de la capacidad de combustible incluyendo un tanque adicional en el carenado dorsal, revisión del alerón arreglos de lengüetas y engranajes de control de alerones y aerodinámica mejorada. Desde 1976, los aviones de la Serie 600A se comercializaron como Beechcraft Hawker BH.125 Series 600^a

- **Serie 700**

Las variantes de las series 700A y 700B teniendo los motores Hopewell -3RH con 3,720 lbf (16.5 kN) de empuje cada uno, primer vuelo el 19 de junio de 1976. Todos los primeros modelos también podían ser re-motorizados. BAe 125 CC3 - Designación militar británica para aeronaves de enlace de la Serie 700 para la Royal Air Force HS.125 Protector - Avión de patrulla marítima basado en la serie 700 con radar de búsqueda y cámaras

- **Serie 800**

BAe 125 800 : mayor envergadura, nariz aerodinámica, extensión de la aleta caudal, mayor capacidad de combustible, primer avión corporativo que cuenta con una cabina EFIS , motores mejorados, primer vuelo el 26 de mayo de 1983.

Hawker 800 - Variante final de la serie BAe 125 800. Producido bajo el nombre de "Avión Corporativo" antes de ser reemplazado por el Hawker 800XP.

Hawker 800XP - variante con motores turbohélice TFE731-5BR1H con 4,660 lbf (20.7 kN) de empuje cada uno

Hawker 800SP y 800XP2: la designación de aviones BAe 125 800 y Hawker 800XP equipados con winglets de Aviation

2.3 Especificaciones del Hawker Siddeley HS 125-400

Tabla 1: Especificaciones al avión Hawker Siddeley 125-400

Tripulación		2
Pasajeros		max. 14
Propulsión		2 motores Turbofan
Modelo de motor		Garrett TFE731-3-1H
Potencia del motor (cada uno)	16,5 kN	3700 lbf
Velocidad	807 km / h	436 kts 502 mph
Techo de servicio	12.497 m	41,000 pies
Distancia	4.482 km	2.420 NM 2.785 mi.
Peso vacío	5.826 kg	12.844 lbs
max. Peso al despegar	11.567 kg	25.501 lbs

Wing Span	14,33 m	47 pies 0 en
Área del ala	32,8 m ²	353 ft ²
Longitud	15,46 m	50 pies 9 en
Altura	5,36 m	17 pies 7 en
Primer vuelo		13.08.1962
Estado de producción		fuera de producción
Producción total		> 1000
Código de la OACI		H25A H25B
Código IATA		H25
EASA TCDS		A.085
Datos para (Versión)	Hawker Siddeley / BAe HS 125 Serie 400	



Figura 2: Avión Hawker Siddeley 125-400

Fuente:(Flickr Hive Mind, 2005)

2.2.4 Especificaciones del motor Rolls Royce Viper 522

- **Tipo:** Turbo jet
- **Longitud:** 64,0 in (1,625 mm)
- **Diámetro:** 24.55 in (624 mm)
- **Peso seco:** 549 lb (249 kg)
- **Compresor:** axial de siete etapas
- **Combustors :** anulares, 24 quemadores
- **Turbina :** etapa única
- **Tipo de combustible:** AVTUR, AVTAG
- **Sistema de aceite:** barrido, medido
- **Empuje máximo:** 2,700 lbf (12 kN) a 13,800 rpm
- **Relación de presión total :** 4.3: 1
- **Flujo másico de aire:** 44 lb / s (20 kg / s)
- **Consumo específico de combustible :** 1.09 lb / (hr lbf)
- **consumo de aceite =** 1.25 pt / h (0.7 L / h)
- **Relación empuje-peso :** 4.9: 1

2.4.1 Descripción general del motor Rolls Royce Viper 522

El Viper 522 es un motor de flujo axial directo. El aire que ingresa al motor se dirige al compresor mediante paletas de 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 juego de cuchillas rectas de dos etapas alimenta el aire comprimido en la sección de combustión. La cámara de combustión es anular y utiliza 12 quemadores vaporizadores tipo "bastón" como el método principal para quemar combustible. Seis "quemadores de atomización" de arranque se utilizan al arrancar el motor y estos se apagan por el control del motor cuando la presión de aumento de la válvula (PIV) alcanza la presión de combustible primaria. (Jewell, 2010)

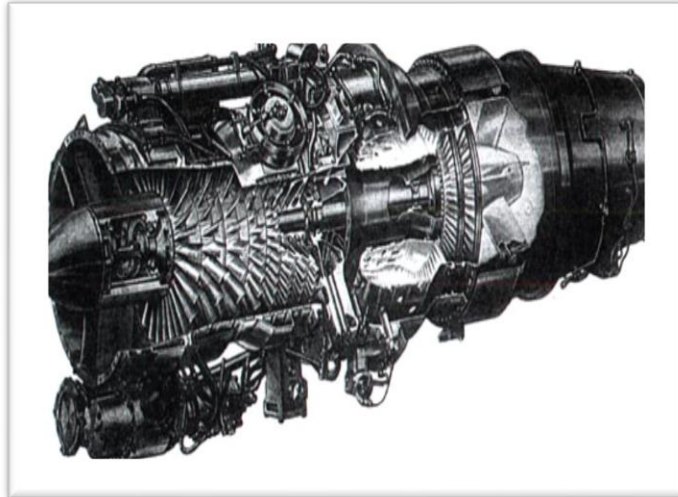


Figura 3: Motor Rolls Royce Viper 522

Fuente: (Jewell, 2010)

2.4.2 Sistema de combustible del motor Rolls Royce Viper 522

El combustible se bombea desde la bomba de combustible accionada por la caja de cambios a través de la unidad de control de flujo barométrico (BFCU) y el controlador de relación de combustible de aire (AFRC) y limitado por la unidad de control de temperatura superior (TTC) y el limitador de empuje automático (ATL). El combustible se quema en la cámara de combustión donde la velocidad del gas aumenta y el desplazamiento a través de los álabes guía de la boquilla alimenta la turbina del tipo de 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 utilizará para el compresor y la caja de engranajes de accesorios.

El resto del flujo de gas se expande en el tubo de chorro y se endereza un tanto por el cono de la tobera de la turbina, donde se fuerza a la atmósfera a través de una tobera de tubo de chorro convergente, desarrollando así el empuje. (Jewell, 2010)

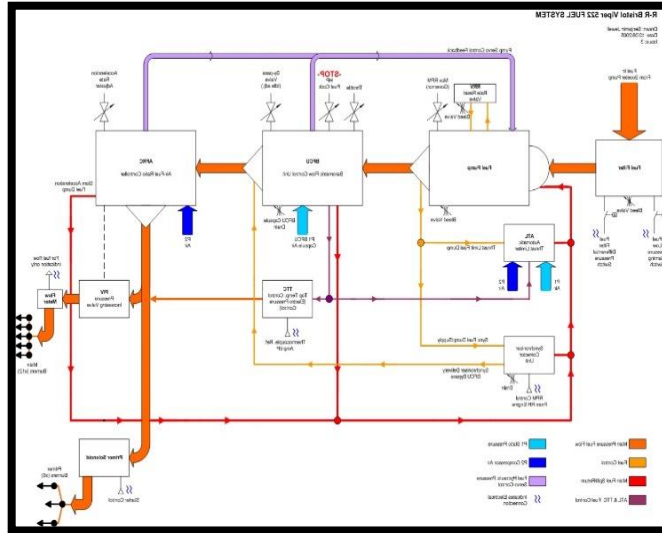


Figura 4 : Sistema de Combustible del Motor Rolls Royce Viper 522

Fuente: (Jewell, 2010)

2.4.3 Sistema de aire del motor Rolls Royce Viper 522

El sistema de aire de la Viper se divide en dos categorías principales; motor y servicios. Como era de esperar, la mayor parte del aire que pasa se usa para la combustión. Pero parte del aire se desangra en diferentes etapas para ser utilizado para servicios de motores y servicios de aeronaves. El aire P1, aire atmosférico, se detecta en el conjunto de admisión para la BFCU y la cabeza Pitot. Existe 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 bajas RPM. Es una válvula que es controlada neumáticamente por un actuador que detecta las presiones P1 y P2 (aire de entrega del compresor) y activa la válvula de purga cuando se cumplen las condiciones correctas. La razón para esto parece ser permitir un mejor control a bajas velocidades del motor. El aire del compresor final se purga para suministrar los servicios de la aeronave y también a través de una válvula de mariposa para suministrar aire caliente anticongelante al carenado de entrada. El aire también se purga internamente de las etapas 6ª y 7ª del compresor para suministrar aire de refrigeración a las caras delantera y trasera de la rueda de la turbina y para proporcionar aire anticongelante al cono de la boca de entrada. Esto se alimenta en pasajes internos y hacia abajo del eje principal hueco. Finalmente, parte de ese aire

interno se usa para ayudar a sellar los sellos laberínticos del eje interno. (Jewell, 2010)

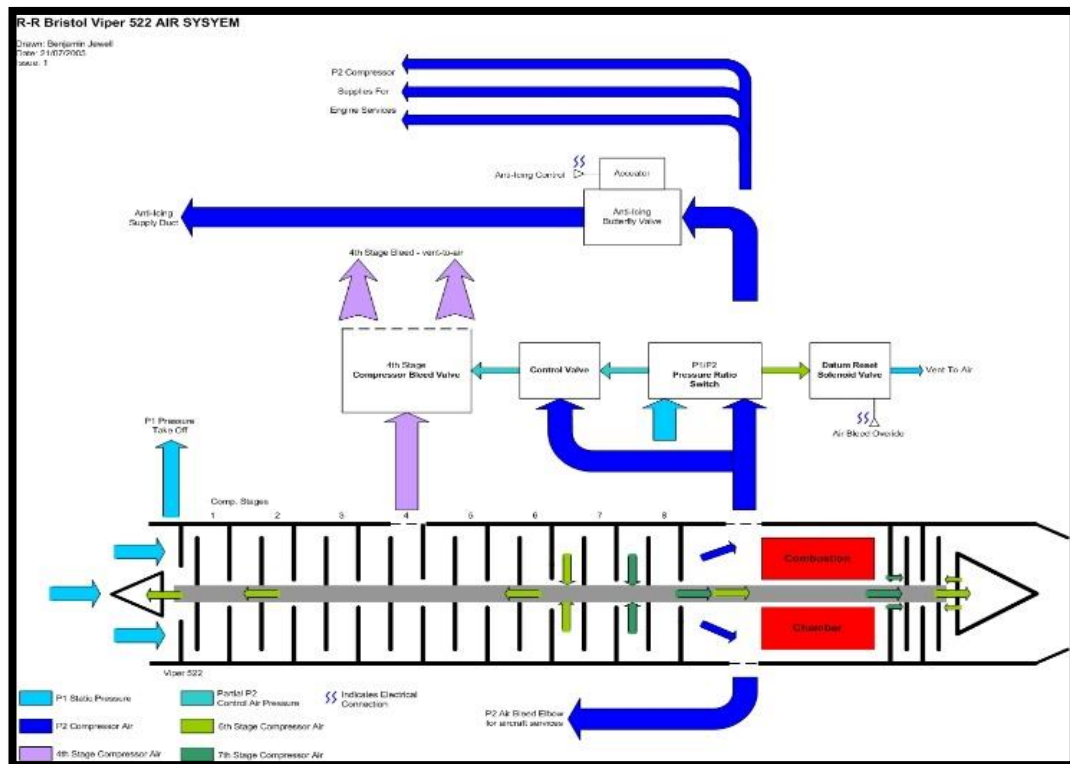


Figura 5: Sistema de Aire del motor Rolls Royce Viper 522

Fuente: (Jewell, 2010)

2.4.4 Sistema de lubricación del motor Rolls Royce Viper 522

El sistema de lubricación del Viper se compone de un tanque de almacenamiento que contiene casi 8 litros de aceite, una bomba y filtros. El sistema es parte pérdida parcial / pérdida total de parte. El aceite del centro y los cojinetes de los rodillos traseros principales no tienen retorno, ya que eso haría que el proceso de fabricación fuera complejo y el aceite debería enfriarse. Tan integrales en la bomba de aceite son dos "micro-bombas". Su trabajo es proporcionar un chorro medido de aceite medido para alimentar el centro y los cojinetes principales posteriores. El aceite usado luego se agrega al flujo de gas y sale por el tubo de chorro. Esto significa que el motor usa aceite y, por lo tanto, tiene un tiempo limitado de funcionamiento, pero en realidad es más largo que cualquier vuelo. El cojinete principal delantero, que es un cojinete de bolas, y la caja de cambios de accesorios están

provistos de lubricación mediante la misma bomba, pero la parte delantera del motor tiene líneas de retorno y canales a través de un filtro de barrido donde el aceite puede regresar, limpiarse y filtrarse al tanque. (Jewell, 2010)

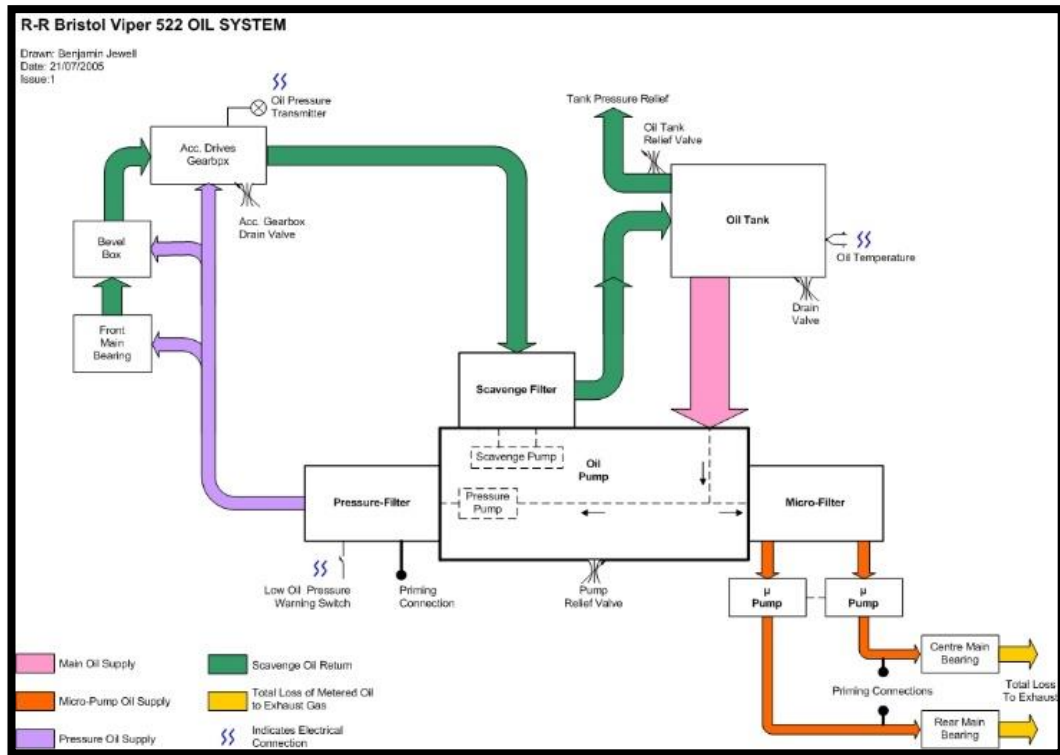


Figura 6. Sistema de Lubricación del Motor Rolls Royce Viper 522

Fuente: (Jewell, 2010)

2.5 Tipos de motores de aviación

Los motores aeronáuticos se dividen en tres grandes categorías: motores alternativos, motores a reacción y motores cohetes.

2.5.1 Motores Alternativos

Recientemente se han desarrollado algunos motores alternativos de ciclo Diésel realizados en materiales ligeros, a partir del campo en el que se ubican los motores de cilindros horizontalmente opuestos. El motor Diésel ofrece un mayor par motor relativo en bajas revoluciones de operación, dificultad que los motores de gasolina usados en aviación confrontan ya que

deben entregar máxima potencia a revoluciones más bajas que en motores de automación con el fin de incrementar la durabilidad y rentabilidad.

Las compañías que trabajan en su desarrollo se empeñan por producir motores que tengan el económico consumo de combustible del Diésel, con la refrigeración por aire de los motores actuales. También se hace énfasis en reducir las emisiones ya que la tecnología actual de los motores Diésel permite ofrecer motores más amables al medio ambiente que los motores que usan gasolina de 100 octanos, ya que para alcanzar este octanaje tan elevado no puede prescindirse del uso del plomo como se hace en los automóviles. Además, el motor Diésel ha probado tener un sistema de reparación que involucra menos componentes (en algunos casos sólo se cambian pasadores de pistón, anillos, y bomba de inyección) y su durabilidad es mucho mayor. Esto ampliaría notablemente las horas TBO (time between overhauls) haciendo que operar aviones con motores recíprocos se convierta en una actividad menos costosa para los propietarios y operadores.

La NASA ha desarrollado motores eléctricos para algunos desarrollos aeroespaciales que incluyen la alimentación energética por medio de energía solar fotovoltaica. (Website, 2013)

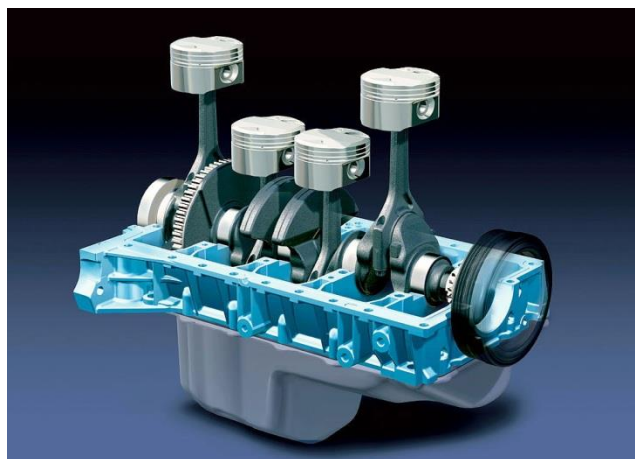


Figura 7:Motor Alternativo

Fuente:(Website, 2013)

2.5.1.1 Motor en línea

Normalmente disponible en configuraciones de 2, 4, 5 y 6 cilindros, el motor en línea es un motor de combustión interna con todos los cilindros alineados en una misma fila, sin desplazamientos.

Se han utilizado en motocicletas, automóviles, locomotoras y aviones, aunque el término "en línea" tiene un significado más amplio cuando se refiere a motores de aviación. Los motores con configuración en línea son notablemente más fáciles de construir que sus equivalentes con configuración en V o la de cilindros opuestos ya que tanto el bloque del motor como el cigüeñal se pueden fabricar a partir de un único molde para metal y requiere una única culata y por tanto menos árboles de levas. Además los motores en línea son más compactos en cuanto a sus dimensiones físicas globales que los de distribución radial, y se pueden montar en cualquier dirección. La configuración en línea es más sencilla que su correspondiente configuración en V. Tienen un soporte entre cada pistón, mientras que los motores planos y en V tienen un soporte entre cada par de pistones. Con 6 cilindros estos motores están inherentemente equilibrados, mientras que con 4 no lo están, al contrario de lo que ocurre para las configuraciones en V y bóxer para 4 cilindros. (Website, 2013)



Figura 8:Motor en línea

Fuente:(Website, 2013)

2.5.1.2 Motor en V

Los cilindros están dispuestos en dos bancadas, inclinadas con una diferencia de entre 30 y 60 grados. La gran mayoría de motores en V son enfriados con agua. Estos ofrecen una relación potencia a peso mayor que un motor en línea, mientras que siguen manteniendo un área frontal reducida.

Ciertos tipos de motores en "V" para aeronaves han sido construidos como motores invertidos. Las ventajas que resultan son una mejor visibilidad en una aeronave de un solo asiento y de un solo motor, y un más bajo centro de peso. Como ejemplos se incluyen varios modelos de la 2da. Guerra Mundial como el motor alemán Daimler-Benz DB 601 y el Jumo. (Website, 2013)

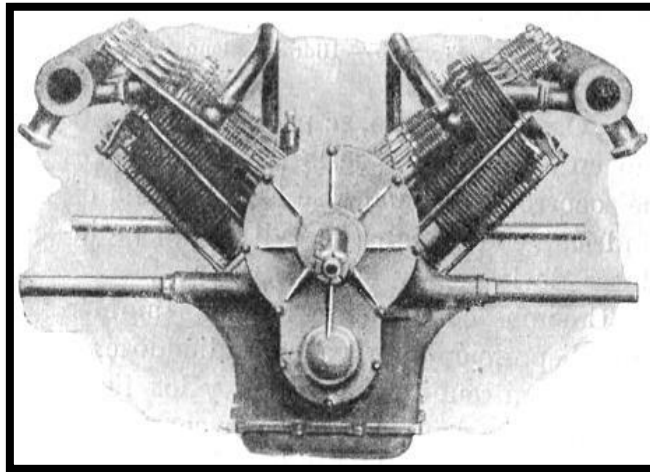


Figura 9:Motor en V

Fuente:(Website, 2013)

2.5.1.3 Motor de cilindros opuestos

Es un caso particular de los motores de cilindros en V. Los cilindros van dispuestos en dos bloques que forman un ángulo de 180° colocados en posición horizontal y en sentidos opuestos que se unen por su base o bancada. La ventaja de esta disposición es que reduce la altura del motor. Existen tres tipos diferentes de motores con cilindros en oposición, en inglés flat-cilindre engine: El motor bóxer, también conocido como el motor de cilindros horizontalmente opuestos. Motor en V de 180° .En aviación

denominado Motor aeronáutico se emplean motores de cilindros opuestos, pero desfasados y se busca que el fallo de un cilindro genere las menores vibraciones posibles. En los motores con cilindros horizontalmente opuestos, el orden de encendido se ha distribuido de forma tal que los pistones en oposición no comparten la misma posición en el cigüeñal y todos están a destiempo: en el motor Bóxer los pistones se alejan y acercan al tiempo del cigüeñal, y en la V de 180° los pistones confrontados se alejan a medida que el otro se acerca al cigüeñal. La diferencia básica consiste en que ocasionalmente, los motores con V en 180° no usan un muñón largo como en el bóxer, sino que las bielas comparten la misma posición en el cigüeñal, haciendo que mientras un pistón se acerca al cigüeñal el otro se aleje, opuesto a lo que sucede en el Boxer en el que los pistones se alejan y acercan al mismo tiempo. La V de 180° se usa en motores de más de 8 cilindros donde ha resultado más efectiva, mientras que el Boxer se usa en pares con menos de 6 cilindros y por ello se han asociado mutuamente como un mismo tipo de disposición. (Website, 2013)



Figura 10:Motor de Cilindros Opuestos

Fuente:(Website, 2013)

2.5.1.4 Motor radial o en estrella

El motor radial o motor estrella es un tipo de disposición del motor de combustión interna, en la cual los cilindros van ubicados radialmente respecto del cigüeñal, formando una estrella como en la figura. Esta

configuración fue muy usada en aviación, sobre todo en grandes aviones civiles y militares, hasta la aparición del motor a reacción.

La idea de motor radial es muy simple, que toma los pistones y los organiza en un círculo alrededor del cigüeñal. Los motores radiales suelen tener entre tres y nueve cilindros. El motor radial tiene el mismo tipo de pistones, válvulas y bujías que cualquier motor de cuatro tiempos. En este motor los pistones van conectados por un mecanismo de biela - manivela, distinto de los motores en línea. Uno de los pistones está conectado a una biela más grande que las demás llamada biela principal, que a su vez está conectada directamente con el cigüeñal. Los otros pistones están conectados a bielas más pequeñas que están conectadas a la biela principal o biela maestra. Al conjunto de pistones, biela maestra y bielas secundarias se le conoce como estrella. El número de pistones de una estrella es generalmente impar, pues así el orden de encendido minimiza las vibraciones. (Jewell, 2010)



Figura 11:Motor Radial o Estrella

Fuente:(Jewell, 2010)

2.5.2 Motores a reacción

Históricamente han existido tres tipos de empuje por reacción, sin embargo, el que tuvo más éxito operativo fue el turboreactor. Los otros dos tipos son el Pulsorreactor desarrollado en Alemania durante la Segunda guerra mundial para el conocido y funesto programa V1 y el

Estatorreactor ó Ramjet, el cual, funciona únicamente a partir de velocidades supersónicas. Por eso aviones con estator reactores requieren que un turbo reactor eleve la velocidad de paso de aire a más de 1 Mach (velocidad del sonido) para poder impulsar una gran masa de aire que entra a alta presión y temperatura en combustión con combustible inyectado para llegar a velocidades mayores. Aviones de ese tipo se desarrollaron en los años 50 como el Griffon de Dassault Aviación (Francia) o el mucho más conocido Lockheed SR-71 Blackbird (USA) nunca derivado en el cielo soviético durante sus misiones de reconocimiento y espionaje ya que volaba más rápido que los misiles de intercepción utilizados en esos tiempos (Mach 3,5). Hoy no existentes aviones operacionales que usen estatorreactores, pero sigue siendo un tema de desarrollo como lo demuestra por ejemplo el demostrador X-43 (voló a casi Mach 10 en 2004) que prefigura lo que podría ser el bombardero hipersónico del futuro americano conocidos con los códigos Aurora en el pasado y Falcón estos últimos años.

El grupo de turbo reactores son los motores empleados habitualmente en aviones comerciales, aviones privados de largo alcance y helicópteros (excepto los pequeños que tiene aún motores alternativos) debido a su gran entrega de potencia. Su funcionamiento es relativamente más simple que el de los motores recíprocos, sin embargo, las técnicas de fabricación, componentes y materiales son mucho más complejos ya que están expuestos a elevadas temperaturas y condiciones de operación muy diferentes en cuanto a altitud, rendimiento, y velocidad interna de los mecanismos.

El núcleo de estos motores es una turbina de gas que, mediante la expansión de gases por combustión, produce un chorro de gas que propulsa la aeronave directamente (turbojet, mono flujo) o mueve otros mecanismos que generan el empuje propulsor (el fan del turbofan, doble flujo o la hélice de un turbopropulsor).

Los turbo reactores generalmente se dividen en zonas de componentes principales que van a lo largo del motor, desde la entrada hasta la salida del

aire: en la zona de admisión se aloja por lo general una entrada o colector con un compresor de baja compresión y un compresor de alta compresión, en la zona de combustión es donde se inyecta el combustible y se quema en la cámara de combustión mezclado con el aire comprimido de la entrada; esto resulta en una alta entrega de flujo de gases que hace accionar finalmente una turbina (el "corazón" del motor). Por último, en la salida se halla la tobera de escape que es la que dirige el flujo de gases producido por la combustión. (Comeflywithme, 2014)

2.5.2.1 Motor Turborreactor o turbojet

Turborreactor (en inglés: turbojet) es el tipo más antiguo de los motores de reacción de propósito general. El concepto fue desarrollado en motores prácticos a finales de los años 1930, de manera independiente por dos ingenieros, Frank Whittle en el Reino Unido y Hans von Ohain en Alemania; aunque el reconocimiento de crear el primer turborreactor se le da Whittle por ser el primero en concebir, describir formalmente, patentar y construir un motor funcional. Von Ohain, en cambio, fue el primero en utilizar el turborreactor para propulsar un avión.

Un turborreactor consiste en una entrada de aire, un compresor de aire, una cámara de combustión, una turbina de gas (que mueve el compresor del aire) y una tobera. El aire entra comprimido en la cámara, se calienta y expande por la combustión del combustible y entonces es expulsado a través de la turbina hacia la tobera siendo acelerado a altas velocidades para proporcionar la propulsión.

Los turborreactores son bastante ineficientes (si se vuela por debajo de velocidades Mach 2) y muy ruidosos. La mayoría de los aviones modernos usan en su lugar motores turbofán por razones económicas. No obstante, los turborreactores todavía son muy comunes en misiles de crucero de medio alcance, debido a su gran velocidad de escape, baja área frontal y relativa simplicidad.

- **Motor TURBORREACTOR:** utilizado en aviones caza de combate como el F-16
- **VENTAJAS:** Simplicidad del diseño, eficiente a velocidades supersónicas
- **DESVENTAJAS:** Diseño básico, sin mejorar en rendimiento y potencia en vuelo subsónico, relativamente ruidoso. (Website, 2013)

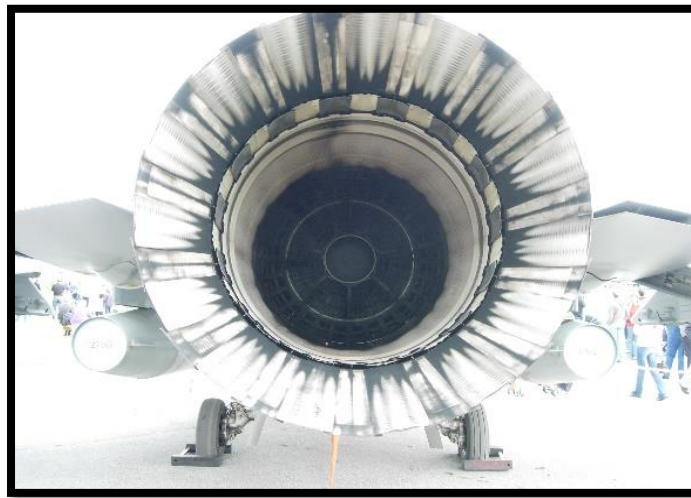


Figura 12:Motor Turbo reactor

Fuente:(Website, 2013)

2.5.2.2 Motor Turbohélice o turboprop

El tipo de motor denominado turbohélice (en inglés: *turboprop*) tiene montada delante del reactor una hélice Propulsada por una segunda turbina, denominada turbina libre, o por etapas adicionales de la turbina que mueve el compresor (tipo eje fijo). Los motores turbohélice son similares a los motores a reacción convencionales los de tipo turbo fan que montan la mayoría de los aviones de pasajeros en los que sin embargo la fuerza de empuje de los gases se utiliza para mover las hélices. En estos motores el empuje que proporciona el chorro es mínimo. La ventaja de los motores turbohélices es que son mucho más eficientes, con consumos en torno a unos 30% por ciento menores, lo que representa un consumo por pasajero y

kilómetro inferior al de un automóvil y ligeramente por encima del tren, siempre refiriéndose a trayectos de corto alcance, en general vuelos regionales. Además, las nuevas generaciones han mejorado mucho el ruido procedente de las hélices. Alrededor de un 90 % de la energía de los gases expandidos se absorbe en la parte de la turbina que mueve la hélice y el 10 % restante se emplea para acelerar el chorro de gases de escape. Esto hace que el chorro solo suponga una pequeña parte del empuje total.

El turbohélice más potente del mundo es el nk-12MA produce 15000HP. Es **Motor Turbohélices** utilizado en aviones como el ATR. (Göde, 2016)



Figura 13: Motor Turbohélice

Fuente:(Göde, 2016)

2.5.2.3 Motor Turbofan

Estos son un tipo de motores a reacción que se caracterizan por disponer de un ventilador o fan en la parte frontal del motor. El aire entrante se divide en dos caminos: flujo de aire primario y flujo secundario o flujo derivado (*bypass*). El flujo primario penetra al núcleo del motor (compresores y turbinas) y el flujo secundario se deriva a un conducto anular exterior y concéntrico con el núcleo.

- **Turbofán de bajo índice de derivación:** Posee entre uno y tres ventiladores en la parte frontal que producen parte del empuje de la aeronave. Su porcentaje de *bypass* (desviación del flujo secundario de

fluido). En la actualidad se utilizan mucho en aviación militar y algunas aeronaves comerciales siguen utilizando motores de bajo *bypass* como el MD-83 que usa el Pratt & Whitney JT8D, y el Fokker 100 con el Rolls-Royce Tay.

- **Turbofán de alto índice de derivación:** Estos motores representan una generación más moderna; la mayor parte del empuje motor proviene de un único ventilador situado en la parte delantera del motor y movido por un eje conectado a la última etapa de la turbina del motor. Lo que le hace muy útil para velocidades de crucero entre 600 y 900 km/h. Los usan las aeronaves modernas como el Boeing 777 ó el Airbus 380. (Liébana, 2012)

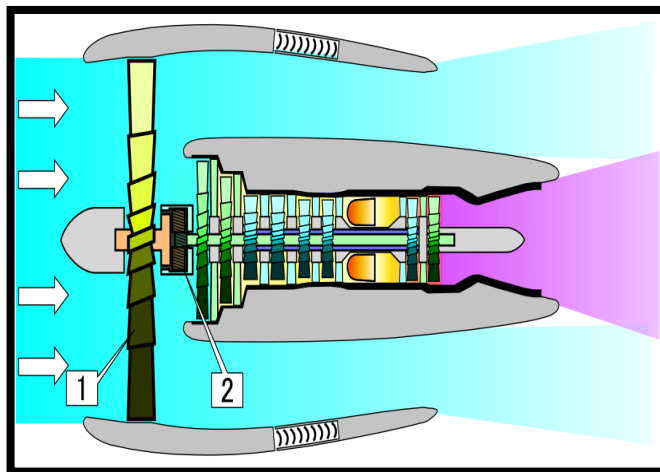


Figura 14:Motor Turbofan

Fuente:(Liébana, 2012)

2.5.2.4 Motor Propfan

Un motor de aviación propfan es una modificación de un turbofan que posee una hélice (en inglés *prop*, abreviatura de *propeller*) colocada fuera de la carcasa del motor, en el mismo eje que los álabes del compresor y la turbina, y por tanto un índice de derivación muy elevado. Es por ello que también son conocidos como unducted fan, UDF o UHB (del inglés Ultra-High-Bypass Turbofan). El diseño está concebido para ofrecer las

prestaciones y velocidad de un turbofan con la economía de funcionamiento de un turbohélice.

Pese a que fue planteado durante la crisis del petróleo de 1979 como una alternativa económica a los motores de la época, no terminó de convencer entre los fabricantes debido al ruido que emiten, las fuertes vibraciones que producen fuselaje el peligro que conlleva el uso de hélices al descubierto, especialmente en caso de desprendimiento.

Existe, no obstante, un modelo de aeronave en servicio con estos motores, el Antonov An-70 con motores propfan Progress D-27, para uso militar.

En los últimos años está volviendo a recuperar cierto interés; General Electric se está planteando equipar al Cessna Citation con estos motores e incluso se baraja la posibilidad de probarlos con prototipos posteriores al Boeing 787 y al Airbus A350. (Liébana, 2012)

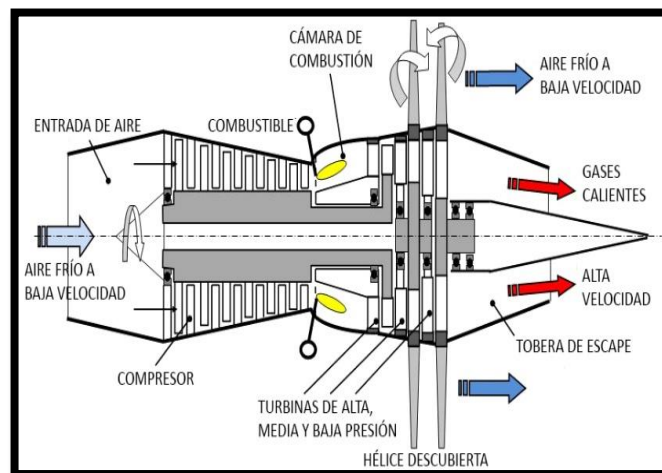


Figura 15:Motor Propfan

Fuente:(Liébana, 2012)

2.5.2.5 Motores cohete

Un Motor cohete (MC) es un motor de reacción (motor de reacción directa) que sirve para propulsar los cohetes y no aprovecha el medio ambiente (aire atmosférico) para su funcionamiento.

En los motores de reacción no solo se transforma la energía suministrada (química, solar, nuclear, eléctrica) en energía mecánica útil, sino que, sin ayuda de ningún dispositivo especial intermedio (propulsor), se crea directamente a fuerza motriz del empuje en la forma de una reacción (expulsión) del chorro de del fluido de trabajo que sale del motor. De modo que un motor de reacción guarda cierta semejanza con una combinación de un motor propiamente dicho y de un propulsor. (Figuroa, 2014)

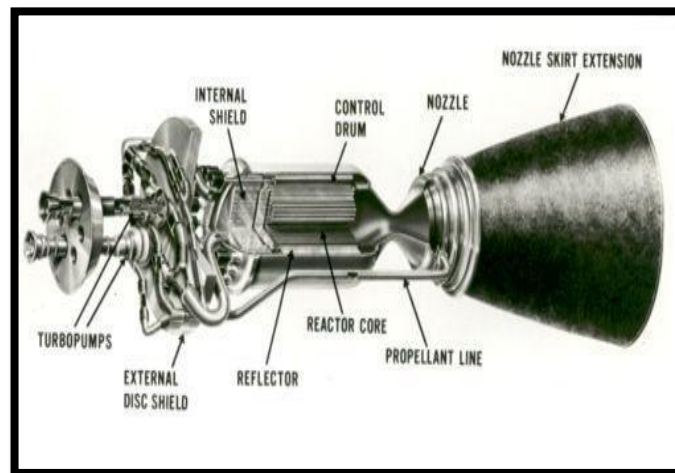


Figura 16:Motor Cohete

Fuente:(Figuroa, 2014)

2.6 Alas en aviación

Los pioneros de la aviación tratando de emular el vuelo de las aves, construyeron todo tipo de artefactos dotados de alas articuladas que generaban corrientes de aire. Solo cuando se construyeron máquinas con alas fijas que surcaban el aire en vez de generarlo, fue posible el vuelo de máquinas más pesadas que el aire. Aunque veremos que hay alas de todos los tipos y formas, todas obedecen a los mismos principios explicados con anterioridad. (Muñoz, 2007)

Por ser la parte más importante de un aeroplano y por ello quizá la más estudiada, es posiblemente también la que más terminología emplee para

distinguir las distintas partes de la misma. A continuación se detalla esta terminología:

2.6.1 Perfil

Es la forma de la sección del ala, es decir lo que veríamos si cortáramos esta transversalmente "como en rodajas". Salvo en el caso de alas rectangulares en que todos los perfiles ("rodajas") son iguales, lo habitual es que los perfiles que componen un ala sean diferentes; se van haciendo más pequeños y estrechos hacia los extremos del ala. (Muñoz, 2007)

2.6.2 Borde de ataque

Es el borde delantero del ala, o sea la línea que une la parte anterior de todos los perfiles que forman el ala; o dicho de otra forma: la parte del ala que primero toma contacto con el flujo de aire. (Muñoz, 2007)

2.6.3 Borde de salida

Es el borde posterior del ala, es decir la línea que une la parte posterior de todos los perfiles del ala; o dicho de otra forma: la parte del ala por donde el flujo de aire perturbado por el ala retorna a la corriente libre. (Muñoz, 2007)

2.6.4 Extradós

Parte superior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida.

2.6.5 Intradós

Parte inferior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida.

2.6.6 Espesor

Distancia máxima entre el extradós y el intradós.

2.6.7 Cuerda

Es la línea recta imaginaria trazada entre los bordes de ataque y de salida de cada perfil.

2.6.8 Cuerda media

Como los perfiles del ala no suelen ser iguales, sino que van disminuyendo hacia los extremos, lo mismo sucede con la cuerda de cada uno. Por tanto, al tener cada perfil una cuerda distinta, lo normal es hablar de cuerda media. (Muñoz, 2007)

2.6.9 Línea del 25% de la cuerda

Línea imaginaria que se obtendría al unir todos los puntos situados a una distancia del 25% de la longitud de la cuerda de cada perfil, distancia medida comenzando por el borde de ataque. (Muñoz, 2007)

2.6.10 Curvatura

Del ala desde el borde de ataque al de salida. Curvatura superior se refiere a la de la superficie superior (extradós); inferior a la de la superficie inferior (intradós), y curvatura media a la equidistante a ambas superficies. Aunque se puede dar en cifra absoluta, lo normal es que se exprese en % de la cuerda. (Muñoz, 2007)

2.6.11 Superficie alar

Superficie total correspondiente a las alas.

2.6.12 Envergadura

Distancia entre los dos extremos de las alas. Por simple geometría, si multiplicamos la envergadura por la cuerda media debemos obtener la superficie alar. (Muñoz, 2007)

2.6.13 Alargamiento

Cociente entre la envergadura y la cuerda media. Este dato nos dice la relación existente entre la longitud y la anchura del ala (Envergadura/Cuerda media). Por ejemplo; si este cociente fuera 1 estaríamos ante un ala cuadrada de igual longitud que anchura. Obviamente a medida que este valor se hace más elevado el ala es más larga y estrecha. Este cociente afecta a la resistencia inducida de forma que: a mayor alargamiento menor resistencia inducida. Las alas cortas y anchas son fáciles de construir y muy resistentes pero generan mucha resistencia; por el contrario las alas alargadas y estrechas generan poca resistencia pero son difíciles de construir y presentan problemas estructurales. (Muñoz, 2007)

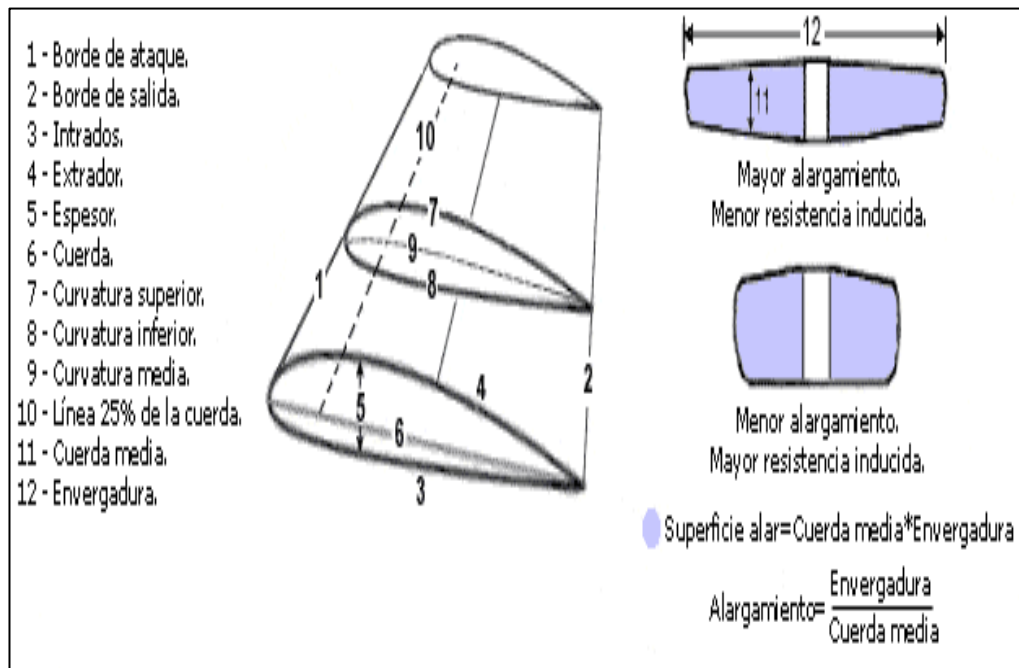


Figura 17: Alargamiento

Fuente: (Muñoz, 2007)

2.6.14 Flecha

Angulo que forman las alas (más concretamente la línea del 25% de la cuerda) respecto del eje transversal del avión. La flecha puede ser positiva (extremos de las alas orientados hacia atrás respecto a la raíz o encastre, que es lo habitual), neutra, o negativa (extremos adelantados). Para tener

una idea más gráfica, pongamos nuestros brazos en cruz como si fueran unas alas; en esta posición tienen flecha nula, si los echamos hacia atrás tienen flecha positiva, y si los echamos hacia delante tienen flecha negativa. (Muñoz, 2007)

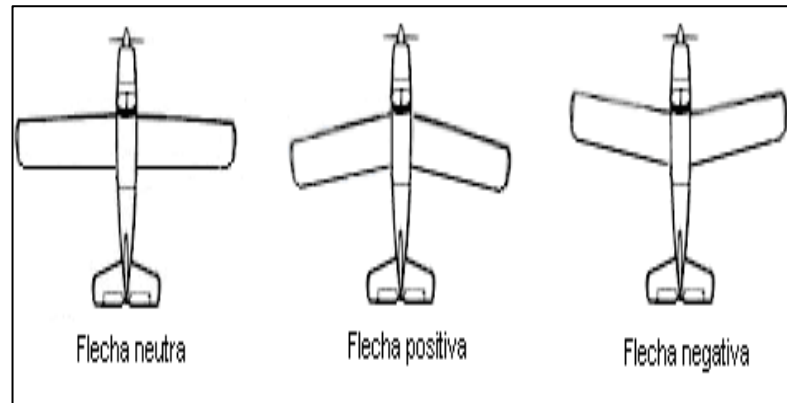


Figura 18: Tipo de Flechas

Fuente:(Muñoz, 2007)

2.6.15 Diedro

Visto el avión de frente, ángulo en forma de "V" que forman las alas con respecto al horizonte. El ángulo diedro puede ser positivo, neutro, o negativo. Volviendo a nuestros brazos en cruz, en posición normal tenemos diedro neutro, si los subimos tienen diedro positivo y si los bajamos tienen diedro negativo. (Muñoz, 2007)

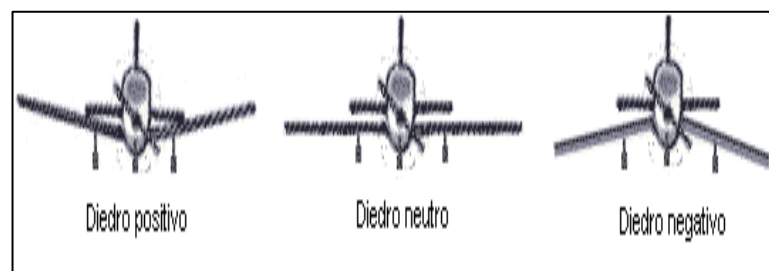


Figura 19: Diedros

Fuente:(Muñoz, 2007)

2.6.16 Forma

Las alas pueden tener las formas más variadas: estrechándose hacia los extremos (tapered) o recta (straight), en la parte del borde de ataque (leading) o del borde de salida (trailing), o cualquier combinación de estas; en forma de delta, en flecha, etc. Si la velocidad es el factor principal, un ala "tapered" es más eficiente que una rectangular (straight) porque produce menos resistencia; pero un ala "tapered" tiene peores características en la pérdida salvo que tenga torsión (ángulo de incidencia decreciente hacia el borde del ala). (Muñoz, 2007)

Según la colocación de las alas en el fuselaje, los aviones son de plano alto, plano medio, o plano bajo. Asimismo, según el número de pares de alas, los aviones son monoplanos, biplanos, triplanos, etc. También se distinguen alas de geometría fija (la gran mayoría), de geometría variable (que pueden variar su flecha), y alas de incidencia variable (que pueden variar su ángulo de incidencia). Estos dos últimos tipos son de aplicación casi exclusiva en aviones militares. Las alas pueden estar fijadas al fuselaje mediante montantes y voladizos, con ayuda de cables, o estar fijadas sin montantes externos ni ayuda de cables (alas cantilever, también llamadas "ala en voladizo" o "ala en ménsula"). (Muñoz, 2007)



Figura 20: Forma de la ubicación de las alas

Fuente:(Muñoz, 2007)

2.7 Clasificación de las aeronaves en función de las características externas de las alas

Otro modo de clasificar los diferentes tipos de aeronaves consiste en su diferenciación en función de sus características externas de las alas. Así pues, se puede efectuar una clasificación en función de la situación del ala en la aeronave, el número de alas que posee, el tipo ala y su flecha (forma en planta). (Figueroa, 2014)

2.7.1 Situación del ala

Las aeronaves se pueden clasificar en función de la situación del encastramiento del ala en la parte alta, media o baja de su fuselaje.

2.7.1.1 Ala alta

El ala se encuentra instalada en la parte superior del fuselaje. Útil para aeronaves que requieran despegar en pistas cortas (aeronaves STOL). Este tipo de ala facilita la maniobrabilidad. Las aeronaves de ala alta no suelen necesitar un tren de aterrizaje de gran tamaño, aunque tienen la contrapartida de tener problemas en la zona del fuselaje donde se encuentra situada el ala, ya que el espacio para instalarla es reducido. (Figueroa, 2014)

2.7.1.2 Ala media

El ala se encuentra situada en la parte media del fuselaje, de modo que proporcionan una estabilidad y maniobrabilidad medias. Típica de los cazas militares. (Figueroa, 2014)

2.7.1.3 Ala baja

El ala se encuentra situada en la parte inferior del fuselaje. Este tipo de ala es la más utilizada en los aviones comerciales. Con este tipo de ala es necesario tener un tren de aterrizaje grande. (Figueroa, 2014)

2.7.1.4 Ala Parasol

El ala se encuentra montada sobre el fuselaje. Esta configuración es muy infrecuente en la actualidad. (Figuroa, 2014)

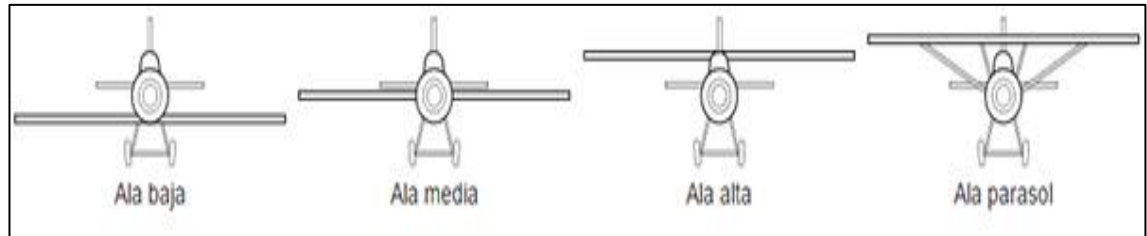


Figura 21:Tipo de Ala

Fuente:(Figuroa, 2014)

2.7.2 N° de alas

En función del número de alas que poseen, las aeronaves se pueden clasificar en monoplanos, biplanos y triplanos:

2.7.2.1 Monoplano

Son aeronaves que constan de una sola ala. Dicha ala proporciona la estabilidad y elevación suficiente para el vuelo. (Figuroa, 2014)



Figura 22:Alas Monoplano

Fuente:(Figuroa, 2014)

2.7.2.2 Biplano

Son aeronaves que constan de dos grupos de alas montadas encima y debajo del fuselaje y unidas entre sí mediante una estructura en forma de rejilla. Generalmente ambas alas tienen la misma envergadura. (Figueroa, 2014)



Figura 23: Biplano

Fuente:(Figueroa, 2014)

2.7.2.3 Triplano

Son aeronaves que constan de tres grupos de alas del mismo tamaño, montados uno encima del otro. Los triplanos fueron poco utilizados debido a que rara vez ofrecían prestaciones superiores a los biplanos. (Figueroa, 2014)



Figura 24: Triplano

Fuente:(Figueroa, 2014)

2.7.3 Forma de la planta del ala

Se pueden diferenciar los siguientes tipos de ala por su forma/flecha:

2.7.3.1 Rectangular o recta

Típica de las avionetas, se trata de un ala con forma de rectángulo. Muy barata y fácil de construir. (Figuroa, 2014)



Figura 25:Ala Recta

Fuente:(Figuroa, 2014)

2.7.3.2 Trapezoidal

Típica de avionetas, es un ala en la cual la anchura de la raíz a la punta se reduce progresivamente dándole una forma trapezoidal. Es más eficiente que el ala recta (Figuroa, 2014)



Figura 26:Ala Trapezoidal

Fuente:(Figuroa, 2014)

2.7.3.3 Elíptica

Ala que minimiza la resistencia inducida. Típica de algunos cazas de la Segunda Guerra Mundial. (Figueroa, 2014)



Figura 27:Ala Elíptica

Fuente:(Figueroa, 2014)

2.7.3.4 Flecha

El ala forma un ángulo no recto con el fuselaje. Típica de aviones diseñados para vuelo en régimen subsónico alto. (Figueroa, 2014)

Existen los siguientes tipos de flecha:

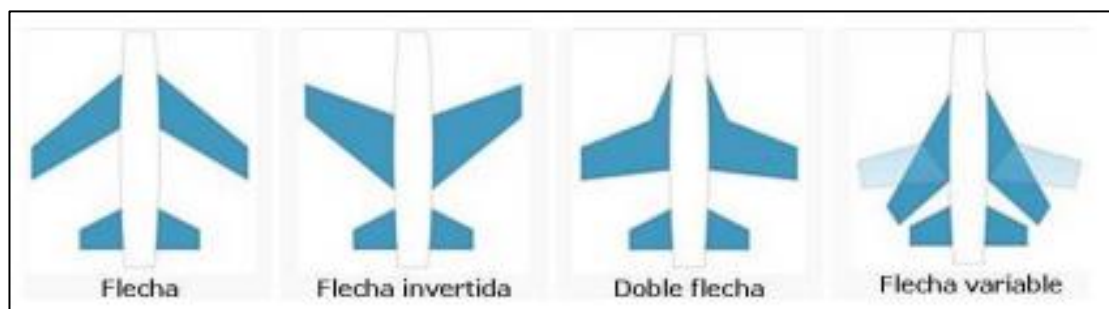


Figura 28:Tipos de Flecha

Fuente:(Figueroa, 2014)

2.7.3.5 Delta

Este tipo de ala está diseñado para proporcionar sustentación en altos ángulos de ataque, además de mejorar las prestaciones de las aeronaves a

velocidades supersónicas. Se utiliza primordialmente en aviones militares. (Figuroa, 2014)

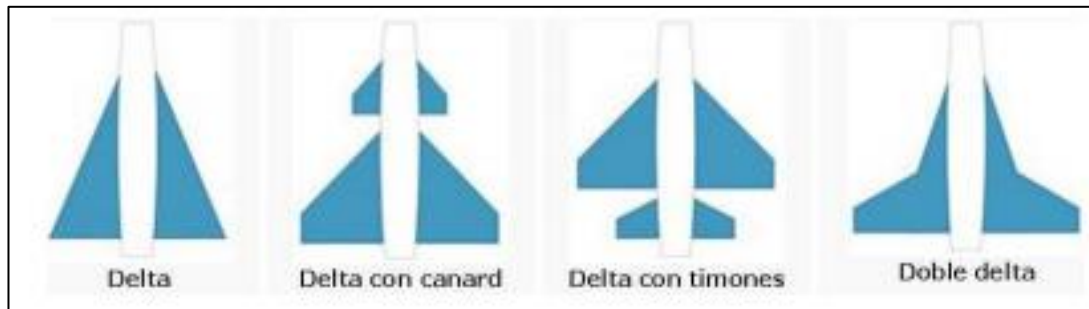


Figura 29. Tipos de Delta

Fuente:(Figuroa, 2014)

CAPITULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Preliminares

En descripción del siguiente capítulo se mencionan los procedimientos que se realizó para el desmontaje y montaje del motor y ala izquierda, y el traslado del AVION JET HAWKER SIDDLEY HS 125-400 y sus distintas partes hasta el campus de la UGT, y las normas de precaución para evitar daños. Se adapto todo el conocimiento adquiridos en la Unidad de Gestión de Tecnologías y por medio de la ayuda de la tutoría del Tlgo. Johnatan Valencia encargado de este proyecto para el adecuado uso y manejo en este tipo de tareas. Este proyecto de graduación es con la finalidad de proporcionar un nuevo medio de estudio para la institución y futuros mecánicos aeronáuticos que sea de ayuda para el aprendizaje teórico y práctico de los docentes y estudiantes.

3.2 Medidas de seguridad:

- Utilización de equipos de protección personal
- Señalética de precaución e identificación para la aeronave
- Uso de escaleras y herramientas para el trabajo a realizarse
- Medidas de seguridad para el equipo de apoyo en tierra

3.3 Herramientas y equipos utilizados para el desmontaje y montaje del motor y ala izquierda, y traslado hasta el campus de la UGT:

- Grúa
- Teclé eléctrico (**ANEXO A**)
- Planta externa eléctrica para el funcionamiento del teclé
- Teclé manual con sus debidas cadenas de isaje
- Eslinga
- Fajas anchas
- Cadenas de fuerza q soporten 1.200 lb

- Cama móvil
- Soportes del avión (Hechos a la medida de la aeronave)
- 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 izquierda del avión HAWKER SIDDELEY HS 125-400

3.4.1 Procedimientos para el desmontaje del motor izquierdo

1. Organizar los equipos de izaje y elevación para el motor para lo cual realizó la coordinación con en el ALA DE TRANSPORTE Nro. 11, los cuales nos facilitaron el teclé ubicado en sus plataformas y la planta externa eléctrica para el funcionamiento del mismo.
2. Preparamos y adecuamos un soporte vacío y móvil para la ubicación del motor y posterior traslado a la UNIDAD DE GESTION DE TECNOLOGIA – ESPE
3. Colocar y preparar el avión.
 - a) Se aplicó los frenos y se bloqueó el sistema de las ruedas de la aeronave para evitar q este se mueva al momento del desmontaje de la misma manera se ubicó los gatos hidráulicos

en los puntos mencionados en el manual de la aeronave con esto evitamos el desbalanceo de la aeronave al retirar el motor.

- b) Se aseguró que los componentes tanto como las entradas de aire como las válvulas estén en su posición antes y después del desmontaje de los cowling.
- c) Comprobar que los colectores de combustible LP y HP están desconectados o apagados. Aislar las fuentes de alimentación eléctrica a las unidades de encendido de alta energía. **(ANEXO A)**

NOTA: El avión debido a las condiciones y al tiempo que pasó inoperativo este se encontraba desenergizado por lo cual no se corrió riesgo al momento del desmontaje de componentes eléctricos, pero de la misma manera se realizó los procedimientos con el mayor cuidado para evitar el daño de cables y enchufes eléctricos.



Figura 30:Motor izquierdo del avión Hawker HS 125-400

4. Descubrir el motor.

- a) Se abrió los dos cowlings los cuales estaba sujetos por tapas con pernos de media vuelta.
- 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 carenajes superior e inferior de los paneles del carenado de unión.



Figura 31:Motor descubierto

5. Colocar una bandeja para el goteo debajo de motor. Esta bandeja se colocó para evitar el derrame de combustible y aceite en el área de trabajo y evitar posibles accidentes.
6. Aislar todas las fuentes eléctricas de alimentación del motor para que no ingrese objetos extraños a los componentes y se produzcan daños a los mismos al momento del montaje del motor. **(ANEXO A)**

3.4.1.1 Desconexión de conexiones eléctricas

1. Desconectar los cables del arrancador / generador y posteriormente colocarlos aislados del motor.
2. Desconectar los dos arneses de seguridad de la parte superior del motor y liberar los cables y el seguro de clip del motor.
3. Desconectar los cuatro cables ubicados en la pared de fuego los cuales están ubicados uno en la parte superior, uno en la parte baja trasera del motor, y los dos restantes en la parte derecha e izquierda del mismo.
4. Desconectar los conductores del encendedor de ambos enchufes.
5. Desconectar el conjunto de abrazaderas ubicada debajo del motor los cuales aseguran los cables de encendido a la pared de fuego.

6. Desconectar los cables del sistema de sobrecalentamiento de la turbina del bloque ubicado debajo de la sección central del motor, y ubicamos nuevamente las arandelas y las tuercas.
7. Mover y aislar el cableado eléctrico del motor.
8. Desconectar el arnés del termopar de ambos bloques de terminales ubicados en el carenaje del avión.
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 los ductos de extinción del anillo pulverizador.
 - a) Se desconectó la manguera ubicada alrededor de la cubierta de la nariz.
2. Desconectar los ductos y tubos de aire de cabina.
 - a) Se removió el pasador de liberación rápida y se liberó el tubo hacia abajo, separado del acoplamiento del motor se colocó un tapón en la abertura para su seguridad.
3. Aflojar las abrazaderas y desinstalamos la manguera de la tubería de ventilación de la caja de admisión de aire.
4. Desacoplar la manguera de alimentación de combustible que va dirigida al filtro.
5. Desconectar el acelerador y los controles de paso de combustible en los extremos inferiores de las varillas verticales. **(ANEXO A)**



Figura 32: Desconexión de la palanca del acelerador

6. Desconectar de las líneas y ductos hidráulicos

- a) Primero se constató que el reservorio hidráulico este vacío al momento de desconectar las tuberías, pero debido al tiempo de inoperatividad no se encontró ningún liquido hidráulico en su interior.
- b) Se desinstalaron las dos tuberías hidráulicas que se ubicaban en la parte inferior del motor y están unidas al fuselaje, teniendo cuidado al momento de desconectar las tuberías que no se derrame aceite sobrante.



Figura 33:Tuberías Hidráulicas

- c) Luego de desconectar las tuberías, se tapó las entradas de las mangueras para que no se derrame aceite sobrante.

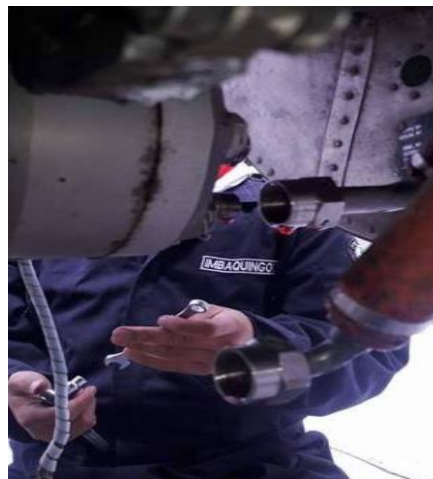


Figura 34:Tuberías desconectadas

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 35: Eslinga del motor

2. Conectar la eslinga a los puntos de fijación ubicados en la parte delantera y trasera del motor.

Se sujetó al motor utilizando fajas en la parte delantera y posterior para equilibrar el peso al desmontaje.

Una vez colocadas las fajas, se unieron a los ganchos de la eslinga.



Figura 36: Colocación de la eslinga al motor

3. Ubicación para la puesta del motor

Se buscó un sitio adecuado para la colocación del motor y posterior traslado a la Unidad De Gestión de Tecnologías para su montaje nuevamente.

4. Conectar la eslinga al gancho del tecele.



Figura 37:Tecele Eléctrico

Se elevo el gancho del tecele con la eslinga conectada hasta una altura determinada para q la eslinga y el tecele se tensarán y poder desmontar el motor sin problemas.



Figura 38:Acoplamiento del tecele a la eslinga

5. Desconectar el montante frontal.

6. Desmontar los pernos de sujeción principales de montaje del motor
(ANEXO A)

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

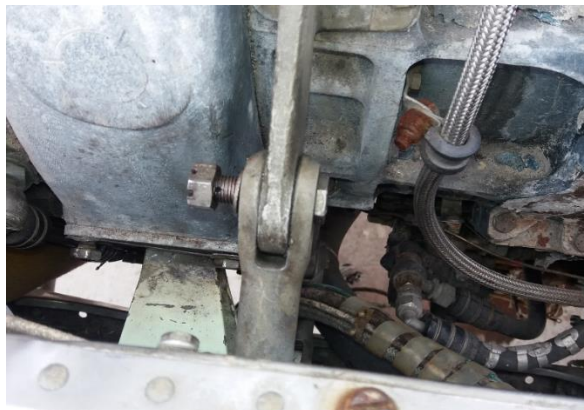


Figura 39: Perno principal superior de montaje del motor



Figura 40: Perno principal inferior de montaje del motor

7. Separar el motor lejos del carenaje de unión para desenganchar el muñón del montante principal y poderlo extraer con facilidad.



Figura 41:Muñón de montante principal

Una vez desenganchado el motor del muñón del montante principal, se haló el motor con sumo cuidado para su desmontaje completo.

8. Mover el motor a una distancia adecuada para su traslado.

Con el motor totalmente desinstalado, se movió el motor y el tecele para evitar que por acción de péndulo golpe el fuselaje del avión y no ocasione daños estructurales.



Figura 42:Motor Desmontado

9. Designar un espacio de inspección para el motor y todos los componentes que hemos desinstalados.

- a) Antes de ubicar el motor sobre su superficie para el traslado, se revisó que el motor y ningún componente del mismo 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 43:Desmontaje del motor

10. Desmontaje de la eslinga al finalizar el proceso.

3.4.1.4 Traslado de los motores hacia el campus de la UGT

Los motores se aseguraron con fajas para evitar su daño y se trasladaron hasta el campus de la UGT y luego se colocaron en las posiciones adecuadas donde posteriormente se colocarían nuevamente en la aeronave.



Figura 44:Transporte del motor hacia el campus de la UGT

3.4.2 Procedimientos para el desmontaje del ala izquierda

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

Se ubicaron los puntos específicos de anclaje donde se deben apoyar 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 hidráulicos en los puntos indicados se procedió a levantar hasta apoyar el avión sobre estos y dejar a la aeronave a una altura adecuada para el desmontaje.

Se ubicaron dos 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 soportes y distribuir el peso en los mismos



Figura 45: Colocación del soporte delantero del avión

Al momento de subir los gatos hidráulicos se coordinó para que al momento de levantarlo el peso se distribuya en los cuatro gatos.



Figura 46: Colocación del soporte posterior del avión

Una vez colocado los soportes y levantado el aeronave se dejó los gatos hidráulicos como medida de seguridad.



Figura 47: Avión colocado sobre los soportes

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

- Remover el fairing lateral izquierdo que nos da acceso a los montantes del ala.



Figura 48: Fairing Lateral Superior

- Se ubico los tornillos que unen el fairing con el fuselaje primero se procedió a despintar la cabeza de los tornillos para posteriormente usas un aceiite de lubricación y remosion de oxido y grasa y desmontarlos con facilidad.

- En la parte inferior del fairing se desmontó con cuidado ya que este tenía una varilla en la parte inferior para su sujeción al fuselaje.
- Se retiró la línea de sellante que estaba entre el fairing y el fuselaje.
- Para poder acceder a los seis montantes que unen el fuselaje y el ala de la aeronave se desinstalo el fairing. **(ANEXO C)**



Figura 49:Desmontaje de los paneles de acceso del fairing lateral

- Una vez desmontado los pequeños brazos que unían al fairing se lo retiro para tener acceso a los ductos y cañerías del avión.



Figura 50:Desmontaje del fairing lateral

- Con el fairing retirado se observó una cantidad de ductos hidráulicos , de combustible y cables eléctricos los cuales de dejarlos ahí se dañarían al momento del desmontaje por lo que se procedía a

desinstalarlos cada uno con una identificación para no confundirse al instalado nuevamente.

- Desinstalar el fairing central de la aeronave.



Figura 51:Fairing Central

- Se desinstalo el fairing central de la aeronave para lo cual se realizó el mismo procedimiento que con el fairing lateral.
- Se identificó los cuatro puntos de unidos del fuselaje con la aeronave dos en la parte delantera y dos en la parte trasera del ala los mismos que estaban unidos por medios de pernos los cuales estaban sujetos con tuercas de castilla y pasadores.
- Una vez desconectados todos los accesorios del panel central se verifico que cada ducto esté libre de residuos y sobrantes de aceite y combustible.
- Después de desmontar el fairing se eliminó el sellante que unía al fairing con el ala
- Por último, se retiró el fairing con mucho cuidado para evitar q se dañe el mismo o algún ducto que se encontraban en su interior.

(ANEXO C)

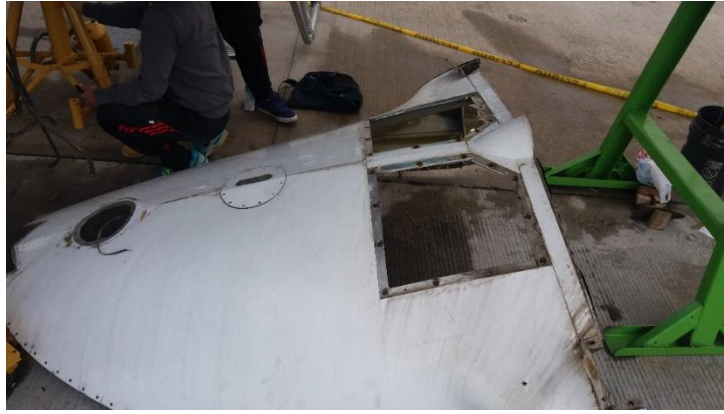


Figura 52: Fairing Central desmontado

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

Realizamos el corte del alambre de freno de las cañerías hidráulicas del tren de aterrizaje izquierdo luego se realizó la desconexión de las cañerías hidráulicas del ala izquierda

Una vez retirado los frenados procedemos a la identificación de las cañerías en ambos extremos.



Figura 53: Identificación de las cañerías hidráulicas

Se realizó la desconexión de la cañería de combustible luego de desconectar los cables a tierra para mayor facilidad se realizó con la ayuda de un compañero y facilitar de desconexión.



Figura 54:Desconexión de la cañería de combustible

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



Figura 55: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 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 controles de los alerones, flaps y frenos de aire porque los cables estaban conectados y ubicados por el piso del avión y seguían hasta el interior de las alas.

1. Desconexión de los controles de vuelo

- Se desmontó las tapas que estaban en el piso en el interior del avión para para facilitar el acceso a los cables y turnbuckles que conformaban los controles de vuelo.

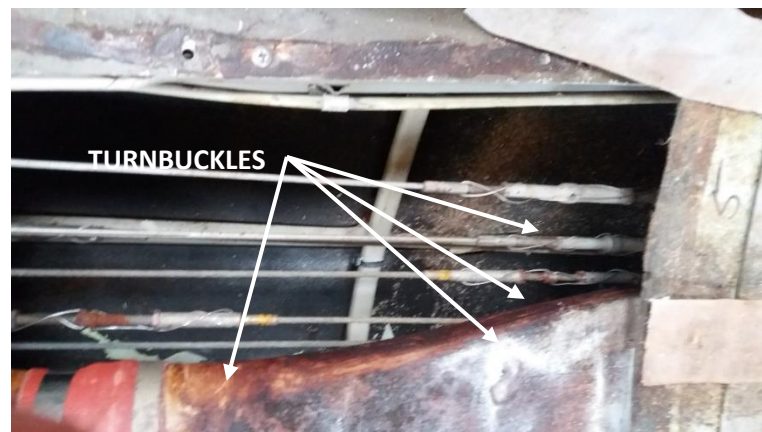


Figura 56: Ubicación de los turnbuckles de los cables de los controles de vuelo

- Mediante el movimiento de las palancas de control y la cabrilla se observó que componentes se movían cuando se accionaba cada uno de los controles de vuelo y se identificó para su desconexión. **(ANEXO D)**
- Se retiró el alambre de freno de las uniones de ajuste de los cables en los turnbuckles y se desconectó con cuidado para evitar la sobretensión de los cables ya que esto podría provocar accidentes.



Figura 57: Corte del alambre de freno de los turnbuckles de los cables

- Se realizó la desinstalación de los turnbuckles de los controles de vuelo.



Figura 58: Turnbuckles desconectados

- Una vez desconectados los cables y turnbuckles se utilizó alambre galvanizado para utilizarlos como guías y así no perder el recorrido de los cables hasta sus uniones y se realizó la identificación de los cables para facilitar su conexión.

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



Figura 59:Desmontaje de la polea de los cables del flap

- Para el control de los flaps a parte de los cables, también eran controlados por dos tubos engranados 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 60:Tubo de torque de control del flap

- Se desconectó los terminales de los tubos para su desmontaje.



Figura 61: Engrane cónico del tubo de torque de control

- Una vez con todos los cables desconectados y colocados los alambres de guía, se halaban los cables para que no estén unidos a las alas al momento de desmontar las mismas.

3.4.2.5 Retracción de los trenes de aterrizaje

Para el desmontaje y posterior traslado de las alas se procedió a guardar el tren de aterrizaje principal en sus alojamientos ubicados en la parte inferior de las alas para lo cual se realizó los siguientes pasos.

1. Desmontamos las puertas de alojamiento para elevar los trenes principales.
2. Para la retracción y aseguramiento del tren principal realizamos los procedimientos adecuados.
3. Para realizar este trabajo debemos apoyar el aeronave en el soportes con una altura mínima de 20 cm del suelo a los neumáticos.
4. Se removió los tres pernos que unían el brazo articulado a la palanca de extensión del tren de aterrizaje.



Figura 62:Desinstalación de los pernos del brazo articulado del tren de aterrizaje principal

- Las puertas de alojamiento de los trenes de aterrizaje estaban conectadas por un mecanismo a los trenes ya que estos se retraían con el movimiento de los mismos, para su extracción se desinstalo los seis pernos con sus tuercas (tres por cada puerta) para dejar libre el espacio de los trenes.
- Se realizó la retracción del tren y con la ayuda de una cuerda para guardarlo y asegurarlo en su alojamiento.



Figura 63:Tren de aterrizaje principal amarrado

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

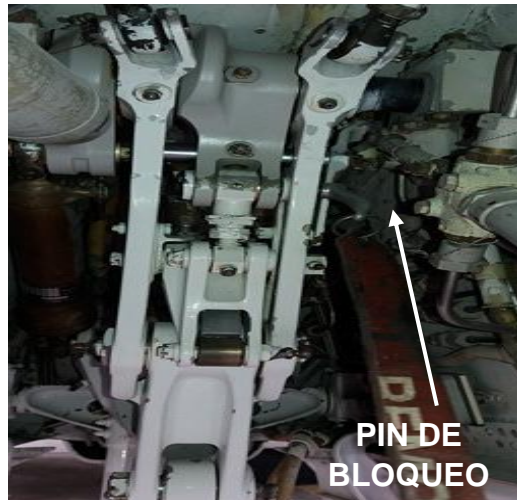


Figura 64: Pin de bloqueo del tren de nariz

- Una vez el pin retirado se retrajo el tren a su alojamiento, teniendo cuidado con las puertas ya que por el mecanismo de aseguramiento se cerraba según como subía el tren.
- Con el tren guardado en su alojamiento, se destapó la nariz del avión donde estaba ubicado el radar para sujetarlo con una soga 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.

- Desmontar las alas del fuselaje.
 - En la parte inferior de las alas están ubicadas las bombas de combustible una por cada lado del ala de la aeronave, para alivianar el peso de las alas, ya que este avión tiene una capacidad de 1400 galones máximo de combustible en los tanques, se desmonto los dos tapones de seguridad de color azul ubicados en las bombas de combustible para drenar todo el combustible restante del depósito.



Figura 65: Tapón de drenaje de combustible

- En la parte superior de las alas se identificó los paneles de acceso (uno por ala) para colocar los soportes de anclaje de las alas. Estos soportes fueron realizados en base al peso establecido de las alas y al soporte máximo del mismo para así contar con la seguridad adecuada en el momento del desmontaje y no presentar ningún inconveniente en el mismo.



Figura 66: Soportes de izaje de las alas

- Con los ganchos de anclaje una vez colocados y asegurados mediante cadenas, se procedió a colocar las cadenas en el gancho de del tecele eléctrico.
- Antes de desinstalar las alas, se preparó los soportes para apoyar las alas después de su desmontaje evitando lo máximo daños en la estructura luego procedimos a ubicar las alas en una

cama móvil debajo de las alas para poder retirarlas de la parte inferior.

- Se ubico el tecle eléctrico diagonal a la aeronave para tensar la cadena que estaba ubicada en los puntos de izaje.



Figura 67:Acoplamiento del tecle a la cadena

- Con el mayor cuidado se comenzó a levantar el brazo del tecle.
- Las alas estaban conectadas por cuatro brazos al fuselaje (dos brazos por cada ala), estos brazos estaban conectados a las alas por pernos con sus respectivas tuercas y un pasador de seguridad en cada perno, para desinstalar los pernos se realizó en forma diagonal para equilibrar el peso y al momento de retirar los pernos se realizó con mucha precaución. **(ANEXO B)**



Figura 68:Brazo de sujeción del ala al fuselaje



Figura 69: Brazo desconectado del fuselaje

- Una vez los cuatro pernos desinstalados, las alas estaban libres y se procedió a bajar con cuidado el brazo del tecele hasta que las alas estén apoyadas con seguridad en la cama móvil, una vez ya se asentó las alas, se desconectó el tecele y la cadena para retirar las alas por la parte inferior de la aeronave.
- Luego que las alas se movieron al lugar donde iban a ser apoyadas, se instaló de nuevo las cadenas y el tecele para levantar las alas de la cama móvil y colocarlas en su lugar de descanso.



Figura 70: Elevación de las alas de la cama móvil



Figura 71:Alas desmontadas

3.4.2.7 Traslado de las alas y fuselaje del avión

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



Figura 72:Elevación de las alas con la grúa

Para el traslado de las alas asta la Unidad de Gestión de Tecnologías Espe se utilizó un cabezal y plataforma para evitar daños en el momento del traslado.



Figura 73:Alas sobre la plataforma cama alta para su traslado

Posteriormente para el traslado del fuselaje se colocó las fajas ubicando el centro de la aeronave y así evitar que esta se balancee en el momento del levantamiento, en este paso se procedió con todas las medidas de seguridad para evitar algún inconveniente.



Figura 74:Levantamiento del fuselaje

En el traslado de la aeronave se procedió a contar con la ayuda de la policía quien cerró las vías para poder trasladar el avión a la Unidad de Gestión de Tecnologías Espe



Figura 75: Transporte del fuselaje del avión al campus de la UGT

Una vez trasladado la aeronave al campus de la UGT con la ayuda de la grúa se colocó las alas y el fuselaje en el lugar donde permanecería y se armaría la aeronave.



Figura 76: Colocación de las alas en el campus de la UGT

Con la ayuda de las grúas y el personal técnico se procedió nuevamente a colocar las alas en el sitio para así poder dejar a la aeronave ubicada en el puesto para completar su instalación.



Figura 77: Colocación del fuselaje en el campus de la UGT

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

3.4.3.1 Instalación de las alas

En primer lugar se procedió a engrasar los vástagos de los cuatro 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 cuatro pernos primero con una fuerza mínima y luego para asegurar permanentemente se usó un torque de 700 lbs.in² en los dos pernos delanteros (diámetro del cuerpo del perno 9/16") y 900 lbs.in² en los dos pernos posteriores (diámetro del cuerpo del perno 5/8"). **(ANEXO E).**



Figura 78: Elevación de las alas para su montaje

Con las alas ya instaladas al fuselaje y el avión se ubicó correctamente sobre los soportes y sus respectivos gatos hidráulicos, se realizó el engrasado de 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 desamarraron las cuerdas que sujetaban los trenes de aterrizaje y se bajaron cuidadosamente, luego se instaló los pernos de las articulaciones del tren de aterrizaje principal para que los trenes queden rígidos al momento de bajar la aeronave de los gatos hidráulicos, se colocó el pin de seguridad del tren de nariz. Con los trenes correctamente instalados se ubicaron nuevamente las puertas del alojamiento de cada tren de aterrizaje.

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

Por último 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 Procedimiento de Instalación del motor

1. Eliminar y limpiar cualquier suciedad u objeto extraño que pudiera haberse acumulado en los cowlings, constatar que el carenaje de unión del motor este igual limpio.
 - a) Se revisó que no haya ningún tipo de objeto extraño o q cualquier líquida haya ingresado a los cowlings y al motor debido a las condiciones climáticas.
2. Se realizó la inspección de los pernos del montante del motor por medio de líquidos penetrantes para esto se realizó los siguientes pasos.
 - a) Realizamos la limpieza de los pernos y las guías de las tuercas
 - b) Se utilizo los líquidos penetrantes en los pernos en primer luego usamos mec para la limpieza posteriormente se usó el penetrante (ZL-27^a).
 - c) Se dejo reposar por 5 minutos para posteriormente limpiar y usas el revelador (ZP-9F).
 - d) Por último, se usó la luz ultravioleta en el cuarto oscuro para la verificación de algún daño.
 - e) Al constatar q no presentaban daños se limpio y se llevó para su instalación. **(ANEXO A)**



Figura 79: Prueba de NDI

3. Revisar que el motor esté completo
 - a) Se verificó que todos los componentes, que están colocados en la lista de construcción del motor estén limpios y listos para el montaje.
4. Trasladar el motor y colocarlo junto a la posición de instalación.
 - a) Se movió el motor junto al avión para luego levantar el motor y colocarlo en su posición.
5. Engrasar los vástagos de los pernos de montaje en la parte delantera, y los pernos de fijación del motor luego revisar el estado del muñón del soporte principal del motor y proceder a engrasarlo. **(ANEXO A)**
 - a) Se engrasaron todos estos componentes para que al momento de las instalaciones sean fácil de unir el motor y a los puntos de montaje en el fuselaje.
6. Comprobar que la instalación de la aeronave esté listas y correctamente instaladas para acoplar correctamente el motor.
 - a) El avión por motivos de seguridad se tuvo que tener frenado y bloqueado para que no se mueva durante el montaje del motor, y se colocó los gatos en las alas por seguridad y que no se retraigan los trenes de aterrizaje.



Figura 80: Avión con las ruedas frenadas y bloqueadas

3.4.3.3 Colocación de la eslinga, elevación y aseguramiento del motor

1. Colocar la eslinga del motor al gancho del tecele.
 - a) Se colocó las fajas alrededor del motor y se conectó la eslinga de izaje a las fajas que abrazaban el motor.
 - b) Se elevo el brazo del tecele, y se verifico q se templaron las fajas y la eslinga.
2. Se procedió a levantar el motor y asegurar en los montantes.
 - a) Se elevo el motor y se colocó cerca al fuselaje y con mucho cuidado q el motor golpee la estructura del motor y del avión.
 - b) Se colocó el motor en el muñón de montaje principal y se revisó de que el acople del montante superior no obstruya el motor.
 - c) Se colocaron los pernos para instalar las conexiones del montante superior e inferior al motor, con un torque de 500 lbs.in² en los dos pernos superiores (diámetro del cuerpo del perno 7/16") y 690 lbs.in² en los dos 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 aseguró con un pasador para evitar q se afloje.
4. Desconectar la eslinga.

- a) Una vez el motor montado y colocados todos sus pernos con sus respectivas tuercas, se desinstalo la eslinga y se removi6 las fajas para retirar el tecele y por 6ltimo se lo movi6 lejos del motor.



Figura 81:Tecele Manual

5. Conectar y verificar los cables el6ctricos del arrancador / generador
 - a) Se ajust6 el protector aislante sobre el bloque de los terminales.
 - b) Se apret6 la abrazadera del soporte del cable ubicado en la base del filtro de combustible.
6. Conectar y asegurar los dos conectores del arn6s
 - a) Se conectaron los acoplamientos en la parte superior del motor.
 - b) Se asegur6 de que los conectores est6n soportados por clips libres del motor.



Figura 82:Conexi6n del arn6s el6ctrica

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)









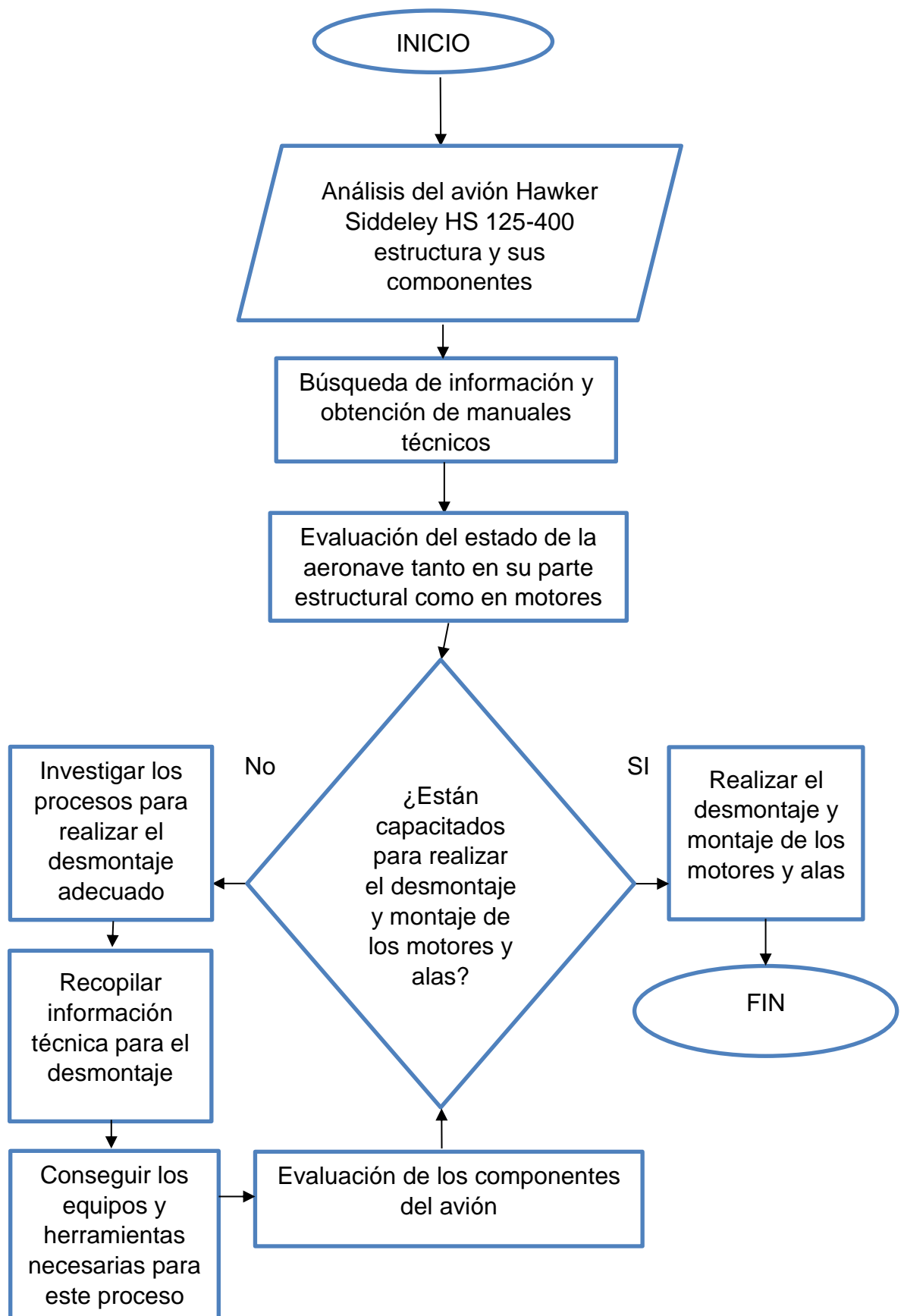
SÍMBOLO	SIGNIFICADO	SÍMBOLO	SIGNIFICADO
	Terminal. Indica el inicio o la terminación del flujo del proceso		Actividad. Representa una actividad llevada a cabo en el proceso.
	Decisión. Indica un punto en el flujo en que se produce una bifurcación del tipo "Sí" – "NO"		Documento. Se refiere a un documento utilizado en el proceso, se utilice, se genere o salga del proceso.
	Multidocumento. Refiere a un conjunto de documentos. Por ejemplo, un expediente que agrupa distintos documentos.		Inspección/ firma. Empleado para aquellas acciones que requieren supervisión (como una firma o "visto bueno")
	Base de datos/ aplicación. Empleado para representar la grabación de datos.		Línea de flujo. Proporciona una indicación sobre el sentido de flujo del proceso.

Figura 83: 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 de un valores promedios que rodeaba 1350 USD pero en el transcurso del mismo se realizaron diversos gastos lo cual vario el presupuesto establecido al inicio.

3.7.1 Análisis de costos

Para el desmontaje, montaje y traslado del ala y motor izquierdo 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 2: Total de costos primarios

Descripción	Cantidad	Valor Unitario (USD)	Valor Total (USD)
Soporte para motor*	2	75	150
Candado	3	5	15
Espanja 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
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
TOTAL			1048,70

3.7.1.2 Costos secundarios

Tabla 3: 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 legalización del avión*	80
4	Varios (Transporte, alimentación)	350
	TOTAL	580

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 4: Total costo del proyecto

N°	Detalle	Valor total (USD)
1	Gastos primarios	1048,70
2	Gastos secundarios	580
	TOTAL	1628,70

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 izquierda 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 comunes y especiales para evitar dañar los componentes del avión.
- 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 para evitar posibles accidentes y daños en el personal de mantenimiento.

GLOSARIO

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.

Arnés: Consiste en un sistema o equipo de protección cuyo fin es detener la caída libre de un individuo, cuyo uso es obligatorio para todo el personal que trabaje a una altura superior de 1.80 metros. Se utiliza cuando el usuario tenga la necesidad de moverse de un lado a otro, en alturas superiores a la establecida como mínima.

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 sobre alimentadores, componentes y accesorios necesarios para su funcionamiento excluyendo las hélices.

Monoplano: Un monoplano es un avión que consta únicamente de una ala alas que le proporcionan la sustentación suficiente para el vuelo, a diferencia de los tetraplanos e icosoplanos.

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 Estupefacientes 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
- 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/
- 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>

ANEXOS

ÍNDICE DE CONTENIDOS

ANEXO A: “Manual de Mantenimiento motor Rolls Royce, Capitulo 71, Desmontaje/Instalación del motor”

ANEXO B: “Catálogo Ilustrado de Partes, Avión Hawker HS 125 Sección 5, Acoples y Brazos de sujeción de las alas”

ANEXO C: “Catálogo Ilustrado de Partes, Avión Hawker HS 125 Sección 5, Fairings”

ANEXO D: “Manual de entrenamiento, Avión Hawker 800 XP, capitulo 15, controles de vuelo”

ANEXO E: “Tabla de valores de torque recomendados”

ANEXO F: “Croquis del recorrido para el traslado del Avión Hawker HS 125-400 hasta el campus de la UGT”

ANEXO G: “Acta de Entrega-Recepción del bien mueble Avión Jet Hawker Siddeley 125”

ANEXO A:

“MANUAL DE MANTENIMIENTO MOTOR ROLLS ROYCE CAPITULO 71, DESMONTAJE/INSTALACION DEL MOTOR”



POWER PLANT - REMOVAL/INSTALLATION

1. Remove power plant

CAUTION : MAINTAIN AN INVENTORY OF ALL TOOLS, STORES AND EQUIPMENT USED BY PERSONS ACTIVELY EMPLOYED ON, OR IN THE VICINITY OF, TURBO-JET ENGINES. THE INGESTION OF SMALL OBJECTS SUCH AS SPLIT PINS MAY SERIOUSLY DAMAGE AN ENGINE. WHENEVER A PIPE OR OTHER COMPONENT IS REMOVED, IMMEDIATELY FIT A BLANK TO THE APERTURE.

A. Prepare to remove power plant

Special tools and equipment

Power plant sling .. 25Y27A

- (1) Arrange for attendance of mobile hoisting gear or ensure aircraft is positioned beneath an overhead hoisting gantry.

NOTE : Hoisting gear must have a 'Safe Working Load' capacity of not less than 1200 lb.

- (2) Prepare and position an empty stand to receive the removed power plant or engine.

NOTE : There are three types of stand : transit, parking and servicing. The latter will carry a complete power plant.

- (3) Position and prepare aircraft.

(a) Apply brakes and chock wheels fore and aft.

NOTE : If aircraft is on jacks, use wing steadies.

(b) Ensure air intake blanks, bleed valve and exhaust covers are fitted both before and after removal of cowlings.

(c) Check that the appropriate LP and HP fuel cocks are off.

- (4) Isolate electrical power supplies to the high energy ignition units (see Chapter 24, GENERAL).

- (5) Disconnect l.t. input to high energy ignition units of power plant to be removed.

WARNING : THE ELECTRICAL DISCHARGE FROM HIGH ENERGY EQUIPMENT IS POTENTIALLY LETHAL. DO NOT HANDLE HT LEADS OR IGNITER PLUGS FOR AT LEAST ONE MINUTE AFTER DISCONNECTION OF LT INPUT.

- (6) Uncowl the power plant.

(a) Open both hinged cowls.

...Remove power plant continued

- (b) Disconnect cooling air inlet at starter/generator.
- (c) Remove bottom front cowl.
- (d) Left engine only - Disconnect breather hose from bottom front cowl.
- (e) Remove inboard hinged cowl.
- (f) Right engine only - Disconnect a.c. generator cooling air inlet and, Mod 25/1911 only, drain from flush air inlet from top cowl.
- (g) Remove top cowl and outboard hinged cowl together.
- (h) Remove the top and bottom fillet shroud panels.

CAUTION : 1. DO NOT ATTEMPT TO REMOVE THE JET PIPE COWL UNTIL THE THERMOCOUPLE LEADS HAVE BEEN DISCONNECTED.

2. HYDRAULIC PUMP QUILL SHAFT IS TO BE REMOVED AND ATTACHED EXTERNALLY TO ENGINE IN A SUITABLE CONTAINER. PUMP APERTURE SHOULD THEN BE COVERED WITH AN APPROVED ULANK.

- (7) Position a drip tray beneath the engine.
- (8) Inhibit the engine fuel system (Chapter 20, STORES DATA - SPECIAL, R.R. BRISTOL).

NOTE : If desired, or if the engine is damaged and cannot be rotated, this operation may be completed after removal.
- (9) Isolate all electrical power supplies to the power plant(s) (Chapter 24, GENERAL).

B. Disconnect electrical connections

CAUTION : PRE-MOD 25/1952 AFTER DISCONNECTING CABLES ENSURE THAT THEY ARE EASILY IDENTIFIABLE; IF NECESSARY, TO AVOID ERRORS WHEN RECONNECTING, FIT IDENTIFICATION TAGS.

- (1) Disconnect cables from starter/generator and secure them clear of engine.

NOTE : If power plant is to be stripped in situ, disconnect the starter/generator thermal switch cables from the engine terminal block and then remove thermal switch. Mod. 251800 only - it is unnecessary to disconnect cables from terminal block.

...Remove power plant continued

(2) Right engine only - Disconnect cables from windshield supply a.c. generator.

(3) Left engine only - If replacement power plant is devoid of corrector unit disconnect harness socket from synchronizer corrector unit.

NOTE : Release cables from clips on nose cowl.

(4) Disconnect both l.t. harness plugs at top of engine and free cable from clips secure to engine.

(5) Mod. 252367 only - Disconnect the electrical connector from the primer shut-off valve actuator on the l.p. filter housing.

(6) Disconnect the four Firewire cables at plugs.

NOTE : One on top of engine, one beneath rear of engine, two left and right on lower front face of rear cowl.

(7) Disconnect h.t. Leads from both igniter plugs.

(a) Right engine only - Disconnect clamp at air tapping elbow.

(8) Disconnect clamp block beneath engine, securing ignition and Firwire cables.

(9) Disconnect turbine overheat system cables from terminal block beneath engine centre section, refit washers and nuts.

(10) Move electrical wiring clear of engine.

(11) Disconnect thermocouple harness from both terminal blocks on fillet.

CAUTION : DO NOT DISCONNECT TAKE-OFF LEADS FROM TERMINATION FITTING ON HARNESS.

(12) Slacken bolts on clamp, securing harness leads to jet pipe fairing; withdraw leads leaving them attached to the engine.

NOTE : Gain access to interior of jet pipe fairing via panel.

(13) If stripping in situ - disconnect electrical harness from differential pressure switch and disconnect extension lead from harness; transfer lead to replacement power plant.

C.Disconnect mechanical connections

(1) Disconnect fire extinguishant hose from spray ring around nose cowl.

BRITISH AEROSPACE
BAe 125 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

- (2) Disconnect cabin air pipe and fit blanks.
- (a) Left engine only - Remove two bolts at upper end, push lower end of pipe into sliding joint, twist locking plate and withdraw pipe from the aircraft. Discard seals.
- (b) Right engine only - Remove quick-release pin and push pipe down out of engagement with engine. Discard seal.
- (3) Right engine only - Slacken clamps and disconnect hose from air intake casing breather pipe.
- (4) Disconnect fuel feed hose (and differential pressure switch hoses, if stripping in situ) from l.p. filter.
- CAUTION : HOLD FILTER ADAPTER WITH SPANNER WHEN SLACKENING HOSE NUTS.
- (5) Disconnect throttle and h.p. fuel cock controls at lower ends of vertical rods.
- (a) Right engine only - Discard tabwashers.
- (b) Left engine only - Discard split pins.
- (6) Remove hydraulic pump.
- (a) Disconnect gland drain pipe.
- (b) Right engine only - Disconnect windshields supply a.c. generator cooling air pipe at generator.
- (c) Remove securing washers and nuts and withdraw hydraulic pump.
- (d) Support pump clear of installation.
- CAUTION : 1. DO NOT KINK HOSES OR ALLOW THEM TO CARRY WEIGHT OF PUMP.
2. HYDRAULIC PUMP QUILL SHAFT IS TO BE REMOVED AND ATTACHED EXTERNALLY TO ENGINE IN A SUITABLE CONTAINER. PUMP APERTURE SHOULD THEN BE BLANKED WITH APPROVED BLANK.
- (7) Disconnect power loss indicator hose at adaptor on rear cowl.
- (8) Remove jet pipe fairing, avoid fouling thermocouple flexible take-off leads.
- (9) Applicable only if power plant is to be removed as a complete unit - Ignore the remaining operations of this para. and proceed with para. 8.
- Connect slinging gear and lower power plant.
- (10) Disconnect power loss indicator hose at adapter on engine exhaust.
- (11) Left engine only - Disconnect horizontal crossover control rods from bell crank and engine levers; discard split pins and tab washers.

BRITISH AEROSPACE
BAe 125 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

...Remove power plant continued

- (12) Left engine only - Disconnect control rod bell crank block from compressor casing; discard tab washers.
- (13) Remove starter/generator and air outlet casing.
- (a) Remove cooling air inlet duct.
 - (b) Slacken clamp ring.
 - (c) Withdraw starter/generator.
 - (d) Remove nuts and washers and withdraw casing with exhaust duct intact.
- (14) Right engine only - Remove a.c. generator.
- (a) Slacken clamp ring and withdraw generator quill shaft.
 - (b) Discard O-ring seal.
- (15) Disconnect drain pipes.
- (a) Centre-section drain at drain valve and, Mod. 252367 only, at drains tank. Right engine only disconnect clips securing other items to pipe.
 - (b) Primer drain at drains tank and engine banjo, and Mod.252367 only, the drains tank and shut-off valve connection of the L.P. fuel filter.
 - (c) Mod. 252367 - Primer drain at inlet and outlet of primer drain valve.
 - (d) Drain from b.f.c.u. at b.f.c.u. and drains tank.
 - (e) Drain pipe at oil tank filler neck, and fuel pump.
 - (f) Engine breather at engine banjo.
 - (g) Left engine only - Synchronizer corrector unit drain pipe.
 - (h) Exhaust cone drain, via access panel in rear cowl.
- (16) Slacken retaining nuts and slide guard off compressor air bleed valve.
- (17) Remove hot air tapping elbow from engine. Discard seal and fit blank.

NOTE : Clean jointing compound (See Chapter 71 - SERVICING MATERIALS) from engine and elbow mounting faces and retain elbow for the replacement power plant.

...Remove power plant continued

- (18) Disconnect fire extinguishant pipe from left side of engine.
- (19) Remove nose cowl:-
- (a) Disconnect bonding wire and clamp linking anti-icing duct to nose cowl.
 - (b) Release fire extinguishant pipe support bracket and harness at top of engine.
 - (c) Release cowl and ease forward to disengage anti-icing duct. Discard seal.
- (20) Remove nose cowl anti-icing duct from engine and discard seal.
- (21) Disconnect fuel differential pressure switch hoses from l.p. fuel filter.
- CAUTION : HOLD FILTER ADAPTERS WITH SPANNER WHEN SLACKENING HOSES.
- (22) Mod. 252367 only - Remove primer shut-off valve (see Chapter 71) - PRIMER DRAIN).
- (23) Remove rear cowl:-
- (a) Remove access plate, bolted in front of drains tank complete with fuel differential pressure switch and hoses.
 - (b) Ensure that the thermocouple harness flexible take-off leads are firmly taped to the engine.
 - (c) Release cowl and move it rearward from the exhaust assembly.
 - (d) Remove rear piston ring type seal.
 - (e) Remove the cowl from the engine: avoid fouling the firewire and flexible take-off leads.
- (24) Remove closure plate from outboard front mounting face and fit slave front mounting bracket. Tighten mounting bolts to 150-170 lbf.in.
- NOTE : Place bolts, spring washers, distance pieces and closure plate in a clean bag and secure to engine.
- (25) Remove closure plate from outboard trunnion mounting; refit washers and bolts, further tighten to 150 to 170 lbf. in.
- NOTE : Use new tabwashers if engine is serviceable and is being refitted to the opposite handed position. Transfer closure plate to replacement engine or opposite side of a rehandled engine as appropriate.

...Remove power plant continued

D. Connect slinging gear and lower power plant

(1) Position hoisting gear (Fig.401).

(2) Attach power plant sling to hook of hoisting gear.

CAUTION : CHECK THAT THE STATIMETER OPERATES CORRECTLY.

(3) Connect sling to front and rear slinging points of engine (Fig.401).

(4) Position prepared empty power plant stand adjacent to installation position.

(5) Take weight of power plant until Statimeter registers approx. 900lb.

CAUTION : CHECK THAT MOUNTS FROM THE ONLY CONNECTION BETWEEN POWER PLANT AND AIRFRAME.

(6) Disconnect front mount.

(7) Disconnect both main engine mounting links at engine: pivot links clear of engine.

(8) Ease the power plant away from the fillet to disengage the main mount trunnion.

(9) Lower the power plant and secure it in the prepared stand.

NOTE : This required two men, excluding the hoist operator.

(10) Disconnect sling from engine.

(11) Move power plant clear of aircraft.

CAUTION : ENSURE ELECTRICAL WIRING IS NOT DAMAGED.

(12) Right engine only - Remove air conditioning duct from connection at fillet; discard seal.

(13) If power plant was removed as a complete unit - Strip power plant (see relevant operations of para.C. or refer to 'strip power plant' in POWER PLANT BUILD LIST).

(14) If replacement power plant is not available immediately, blank all apertures left open on aircraft as the result of removing the power plant.

(15) Obtain inspection clearance for all parts which have been removed from the unserviceable power plant and are to be fitted to the replacement power plant.

End of 'Remove power plant'
Pages 409 to 420 intentionally omitted.



... Power plant - Removal/Installation continued

2. Install power plant

Materials required :-

For lubricants, jointing compounds, etc. see Chapter 71, SERVICING MATERIALS.

A. Prepare to install power plant

NOTE : All torque loading figures quoted are the actual loadings required; if an extension spanner is used between the torque spanner and the item being tightened, calculate the correct torque spanner dial reading required (see Chapter 20, TORQUE LOADING).

- (1) Remove any dirt or foreign matter which may have accumulated on the cowlings or fillet.
- (2) Check that the power plant is complete or that the components, quoted in the 'Power plant build list' are available ready for assembly.

NOTE : If a power plant servicing stand is available, assemble the power plant before installation. If a transit or parking stand only is available, complete the build of the power plant after installation of the engine change unit. Items which are to be transferred from one power plant to another must receive inspection clearance.

- (3) Check that clearance between rear loops of thermocouple harness conduit and exhaust cone outer skin is 0.20 ± 0.050 in.
- (4) Verify that any pre-installational checks, specified in the Maintenance Schedule, have been completed satisfactorily.
- (5) Move power plant and stand adjacent to installation position.
- (6) If building power plant in situ, remove all traces of old lubricant from starter/generator drive shaft, using white spirit. If replacement engine is not new also clean old lubricant from gear box starter/generator extension drive shaft. Dry with compressed air.
- (7) Right engine only - Fit air conditioning duct to aircraft duct in fillet.
- (8) Fit cooling air inlet duct to starter/generator; do not tighten clamp.
- (9) Lubricate shouldered bolt and nut of front mounting, engine mounting link bolts and spherical bearing and socket of main engine mounting.
- (10) Check that the aircraft installation is ready to receive the power plant.

B. Connect slinging gear, raise and secure power plant

- (1) Position hoisting gear (Fig. 401).
- (2) Attach power plant sling to hook of hoisting gear.

CAUTION : CHECK THAT STATIMETER OPERATES CORRECTLY.

- (3) Connect sling to front and rear slinging points.
- (4) Take weight of power plant until Statimeter registers approx. 900 lb.

CAUTION : DO NOT ATTEMPT TO LIFT POWER PLANT AND STAND.



...Install power plant continued

- (5) Applicable only when using power plant servicing stand - Release power plant from stand.
 - (a) Disconnect front mount.
 - (b) Disconnect both main engine mounting links; pivot links clear.
 - (c) Ease power plant away from stand, to disengage main mount trunnion, and move stand clear of power plant.

- (6) Applicable only when using transit or parking stand - Release power plant from stand.
 - (a) Disconnect stand from trunnion mount spigots and front mount.
 - (b) Raise power plant until mounts are clear of stand.
 - (c) Pre-mod CV.7096 - Remove slave front mounting bracket from engine and fit closure plate to outboard front mounting position; apply approved jointing compound to closure plate and to mounting face, and fit closure plate, using front mounting bolts, spring washers and distance pieces. Tighten bolts to 150 to 170 lbf.in.
 - (d) Pre-mod CV.7096 - Fit slave front mounting bracket to transit stand.
 - (e) Fit closure plate (transferred from removed power plant) to outboard trunnion mounting- apply approved jointing compound to closure plate and to mounting face and fit closure plate, using trunnion mounting bolts and two new double tabwashers. Tighten bolts to 150 to 170 lbf. in. and engage tabwashers.
 - (f) Check inboard trunnion mounting bolts are correctly fitted and locked with tabwashers.

- (7) Raise power plant and secure in mounts.

NOTE : This requires two men, excluding the hoist operator.

 - (a) Engage spigot on main engine mounting trunnion; ensure top mounting link does not foul engine.
 - (b) Fit bolt to connect top and bottom mounting links to engine.
 - (c) Fit bolt to connect front mount to engine.

- (8) Fit nuts to bolts of main engine mounting link and front mount bolt. Tighten each nut and lock with a split pin.

- (9) Disconnect slinging gear.

This space intentionally left blank.

...Install power plant continued.

C. Connect mechanical connection

NOTE : If the power plant was installed as a complete unit ignore operations (1) to (12); they will have been completed prior to installation.

- (1) Left engine only - Fit control rod bell crank block and horizontal cross-over control rods.
- (a) Fit bell crank block and secure with tab washers and bolts.
 - (b) Fit throttle rod (painted green) and h.p. fuel cock rod (painted black) to bell crank and engine levers using a bolt and tab washer for each connection to the engine and a bolt, washer, nut and split pin at bell crank levers.

- (2) Fit starter/generator and air outlet casing.

NOTE : Check dowel holes in engine mounting face and air outlet casing are clean.

- (a) Lubricate stud threads.
- (b) Fit casing, complete with air duct, with exhaust duct facing downward and locating dowels engaged.
- (c) Fit special spring washers and nuts (flat faces of nuts towards casing) torque load nuts to 140-160lb.in.
- (d) Pre Mod. 257127 - Pack starter/generator extension drive shaft grease sleeve with lubricant.
- (e) Mod. 257127 only - Lubricate and fit new O-ring seal to the starter/generator grease retainer; pack retainer with lubricant.
- (f) Lubricate threads, contact faces of attachment clamp, and starter/generator splines.
- (g) Fit starter/generator and air inlet with duct aligned; torque load clamp nut to 120lb.in.

NOTE : 1. Ensure that the engine accessory gearbox starter/generator aperture is wiped clean to remove any residual oil or contaminate before the starter/generator is fitted.

2. When finally torque tightened to correct loading, the gap between the clamp ends must be 0.052 to 0.285 in.

- (3) Right engine only - Fit windshield supply a.c. generator.

- (a) Lubricate and fit a new O-ring seal.
- (b) Lubricate new quill shaft, fit quill shaft and align generator with air inlet duct facing inboard and locating dowel engaged.

BRITISH AEROSPACE
BAe 125 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

...Install power plant continued

- (c) Lubricate threads and contact faces of clamp.
- (d) Secure with clamp ring and torque load clamp nut to 55 to 60lb.in.

NOTE : Fit air inlet duct and connect hose to generator after installation of top cowl.

(4) Fit rear cowl.

- (a) Tape the thermocouple harness flexible take-off leads firmly to the engine.
- (b) Fit rear cowl over the exhaust assembly, avoid fouling the firewire and flexible take-off leads, up to the exhaust assembly.
- (c) Fit the rear piston ring type seal.
- (d) Complete positioning of exhaust assembly and secure, using plain washers and bolts.
- (e) Remove the tape holding the flexible take-off leads to the engine.
- (f) Secure access panel, complete with differential pressure switch and hoses, in front of drains tank using plain washers and bolts.

(5) Connect power loss indicator hose to adaptor on engine exhaust. Tighten and wire-lock.

(6) Fit compressor air bleed valve guard using stiffnuts and profile washers.

NOTE : Ensure seal is attached to top of guard.

(7) Fit air tapping elbow to engine.

- (a) Lubricate threads.
- (b) Apply approved jointing compound to mating faces of the elbow and centre section casing.
- (c) Using new gasket fit and secure elbow with spring washers and nuts.

NOTE : One stud carries a wire-locking tab and another, on the left engine, a clip for the igniter cable.

(d) Torque load nuts to 70 to 80lb.in.

(8) Fit nose cowl.

- (a) Lubricate and fit new seals to front and rear joint of engine anti-icing duct. Position duct in engine.
- (b) Offer up nose cowl, engage anti-icing duct, and assembly nose cowl to engine with stiffnuts and bolts.

NOTE : Do not tighten bolts until completion of (c) and (d).

(c) Fit fire extinguishant pipe, mounting clip, bracket on nose cowl attachment bolts at left side of engine.

...Install power plant continued

- (d) Attach harness and clip to nose cowl attachment bolt at top of engine.
- (e) Connect bonding wire and clamp linking nose cowl to anti-icing duct.
- (9) Connect fire extinguishant spray pipe to left side of engine. Tighten pipe nut and wire-lock.
- (10) Mod.252367 only - Fit primer shut-off valve (see Chapter 71, PRIMER DRAIN).
- (11) Connect, tighten and wire-lock drain pipes.
 - (a) Centre-section drain to drain valve and mod.252367 only, to forward face of drains tank. On right engine only, connect and tighten clip linking Firewire connector to drain pipe.
 - (b) Primer drain - to drains tank and engine banjo; wire-lock both ends.
 - (c) Mod.252367 only - primer drain at drains tank and shut-off valve connection at L.P. fuel filter.
 - (d) Drain from b.f.c.u. - to b.f.c.u. and drains tank; wire-lock both ends.
 - (e) Drain pipe to oil tank filler neck and fuel pump drive gland; wire-lock each end. (Connect to hydraulic pump when fitting pump).
 - (f) Left engine only - Synchronizer corrector unit drain.
 - (g) Engine breather - To engine, do not wire-lock until pipe is aligned with cowling.
 - (h) Pre mod.252085 only - Fuel l.p. warning switch. Do not wire-lock yet.
 - (j) Exhaust cone drain. Wire-lock.
- (12) Connect flexible fire hose to spray ring around nose cowl; wire-lock.
- (13) Connect cabin air pipe (see Chapter 21- PIPES AND DUCTING - Fig.201).
 - (a) Left engine only - Lubricate and fit new O-ring seals, to each end of pipe. Insert lower (waisted) end of pipe into aircraft duct and engage locking plate, push upper end in engine air tapping elbow. Fit bolts and stiffnuts to top end. Tighten top bolts.
 - (b) Right engine only - Lift pipe into engagement with engine hot air tapping elbow and engage quick-release pin.
- (14) Right engine only - Connect and tighten engine breather to hose, and hose to fillet. Wire-lock engine adapter.
- (15) Fit hydraulic pump.



...Install power plant continued

- (a) Lubricate threads and fit new gasket.
- (b) Lubricate quill shaft with grease and fit quill shaft and pump.
- (c) Secure pump with spring washers and nuts.
- (d) Torque load nuts to 70 to 80 lb.in.
- (e) Connect and tighten drain pipe; wire-lock.

- (16) Right engine only - Fit a.c. generator air inlet duct to a.c. generator.
- (17) Connect and tighten fuel feed hose and differential pressure switch hoses to l.p. filter; wire-lock.
- (18) Mod.252367 only - Assemble 'P' clip to drain pipe at outlet end of the primer shut-off valve.

NOTE: Bolt the clip 'back to back' with the clip on the differential switch hose ensuring hose is clear of pipe assembly.

- (19) Connect throttle and h.p. fuel cock controls at lower ends of inboard vertical rods. Right engine - use bolts and new tab washers. Left engine - use bolts (fitted with heads between levers) washer, nut and split pin.
- (20) Check rigging and functioning of controls (see Chapter 76, POWER CONTROL).
- (21) Connect and tighten power loss indicator hose to adapter on rear cowling; wire-lock.
- (22) Fit jet pipe fairing; exercising care not to foul the taped back flexible take-off leads. Remove the tape from the flexible take-off leads and check clearance between thermocouple harness conduit and fairing frame is not less than 0.25 in.

NOTE: Dress fairing if necessary to obtain this clearance.

D. Connect electrical connections

- (1) Connect and secure cables to starter/generator and fit rubber sheath over terminal block.

Right engine only - secure cable support clamp to base of fuel filter.

Left engine only - ensure cable terminal lugs will not foul the cowling.
- (2) If the power plant is being built up in the aircraft - Lubricate the tip of the starter/generator thermal switch, fit switch and then - pre mod. 251800 only - connect cable to engine terminal block.

...Install power plant continued

- (3) Left engine only - connect harness socket to synchronizer corrector unit, if replacement corrector unit has been fitted.
- (4) Right engine only - connect and secure cables to a.c. generator and secure cables to clips on nose cowl.
- (5) Connect and secure both l.t. harness plugs at top of engine. Ensure cables are supported in clips clear of engine.
- (6) Connect and tighten Firewire cable plugs.
 - (a) One at top of engine.
 - (b) One beneath rear of compressor.
 - (c) Two, left and right on lower front face of rear cowl.
- (7) Mod.252367 only - Connect electrical connector to primer shut-off valve actuator on l.p. fuel filter housing.
- (8) Connect and secure h.t. leads to both igniter plugs.

Left engine only - Ensure cable is supported in clamp at hot air tapping elbow.

WARNING: THE ELECTRICAL DISCHARGE FROM HIGH ENERGY EQUIPMENT IS POTENTIALLY LETHAL. ENSURE LT INPUT IS DISCONNECTED BEFORE HANDLING HT LEADS.

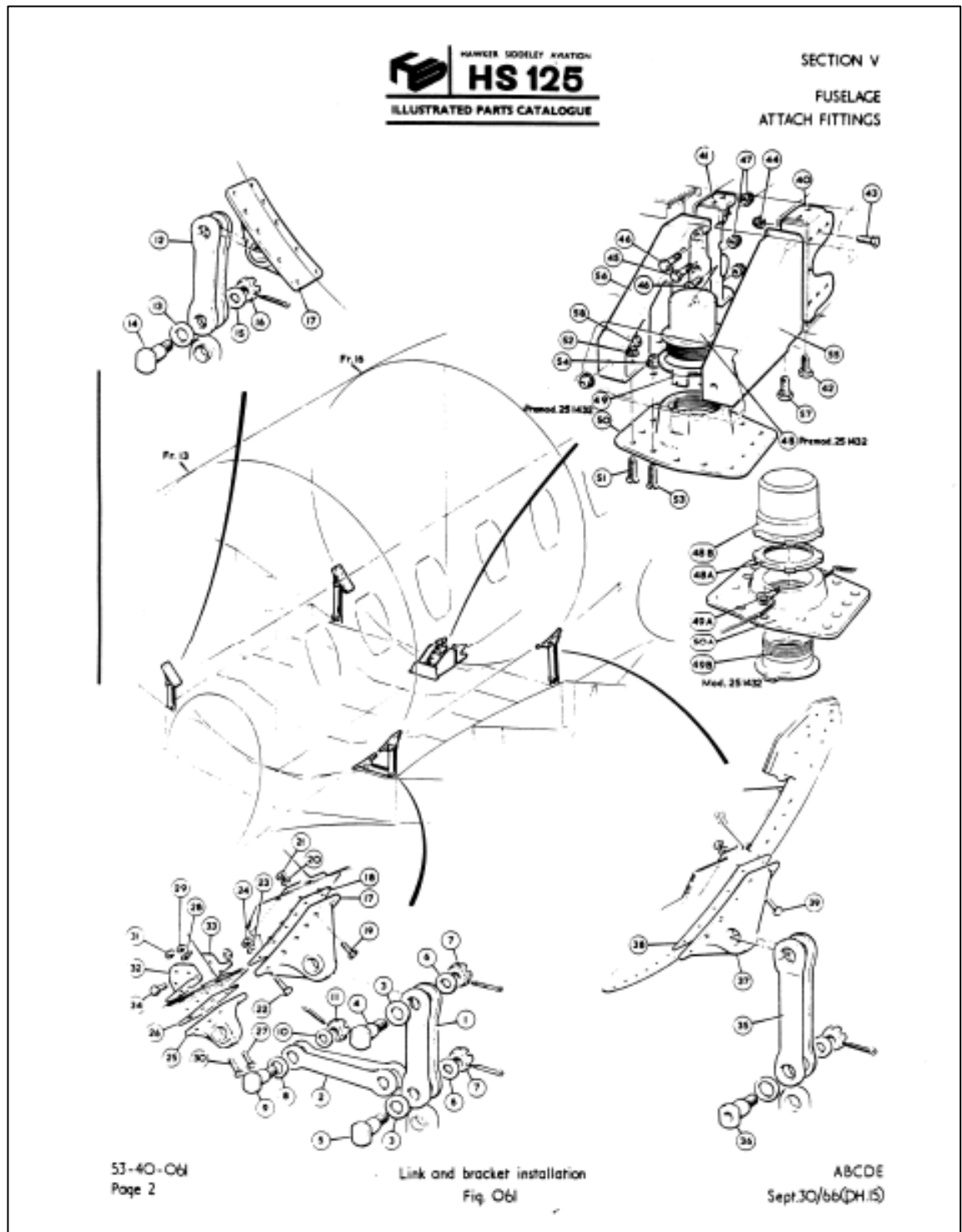
- (9) Connect and secure clamp block, beneath engine, securing ignition and Firewire cables.
- (10) Connect and secure turbine overheat system cables to terminal block beneath engine centre section.
- (11) If building power plant in situ, connect extension lead to harness and connect electrical harness to fuel differential pressure switch.
- (12) Feed thermocouple harness leads through clamp on jet pipe fairing and secure leads to terminal blocks on fillet; stack leads correctly (see Chapter 77, THERMOCOUPLES AND CABLES).

NOTE: Pre mod.CV 7127 - Connect harness take-off leads to links on thermocouple harness, wire-lock.

- (13) Tighten clamp on jet pipe fairing to secure harness leads.
- (14) Check all wiring is adequately secured, use local band clips as necessary.
- (15) Check Firewire system element is correctly supported and insulated from metallic parts of engine.

ANEXO B:

“CATÁLOGO ILUSTRADO DE PARTES, AVIÓN HAWKER HS 125
SECCION 5, ACOPLS Y BRAZOS DE SUJECCION DE LAS ALAS”



SECTION V

FUSELAGE
ATTACH FITTINGS

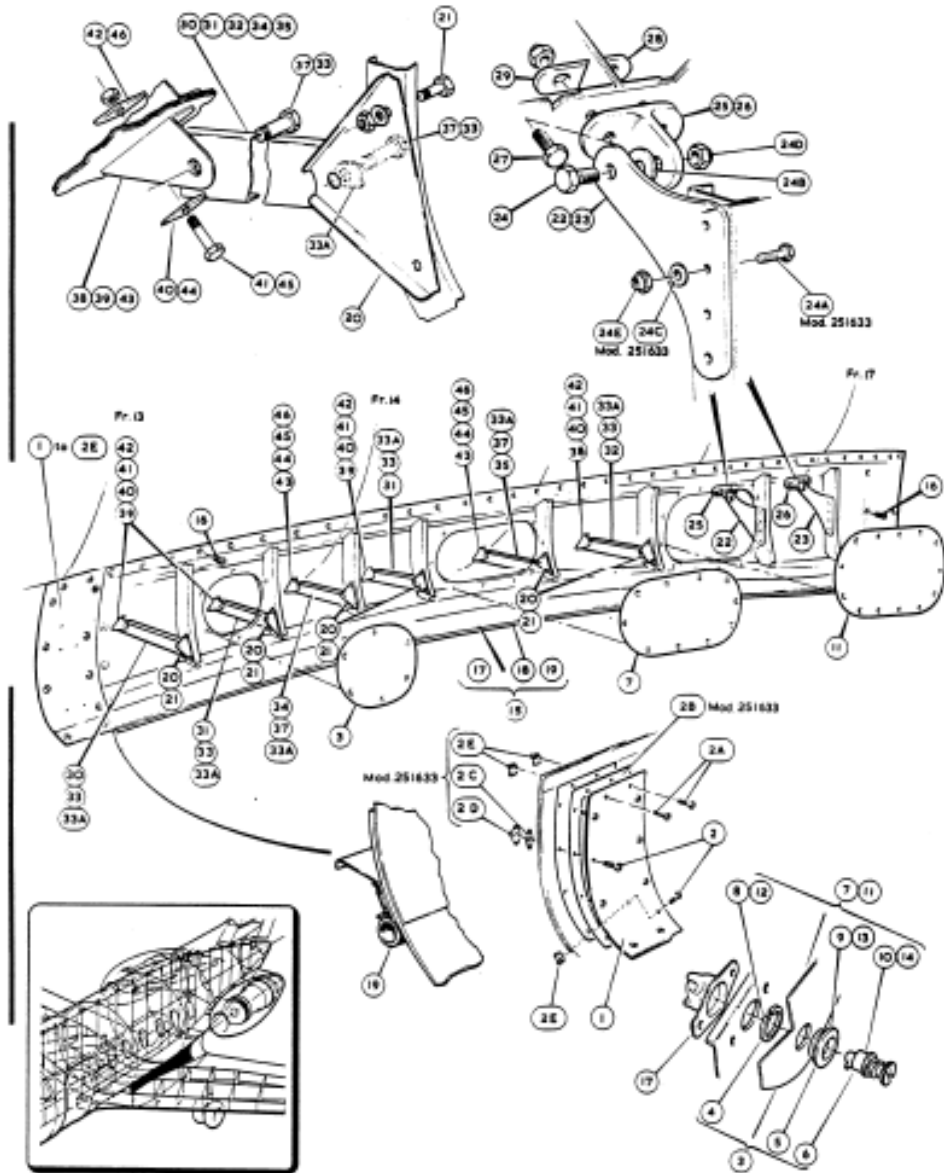
PRINTED IN ENGLAND

Pg. & Index No.	Part Number	Nomenclature	Usage							Units per Assy.
			1	2	3	4	5	6	7	
001-	—	LINK AND BRACKET INSTALLATION, - wing to fuselage attachment (See Fig. 011 or 012)								Ref.
	—	Equipment Installation, wing to fuselage attachment (See 57-40-011)								Ref.
	1	25WS251	Link, vertical, frame 13 (L.H.)							1
2	25WS1041	Link, horizontal, frame 13 (L.H.)							1	
		ATTACHING PARTS (Per Pair)								
3	SP124S	Washer							2	
4	25WS433	Bolt							1	
5	25WS431	Bolt							1	
6	SP122P	Washer							2	
7	25GF3-1	Nut							2	
8	SP90G10	Pin, split							2	
9	SP122Q	Washer							1	
10	25WS299	Bolt							1	
11	SP122N	Washer							1	
	A103NS	Nut							1	
	SP90E8	Pin, split							1	
12	25WS251	Link, vertical frame 13 (R.H.)							1	
		ATTACHING PARTS								
13	SP124S	Washer							2	
14	25WS433	Bolt							2	
15	SP122P	Washer							2	
16	25GF3-1	Nut							2	
	SP90G10	Pin, split							2	
17	525FC93A	Bracket, vertical link, frame 13							2	
		ATTACHING PARTS								
18	25FC113	Shim							1	
19	DHS1432-00	Bolt							0	
20	SP122Q	Washer							8	
21	A103GP	Nut							8	
22	DHS1432-6E	Bolt							2	
23	SP122E	Washer							8	
24	A103EP	Nut							8	
25	525FC609A	Bracket, horizontal link, frame 13 (L.H.)							1	
		ATTACHING PARTS								
26	25FC611	Shim							1	
27	DHS1432-4E	Bolt							2	
28	25FC617	Washer, profile							2	
29	A103EP	Nut							2	
30	DHS1432-6E	Bolt							4	
31	A103EP	Nut							4	
32	25FC339-1	Angle, reinforcing, frame 13 (L.H.) (Pre Mod. 251001)							1	
	25FC339-5	Angle, reinforcing, frame 13 (L.H.) (Mod. 251001)							1	
	25FC339-3	Angle, reinforcing, frame 13 (L.H.) (Pre Mod. 251001)							1	
33	25FC339-7	Angle, reinforcing, frame 13 (L.H.) (Mod. 251001)							1	
		ATTACHING PARTS (Per Pair)								
34	A102-3E	Bolt (Pre Mod. 251001)							3	
	DHS1432-3E	Bolt, (Mod. 251001)							3	
	A103EP	Nut							3	
35	25WS295	Link, vertical, frame 16							2	
		ATTACHING PARTS								
36	SP124U	Washer							2	
	25WS301	Bolt							2	
	SP122Q	Washer							2	
	A103QS	Nut							2	
	SP90G10	Pin, split							2	

Fig & Index No.	Part Number	Nomenclature	Usage Code	Units Per Assy.
061-37	S25FC173	Bracket, vertical link, frame 16		2
		ATTACHING PARTS		
38	25FC185	Shim		1
39	DHS1432-7G	Bolt		10
	SP122G	Washer		10
	A103GP	Nut		10
40	S25FC695	Bracket, spigot mounting (L.H.)		1
41	S25FC696	Bracket, spigot mounting (R.H.)		1
		ATTACHING PARTS		
42	S102-4E	Bolt		1
	A102-1E	Bolt (Pre Mod. 251608)		9
43	A102-2E	Bolt (Mod. 251606)		9
R 44	H51132-4K7	Nut (Kaylock)		10
	A102-3G	Bolt		1
R 46	A102-6G	Bolt		2
	H51132-5K7	Nut (Kaylock)		3
48	25FC3057	Cover (Pre Mod. 251432)		1
48A	25FC5659	Nut (Mod. 251432)		1
48B	25FC5661	Cap (Mod. 251432)		1
49	25FC647	Washer, tab (Pre Mod. 251432)		1
49A	A54561-4	Tab, wire locking (Mod. 251432)		1
49B	25FC5687A	Bearing, spigot (Mod. 251432)		1
50	S25FC3059A	Housing, spigot (Pre Mod. 251432)		1
50A	25FC5655	Housing, spigot (Mod. 251432)		1
		ATTACHING PARTS		
R 51	DHS1421-4-1-2J	Bolt		8
R 52	H51132-6K7	Nut (Kaylock)		8
R 53	DHS1421-2-1-2G	Bolt		6
R 54	H51132-5K7	Nut (Kaylock)		6
55	S25FC603	Bracket, stiffener, spigot housing (L.H.) (Pre Mod. 251330)		1
	25FC5459	Bracket, stiffener, spigot housing (L.H.) (Mod. 251330)		1
56	S25FC694	Bracket, stiffener, spigot housing (R.H.)		1
		ATTACHING PARTS		
57	A102-4E	Bolt		1
R 58	A102-2E	Bolt		1
	H51132-4K7	Nut (Kaylock)		2

PRINTED IN ENGLAND

ANEXO C:
“CATÁLOGO ILUSTRADO DE PARTES, AVIÓN HAWKER HS 125
SECCION 5, FAIRINGS”



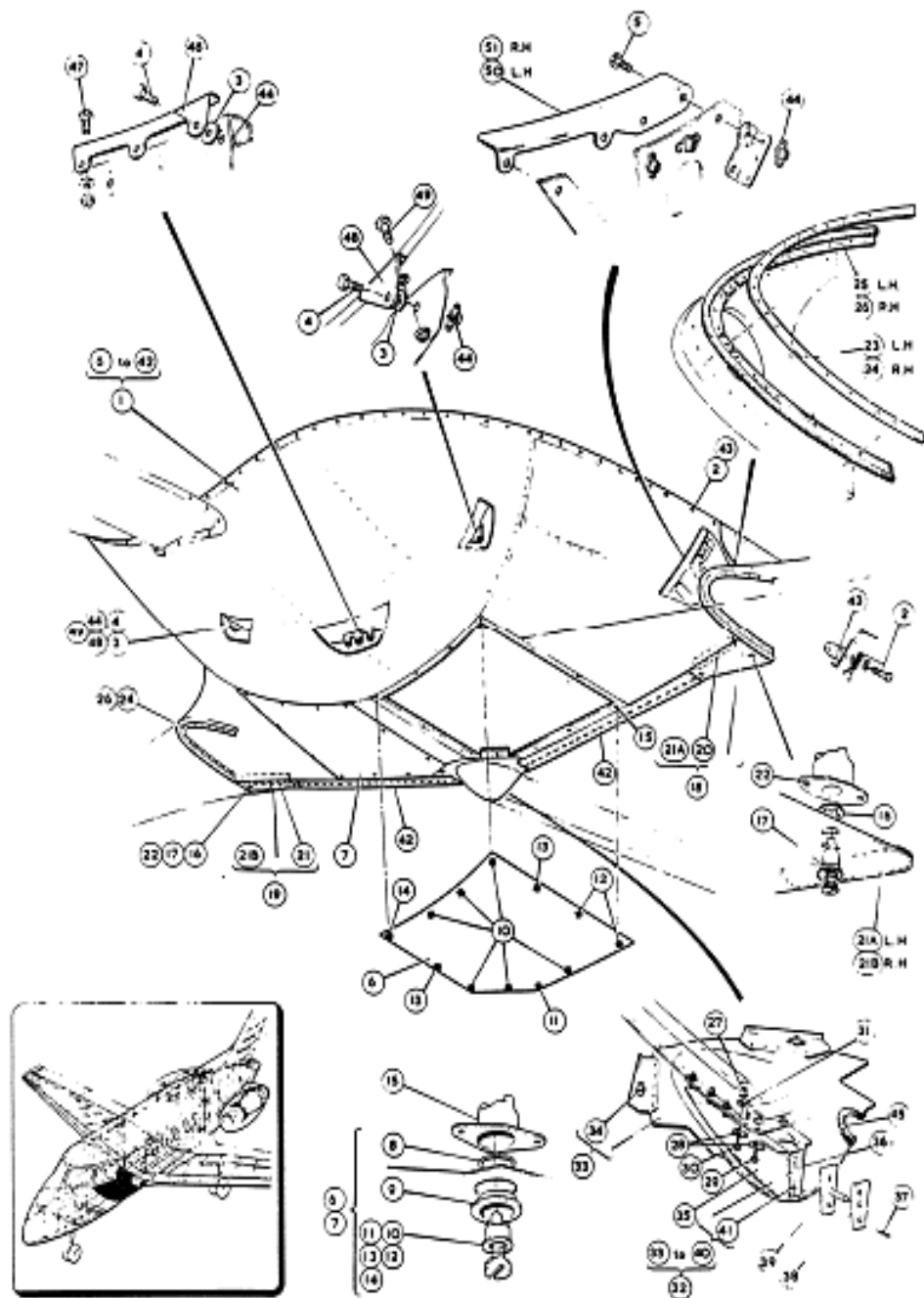
SECTION V

FUSELAGE
CONES AND FILLETS/FAIRINGS

Fig. & Index No.	Part Number	Nomenclature	Usage Code	Units per Assy.								
					1	2	3	4	5	6	7	
032-	—	FAIRING INSTALLATION, wing to fuselage, upper (Mod. 251166) (Pre Mod. 255640) (See Fig. 001) (Ref. Drg. 25FC807)		Ref.								
1	25FC5403A 25FC5404A	Panel, access (L.H.) Panel, access (R.H.)		1 1								
R		ATTACHING PARTS										
2	DHS1475-1DD DHS1475-2DD	Bolt (Pre Mod. 251633) Bolt (Mod. 251633)		10 9								
2A	DHS1475-1DD	Bolt (Mod. 251633)		2								
2B	25FC807-101	Plate, packing (Mod. 251633)		1								
2C	DHS1399-D18	Plate, packing (Mod. 251633)		8								
2D	F5090-3	Nut, anchor (Kaylock) (Mod. 251633)		8								
2E	A157D	Nut, anchor (Kaylock) (Mod. 251633)		3								
		* * *										
3	S25FC3397A 25FC1599A S25FC3398A 25FC1801A	Panel Assembly, access (L.H.) (Pre Mod. 251002) Panel Assembly, access (L.H.) (Mod. 251002) Panel Assembly, access (R.H.) (Pre Mod. 251002) Panel Assembly, access (R.H.) (Mod. 251002)		1 1 1 1								
4	R4T	Ring (Camloc)		6								
	40G1-3	Grommet (Camloc) (Pre Mod. 251002)		6								
5	40G1-5	Grommet (Camloc) (Mod. 251002)		6								
6	4002-2	Stud (Camloc)		6								
7	S25FC775A 25FC1597A S25FC776A 25FC1598A	Panel Assembly, access (L.H.) (Pre Mod. 251002) Panel Assembly, access (L.H.) (Mod. 251002) Panel Assembly, access (R.H.) (Pre Mod. 251002) Panel Assembly, access (R.H.) (Mod. 251002)		1 1 1 1								
8	R4T	Ring (Camloc)		10								
	4002G	Grommet (Camloc) (Pre Mod. 251002)		10								
9	40G1-5	Grommet (Camloc) (Mod. 251002)		10								
10	4002-2	Stud (Camloc)		10								
	S25FC777A	Panel Assembly, access (L.H.) (Pre Mod. 251002)		1								
11	25FC1595A S25FC778A 25FC1596A	Panel Assembly, access (L.H.) (Mod. 251002) Panel Assembly, access (R.H.) (Pre Mod. 251002) Panel Assembly, access (R.H.) (Mod. 251002)		1 1 1								
12	R4T	Ring (Camloc)		13								
	4002G	Grommet (Camloc) (Pre Mod. 251002)		13								
13	40G1-5	Grommet (Camloc) (Mod. 251002)		13								
14	4002-2	Stud (Camloc)		13								
	S25FC773A	Panel Assembly (L.H.) (Pre Mod. 251198)		1								
15	S25FC773AC S25FC774A S25FC774AC	Panel Assembly (L.H.) (Mod. 251198) Panel Assembly (R.H.) (Pre Mod. 251198) Panel Assembly (R.H.) (Mod. 251198)		1 1 1								
R	16	DHS1475-1DD	ATTACHING PARTS Bolt	45								
	17	244-16	Receptacle (Camloc)	29								
	18	25FC773-15 25FC774-16	Strip, rubber, 8'-6" 0 long approximately (Altered from Part No. J3054) (L.H. only) Strip, rubber, 8'-6" 0 long approximately (Altered from Part No. J3054) (R.H. only)	1 1								
R	19	25FC773-47A 25FC773-49 25FC773-51	Strip Assembly (L.H. only) Strip, retaining, 8'-6" 0 long approximately (Altered from Part No. J2207) Strip, rubber, 8'-6" 0 long approximately (Altered from Part No. J3073)	2 1 1								
R		25FC774-48A	Strip Assembly (R.H. only)	1								
R		25FC774-50	Strip, retaining, 8'-6" 0 long approximately (Altered from Part No. J2207)	1								
R		25FC773-51	Strip, rubber, 8'-6" 0 long approximately (Altered from Part No. J3073)	1								
	20	25FC5231	Basket, attachment, 5/16"	12								
	21	A102-1/2D	ATTACHING PARTS Bolt	2								
		* * *										

PRINTED IN ENGLAND

Fig & Index No.	Part Number	Nomenclature	Usage							Units per App.
			1	2	3	4	5	6	7	
R	032-22	25FC803	. Plate, attachment, between frames 16 and 17							2
R	23	25FC805	. Plate, attachment, frame 17							2
		ATTACHING PARTS								
R	24	A112-2E	. Bolt							1
R	24A	A102-1D	. Bolt (Mod. 251633)							4
R	24B	DHS69DD	. Shim							1
R	24C	SP127D	. Washer (Mod. 251633)							4
R	24D	H10-4	. Nut (Kaylock)							1
R	24E	H10-3	. Nut (Kaylock) (Mod. 251633)							4
	25	25FC787	. Bracket, attachment plate							2
	26	25FC789	. Bracket, attachment plate							2
		ATTACHING PARTS								
	27	A102-3D	. Bolt							2
	28	25FC809-1	. Washer, profile							1
	29	25FC809-3	. Washer, profile							1
		H10-3	. Nut (Kaylock)							2
	30	25FC5233-9	. Strut, between frames 13 and 14 (L.H.)							1
		25FC5234-10	. Strut, between frames 13 and 14 (R.H.)							1
	31	25FC5233-7	. Strut, between frames 13 and 15 (L.H.)							2
		25FC5234-8	. Strut, between frames 13 and 15 (R.H.)							2
	32	25FC5233-5	. Strut, between frames 15 and 16 (L.H.)							1
		25FC5234-6	. Strut, between frames 15 and 16 (R.H.)							1
		ATTACHING PARTS								
	33	DHS1426-1E	. Bolt							2
	33A	SP127E	. Washer							1
	34	25FC5233-1	. Strut, frame 14							2
	35	25FC5233-3	. Strut, frame 15							2
		ATTACHING PARTS								
	37	DHS1426-1E	. Bolt							2
	38	25FC5235-1	. Bracket, attachment, strut (L.H.)							1
		25FC5236-2	. Bracket, attachment, strut (R.H.)							1
	39	25FC5235-3	. Bracket, attachment, strut (L.H.)							3
		25FC5236-4	. Bracket, attachment, strut (R.H.)							3
		ATTACHING PARTS								
	40	DHS1085-6	. Washer, profile							1
	41	A102-3D	. Bolt							1
	42	25FC809-1	. Washer, profile							1
		H10-3	. Nut (Kaylock)							1
	43	25FC5237	. Bracket, attachment, strut (L.H.)							2
		25FC5238	. Bracket, attachment, strut (R.H.)							2
		ATTACHING PARTS								
	44	DHS1085-6	. Washer, profile							2
	45	A102-3D	. Bolt							2
	46	DHS1085-3	. Washer, profile							2
		H10-3	. Nut (Kaylock)							2



S3-SO-O41
Page 2

Fairing installation
Fig O41

ABCDE
Jan. 26/77 (DH.58)

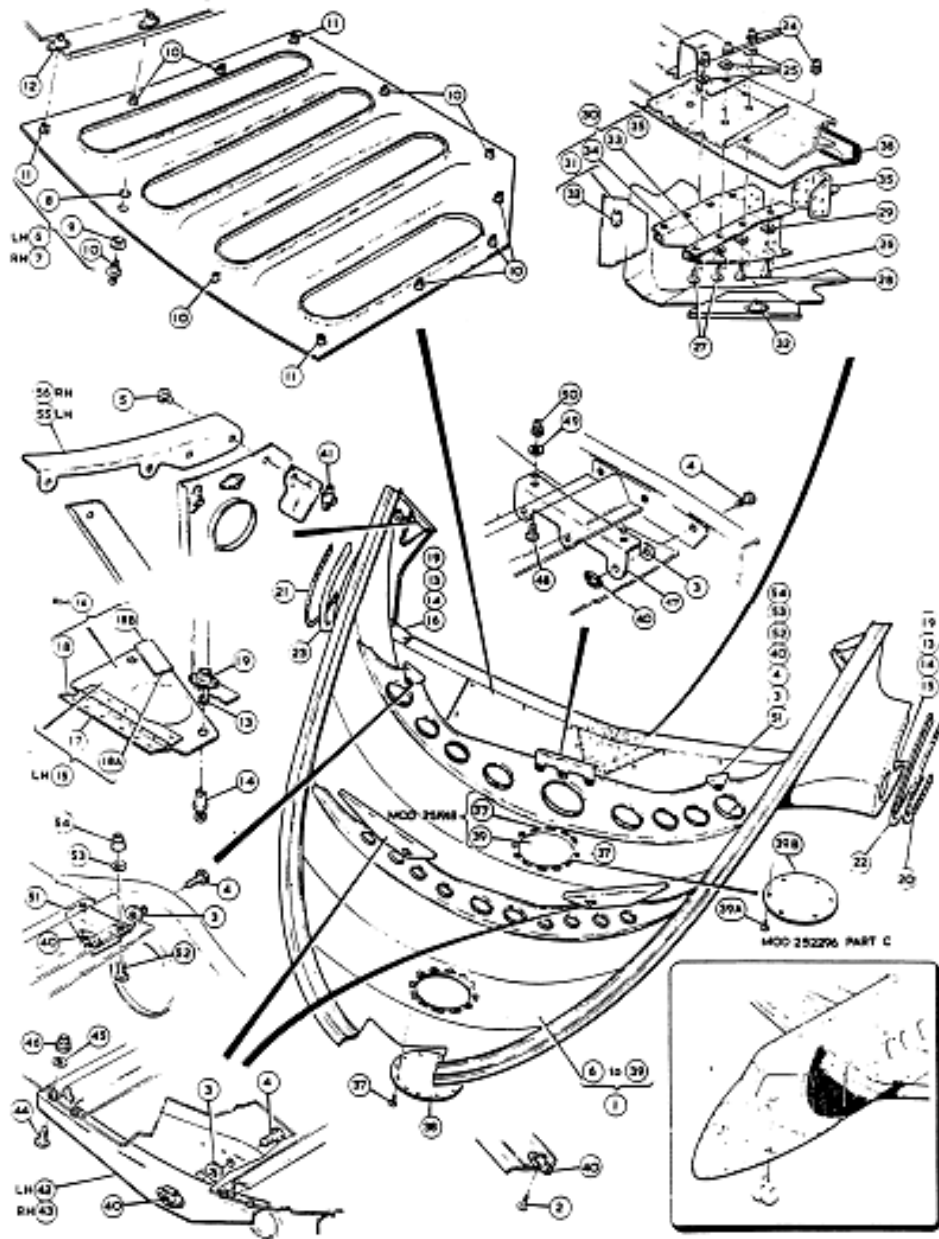
SECTION V
FUSELAGE
CONES AND FILLETS/FAIRINGS



Fig & Index No.	Part Number	Nomenclature						Usage Code	Units Per Assy.	
		1	2	3	4	5	6			
041-	—	FAIRING INSTALLATION, wing to fuselage, front (Pre Mod. 255640) (See Fig. 001) (Ref. Dwg. 25FC931)							Ref.	
	1	S25FC931-175A S25FC931-197A S25FC931-225A S25FC931-45A	. . . Fairing Assembly (Mod. 251190) (Pre Mod. 251002) Fairing Assembly (Mod. 251002) (Pre Mod. 251255) Fairing Assembly (Mod. 251255) (Pre Mod. 251343) Fairing Assembly (Mod. 251343)							1 1 1 1
		ATTACHING PARTS								
2	DHS1475-1DD	. . . Bolt							56	
3	DHS49C	. . . Shim							AR	
4	A102-1D	. . . Bolt							5	
5	A102-1-2D	. . . Bolt							8	
		. . . Cover Assembly, access (L.H.) (Pre Mod. 251002)							1	
6	25FC4037A S25FC3865A 25FC4038A	. . . Cover Assembly, access (L.H.) (Mod. 251002) Cover Assembly, access (R.H.) (Pre Mod. 251002) Cover Assembly, access (R.H.) (Mod. 251002)							1 1 1	
7	S25FC3866A	. . . Ring (Camloc)							12	
8	R4T	. . . Grommet (Camloc)							12	
9	4002G 4002-2	. . . Stud (Camloc) (Pre Mod. 251002)							6	
10	4002-2	. . . Stud (Camloc) (Mod. 251002)							1	
11	4002-3	. . . Stud (Camloc) (Mod. 251002)							2	
12	4002-4	. . . Stud (Camloc) (Mod. 251002)							2	
13	4002-5	. . . Stud (Camloc) (Mod. 251002)							1	
14	4002-6	. . . Stud (Camloc) (Mod. 251002)							24	
15	244-16	. . . Washer (Camloc)							4	
16	2755-1	. . . Stud (Camloc)							4	
17	2100-3	. . . Door Assembly, access, jacking point (L.H.)							1	
18	S25FC667A	. . . Door Assembly, access, jacking point (R.H.)							1	
19	S25FC668A	. . . Hinge, 5" long approximately (Altered from Part No. AS1879) (L.H. only)							1	
20	25FC667-3	. . . Hinge, 5" long approximately (Altered from Part No. AS1879) (R.H. only)							1	
21	25FC668-4	. . . Strip, sealing, neoprene S27-1002, Grade A, 1/16 ins. thick, 0.75 ins. wide, 3.5 ins. long approximately (L.H. only)							1	
21A	25FC667-7	. . . Strip, sealing, neoprene S27-1002, Grade A, 1/16 ins. thick, 0.75 ins. wide, 3.5 ins. long approximately (R.H. only)							1	
21B	25FC668-8	. . . Receptacle (Camloc)							4	
22	212-12	. . . Strip, retaining (L.H.)							1	
23	25FC931-215	. . . Strip, retaining (R.H.)							1	
24	25FC931-216	. . . Strip, rubber, 2"-3" long approximately (Altered from Part No. X72) (L.H.)							1	
25	25FC931-213	. . . Strip, rubber, 2"-3" long approximately (Altered from Part No. X72) (R.H.)							1	
26	25FC931-214	. . . Nut (Kaylock) (Mod. 251002)							10	
27	H51132-3K7	. . . Washer, profile (Mod. 251002)							8	
28	DHS1085-6	. . . Bolt (Mod. 251002)							8	
29	A113-3D	. . . Bolt (Mod. 251002)							2	
30	A113-4D	. . . Washer, profile (Mod. 251002)							10	
31	25WS2807-5	. . . Fairing Assembly, front, skin (Mod. 251002)							1	
32	25FC931-261A	. . . Fairing Assembly							1	
33	S25FC3787A	. . . Receptacle (Camloc)							2	
34	244-16	. . . Diaphragm (L.H.)							1	
35	25FC3779	. . . Diaphragm (R.H.)							1	
36	25FC3780	. . . Bolt							2	
37	A175-2D	. . . Plate, reinforcing (Mod. 251002) (Pre Mod. 255640)							1	
38	25FC3319	. . . Spigot (Mod. 251002) (Pre Mod. 255640)							1	
39	25FC3129	. . . Spigot (Mod. 255640)							1	
40	25FC3131A	. . . Plate Assembly, mounting, spigot (Mod. 251002) (Pre Mod. 255640)							1	
41	K1000-3	. . . Nut, anchor (Kaylock)							2	
42	25FC931-17	. . . Strip, sealing, 4"-8" long approximately (Altered from Part No. J3073) (Mod. 251343)							1	
43	F5000-3	. . . Nut, anchor (Kaylock)							56	
44	K1000-3	. . . Nut, anchor (Kaylock)							13	
45	—	. . . Strip, rabbet, 1/2" wide, 8" long approximately (Altered from Part No. J622) (Mod. 251002)							AR	
R	46	S25FC957	. . . Bracket, fairing attachment, frame 12 SC/A							1
		ATTACHING PARTS								
47	A113-1D SP126D H10-3	. . . Bolt							4	
		. . . Washer							4	
		. . . Nut (Kaylock)							4	

Fig & Index No.	Part Number	Nomenclature							Usage Code	Units Per Assy.
		1	2	3	4	5	6	7		
R 041-48	25FC955	. Bracket, fairing attachment, frame 12								2
		ATTACHING PARTS								
49	A 113-1D	. Bolt								2
	SP126D	. Washer								2
	H10-3	. Nut (Kaylock)								2
50	25FC967	. Bracket, fairing attachment, frame 13 (L.H.)								1
51	25FC968	. Bracket, fairing attachment, frame 13 (R.H.)								1

PRINTED IN ENGLAND



SECTION V

FUSELAGE
CONES AND FILLETS/FAIRINGSRaytheon Aircraft
125 SERIES ILLUSTRATED PARTS CATALOG

Fig & Index No.	Part Number	Nomenclature							Usage Code	Units Per Assy.
		1	2	3	4	5	6	7		
042-	--	PAIRING INSTALLATION, wing to fuselage, front (Mod. 255640)								Ref.
		(See Fig. 001) (Ref. Dwg. 25FC931 and 25-3FC95)								
1	S25FC931-279A	. . . Fairing Assembly (Pre Mod. 251917)								1
	S25-3FC95-9A	. . . Fairing Assembly (Mod. 251917) (Pre Mod. 252296, Part C)								1
	S25FC7875A	. . . Fairing Assembly (Mod. 252296, Part C)								1
		ATTACHING PARTS								
2	DHS1475-1DD	. . . Bell (Pre Mod. 251917)								56
	DHS1475-1DD	. . . Bell (Mod. 251917)								90
	DHS69C	. . . Shim (Pre Mod. 251917)								AR
3	DHS1906CC	. . . Shim (Mod. 251917)								AR
4	A102-1D	. . . Bell (Pre Mod. 251917)								5
5	A102-2D	. . . Bell (Mod. 251917)								7
	A102-1-1-2D	. . . Bell								8
		* * *								
6	S25FC3865A	. . . Cover Assembly, access (L.H.) (Pre Mod. 251917)								1
	S25-3FC147A	. . . Cover Assembly, access (L.H.) (Mod. 251917)								1
		(Pre Mod. 255983)								
	25FC2953A	. . . Cover Assembly, access (L.H.) (Mod. 255983)								1
	S25FC3866A	. . . Cover Assembly, access (R.H.) (Pre Mod. 251917)								1
7	S25-3FC148A	. . . Cover Assembly, access (R.H.) (Mod. 251917)								1
		(Pre Mod. 255983)								
	25FC2954A	. . . Cover Assembly, access (R.H.) (Mod. 255983)								1
8	R4G	. . . Ring (Camloc)								12
	4002G	. . . Grommet (Camloc) (Pre Mod. 251917)								12
	4002G	. . . Grommet (Camloc)								11
	4002H	. . . Grommet (Camloc)								1
9	40G1-6	. . . Grommet (Camloc) (Mod. 251917) (Mod. 255983)								12
	4002-2	. . . Stud (Camloc) (Pre Mod. 251917)								6
10	4002-3	. . . Stud (Camloc) (Mod. 251917) (Mod. 255983)								7
	4002-3	. . . Stud (Camloc) (Pre Mod. 251917)								1
	4002-6	. . . Stud								2
11	4002-4	. . . Stud (Camloc)								2
	4002-4	. . . Stud (Camloc) (Pre Mod. 251917)								1
	4002-7	. . . Stud (Camloc)								2
	4002-5	. . . Stud (Camloc) (Pre Mod. 251917)								1
	4002-6	. . . Stud (Camloc) (Pre Mod. 251917)								1
12	244-16	. . . Receptacle (Camloc)								24
13	2755-1	. . . Washer (Camloc)								4
	2700-3	. . . Stud (Camloc) (Pre Mod. 251917)								4
	2700-2	. . . Stud (Camloc) (Mod. 251917)								4
14	S25FC667A	. . . Door Assembly, access, jacking point (L.H.)								1
15	S25FC668A	. . . Door Assembly, access, jacking point (R.H.)								1
16	S25FC667-3	. . . Hinge, 5.5 ins. long approximately (Altered from Part No.								1
		AS1879) (L.H. only)								
18	25FC668-4	. . . Hinge, 5.5 ins. long approximately (Altered from Part No.								1
		AS1879) (R.H. only)								
18A	25FC667-7	. . . Strip, sewing, Neoprene, S27-1002, Grade A, 1/16 ins. thick, 0.75								1
		ins. wide, 3.5 ins. long approximately (L.H. only)								
18B	25FC668-8	. . . Strip, sewing, Neoprene, S25-1002, Grade A, 1/16 ins. thick, 0.75								1
		ins. long approximately (R.H. only)								
19	213-12	. . . Receptacle (Camloc) (Pre Mod. 251917)								4
	212-12N	. . . Receptacle (Camloc) (Mod. 251917)								4
20	25FC931-215	. . . Strip, retaining (L.H.) (Pre Mod. 251917)								1
	S25-3FC101-13	. . . Strip, retaining (L.H.) (Mod. 251917)								1
	25FC931-216	. . . Strip, retaining (R.H.) (Pre Mod. 251917)								1
R	21	. . . Strip, retaining (R.H.) (Mod. 251917)								1
	S25-3FC101-14	. . . Strip, rubber, 2 fl. 3 ins. long approximately (Altered from Part No.								1
R	22	25FC931-215								1
		X72) (L.H.) (Pre Mod. 251917)								
	25-3FC101-11	. . . Strip, rubber, 2 fl. 3 ins. long approximately (Altered from Part No.								1
		X72) (L.H.) (Mod. 251917)								
R	23	25FC931-214								1
		. . . Strip, rubber, 2 fl. 3 ins. long approximately (Altered from Part No.								
	25-3FC101-12	. . . Strip, rubber, 2 fl. 3 ins. long approximately (Altered from Part No.								1
		X72) (R.H.) (Pre Mod. 251917)								
		. . . Strip, rubber, 2 fl. 3 ins. long approximately (Altered from Part No.								1
		X72) (R.H.) (Mod. 251917)								
24	H51132-3K7	. . . Nut (Kaylock) (Pre Mod. 251917)								10
	H51132-3K7	. . . Nut (Kaylock) (Mod. 251917)								8

Fig & Index No.	Part Number	Nomenclature	Usage Code	Units Per Assy.
042-25	DHS1085-6	Washer, profile (Pre Mod. 251917)		8
	25SW2807-3	Washer, profile (Mod. 251917)		6
26	A113-3D	Bolt (Pre Mod. 251917)		8
	A113-2D	Bolt (Mod. 251917)		2
27	A113-4D	Bolt (Pre Mod. 251917)		2
28	A113-4D	Bolt (Mod. 251917)		4
	A113-5D	Bolt (Mod. 251917)		2
29	25W2807-3	Washer, profile (Pre Mod. 251917)		10
	DHS1085-6	Washer, profile (Mod. 251917)		8
	25FC931-261A	Fairing Assembly, front, skid (Pre Mod. 251917)		1
30	—	Fairing Assembly, front, skid (Mod. 251217)		1
	S25PC1767A	Fairing Assembly (Pre Mod. 251917)		1
31	S25-3FC107A	Fairing Assembly (Mod. 251917)		1
32	244-16	Receptacle (Carloc)		2
	25FC3779	Diaphragm (L.H.) (Mod. 251917)		1
33	25-3FC109	Diaphragm (L.H.) (Mod. 251917)		1
	25FC3780	Diaphragm (R.H.) (Pre Mod. 251917)		1
34	25-3FC110	Diaphragm (R.H.) (Mod. 251917)		1
35	25FC3739	Spigot		1
	25FC931-17	Strip, sealing, 4 ft. 8 ins. long approximately (Altered from Part No. 33073) (Pre Mod. 251917)		1
36	25-3FC93-21	Strip, sealing, 4 ft. 4 ins. long approximately (Altered from Part No. 33073) (Mod. 251917)		1
37	DHS1436-1	Bolt (Mod. 251917)		24
38	25-3FC175-3	Plate, blanking (Mod. 251917)		1
39	25-3FC175-5	Plate, blanking (Mod. 251917)		1
39A	DHS1475-1D	Bolt (Mod. 252296, Part C)		6
39B	25FC1875-25A	Plate, blanking, ice detection lamp (Mod. 252296, Part C)		1
	F9000-3	Nut, anchor (Kaylock) (Pre Mod. 251917)		26
40	F9000-3	Nut, anchor (Kaylock) (Mod. 251917)		121
	K1000-3	Nut, anchor (Kaylock) (Pre Mod. 251917)		13
41	K1000-3	Nut, anchor (Kaylock) (Mod. 251917)		8
	—	Strip, rubbing, 0.25 in. wide, 8.0 in. long approximately (Altered from Part No. 1623) (Pre Mod. 251917)		AR
42	25-3FC165	Bracket, fairing attachment, frame 11 (L.H.) (Mod. 251917)		1
43	25-3FC166	Bracket, fairing attachment, frame 11 (R.H.) (Mod. 251917)		1
ATTACHING PARTS				
44	A113-2D	Bolt		4
45	SP126D	Washer		4
46	HS1132-3K7	Nut (Kaylock)		4
47	S25FC557	Bracket, fairing, attachment, frame 12 50/A		1
ATTACHING PARTS				
48	A113-1D	Bolt (Pre Mod. 251917)		4
	A113-2D	Bolt (Mod. 251917)		4
49	SP126D	Washer		4
	H10-3	Nut (Kaylock) (Pre Mod. 251917)		4
50	HS1132-3K7	Nut (Kaylock) (Mod. 251917)		4
51	25FC935	Bracket, fairing attachment, frame 12		2
ATTACHING PARTS				
52	A113-1D	Bolt (Pre Mod. 251917)		2
53	A113-2D	Bolt (Mod. 251917)		2
	SP126D	Washer		2
	H10-3	Nut (Kaylock) (Pre Mod. 251917)		2
54	HS1132-3K7	Nut (Kaylock) (Mod. 251917)		2
55	25FC967	Bracket, fairing attachment, frame 13 (L.H.)		1
56	25FC968	Bracket, fairing attachment, frame 13 (R.H.)		1

PRINTED IN ENGLAND

ANEXO D:

“MANUAL DE ENTRENAMIENTO, AVIÓN HAWKER 800 XP, CAPITULO 15, CONTROLES DE VUELO”

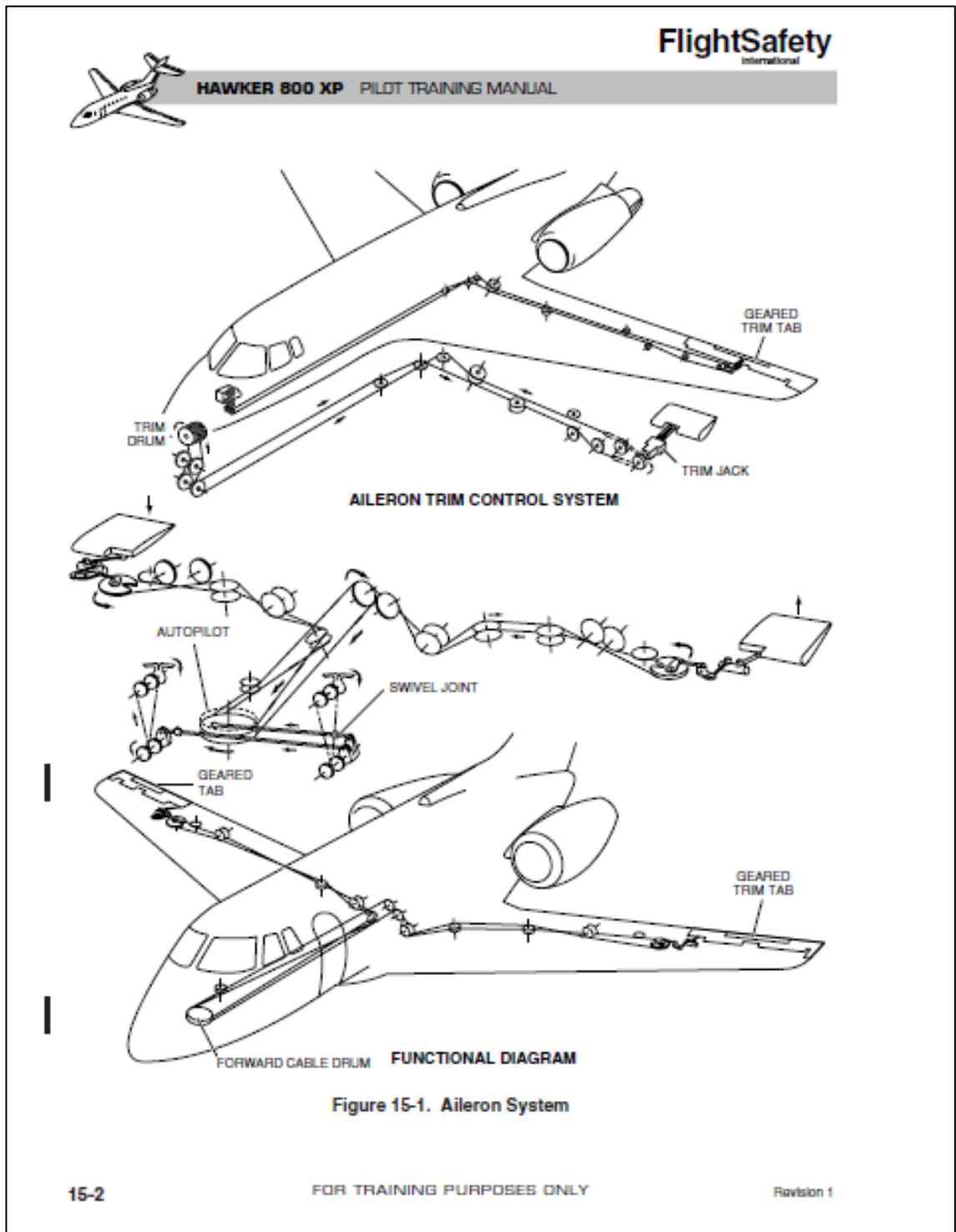


Figure 15-1. Aileron System

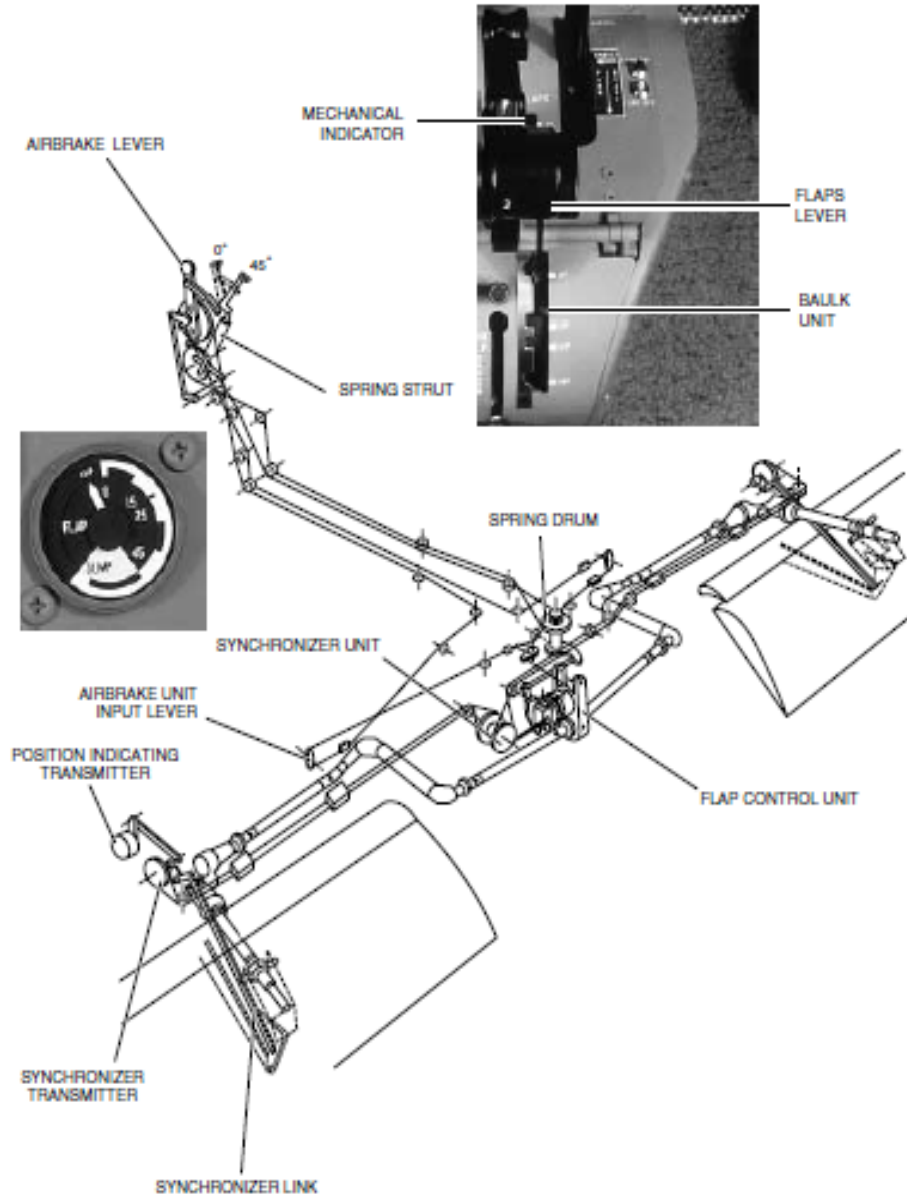


Figure 15-13. Flap Control System Diagram

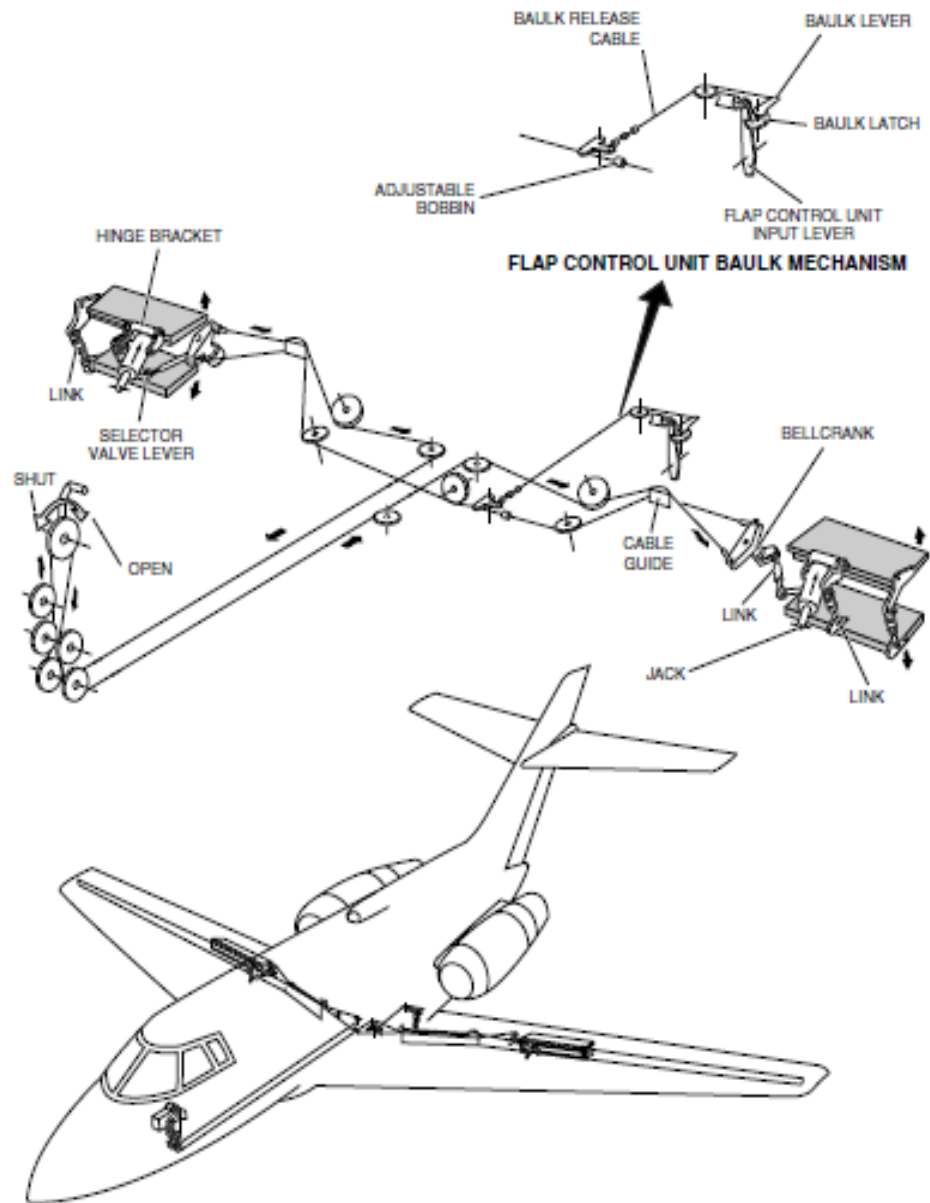




Figure 15-15. Airbrake Control System

ANEXO E:
“TABLA DE VALORES DE TORQUE RECOMENDADOS”

CAUTION THE FOLLOWING TORQUE VALUES ARE DERIVED FROM OIL FREE CADMIUM PLATED THREADS.				
TORQUE LIMITS RECOMMENDED FOR INSTALLATION (BOLTS LOADED PRIMARILY IN SHEAR)			MAXIMUM ALLOWABLE TORQUE LIMITS	TIGHTENING
Thread Size	Tension type nuts MS20365 and AN310 (40,000 psi in bolts)	Shear type nuts MS20364 and AN320 (24,000 psi in bolts)	Nuts MS20365 and AN310 (90,000 psi in bolts)	Nuts MS20364 and AN320 (54,000 psi in bolts)
FINE THREAD SERIES				
8-36	12-15	7-9	20	12
10-32	20-25	12-15	40	25
1/4-28	50-70	30-40	100	60
5/16-24	100-140	50-60	225	140
3/8-24	160-190	70-80	390	240
7/16-20	450-500	100-110	840	500
1/2-20	480-690	120-130	1100	660
9/16-18	800-1000	480-500	1600	960
5/8-18	1100-1300	600-780	2400	1400
3/4-16	2300-2500	1300-1500	5000	3000
7/8-14	2500-3000	1500-1800	7000	4200
1-14	3700-5500	2200-3300*	10,000	6000
1-1/8-12	5000-7000	3000-4200*	15,000	9000
1-1/4-12	9000-11,000	5400-6600*	25,000	15,000
COARSE THREAD SERIES				
8-32	12-15	7-9	20	12
10-24	20-25	12-15	35	21
1/4-20	40-50	25-30	75	45
5/16-18	60-90	48-55	160	100
3/8-16	160-185	95-100	275	170
7/16-14	235-255		475	280
1/2-13	400-480		880	520
9/16-12	500-700		1100	650
5/8-11	700-900	700-950	1500	900
3/4-10	1150-1600	700-950	2500	1500
7/8-9	2200-3000	1300-1800	4600	2700


MOTOR


ALAS

The above torque values may be used for all cadmium-plated steel nuts of the fine or coarse thread series which have approximately equal number of threads and equal face bearing areas.
 * Estimated corresponding values.

ANEXO F: “CROQUIS DEL RECORRIDO PARA EL TRASLADO DEL AVIÓN HAWKER HS 125-400 HASTA EL CAMPUS DE LA UGT”





Campus Unidad de
Gestión de
Tecnologías-ESPE

ITSA

Hangar CEMA

Av. Miguel Iturralde

Av. Miguel Iturralde

Av. Miguel Iturralde

Av. Javier Espinosa

Av. Amazonas

Av. Velasco Ibarra

Calle Isidro Ayora

Calle Gonzalo Córdoba

Calle Juan José Flores

Calle Camayo

Mecánica Automotriz AT

Picantería el Buen Sabor

Google

Aeropuerto De Latacunga

Aeropuerto Internacional Cotopaxi

ANEXO G:

“ACTA DE ENTREGA-RECEPCION DEL BIEN MUEBLE AVION JET HAWKER SIDDELEY 125”

**ACTA DE ENTREGA-RECEPCIÓN DEL BIEN MUEBLE AVIÓN JET HAWKER
SIDDELEY 125, ENTRE EL SERVICIO DE GESTIÓN INMOBILIARIA DEL SECTOR
PÚBLICO, INMOBILIAR Y LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
“ESPE” LATACUNGA.**

1.- COMPARECIENTES:

En la ciudad de Latacunga a los 4 días del mes de abril de del dos mil diecisiete, comparecen a la suscripción de la presente acta de entrega-recepción **POR UNA PARTE** la Dra. Valeria del Rosario Yáñez Serrano, Directora Administrativa del Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público, INMOBILIAR, designada mediante acción de personal No. 0457581 de 17 de febrero de 2014; el Ingeniero Danny Santiago Martínez Vargas, Director Financiero (S) del Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público, INMOBILIAR con acción de personal Nro. CGAF-DTH-2016-0313 de 15 de agosto de 2016, y el Señor Wilson Javier Pilco Gallegos, Guardalmacón del Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público, INMOBILIAR, con contrato de servicios ocasionales de 4 de enero de 2016. **POR OTRA PARTE.- LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS “ESPE”** representados por: Cnrl. E.M.T. Avc. Diego Mantilla, Director de la Unidad de Gestión de Tecnologías, Mayo. Paredes V. Jaime Jefe Financiero Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Extensión Latacunga, Capt. De A. Juan Carlos Armas, Jefe Administrativo de la Unidad de Gestión de Tecnologías perteneciente a la Fuerzas Armadas ESPE, y Tlga. Alejandra García B. Encargada de Bienes Unidad de Gestión de Tecnologías.

A lo comparecientes podrá denominárseles conjuntamente como las “partes”. Las partes, así establecidas, convienen en celebrar la presente Acta de entrega-recepción al tenor de las siguientes estipulaciones:

2.- ANTECEDENTES:

2.1.- Mediante Oficio N° ESPE-h-18-2015-150-O-OF, de fecha 16 de diciembre del 2015, suscrito por el Cnrl. EMT Avc. Víctor Bonilla Balarezo, Director de la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas- ESPE, solicita al Mgs. Jorge Eduardo Carrera, Director General de INMOBILIAR, lo siguiente: “(...) considerar a la Unidad de Gestión de Tecnologías la transferencia a título gratuito y/o donación del avión Hawker Siddeley 125 Serie 400 Matrícula XB-ILD que se encuentra ubicado en la plataforma del Aeropuerto Internacional Cotopaxi.”

2.2.- El ACUERDO-INMOBILIAR-DGSGI-2016-0012, de 20 de junio de 2016 en su Artículo único estipula: “Delegar al Coordinador General Administrativo y Financiero del Servicio de Gestión Inmobiliaria de Sector Público, INMOBILIAR, para que a nombre y en representación del Director General del Servicio de Gestión Inmobiliaria de Sector Público, cumpla con las siguientes atribuciones(...)” 3) Autorizar el proceso de donación de los bienes institucionales, considerados inservibles u obsoletos o fuera de uso”(...).

2.3.- Mediante RESOLUCIÓN-INMOBILIAR-CGAF-2017-0001, de 5 de enero de 2017 en la parte pertinente se estipuló: “Artículo 1.- Transferir a favor de la Universidad de las fuerzas Armadas “ESPE”, a título gratuito, bajo la figura jurídica de donación, el bien mueble con las características que se detallan a continuación:

Avión Jet Hawker Siddeley 125, Serie 400, Matrícula XB-ILD			
TIPO:	AVIONETA	MARCA:	HAWKER-SIDDELEY AVIATION LTD.
AÑO DE FABRICACIÓN:	1969	PROPÓSITO:	TRANSPORTE EJECUTIVO DE MEDIANO ALCANCE
MODELO:	HAWKER SIDDELEY 125 SERIE 400	MATRÍCULA:	XB-ILD
TRIPULACIÓN:	3 PERSONAS	CAPACIDAD:	7 PERSONAS
DIMENSIONES ENVERGADURA:	14,32M	DIMENSIONES LARGO:	14,42M
DIMENSIONES ALTO:	5,03M	PESO:	10,555KG.
VELOCIDAD MÁXIMA:	695 KPH	ALCANCE:	2600 KM
AUTONOMÍA:	2 HORAS Y MEDIA	MOTORES:	2 TURBORREACTORES ROLLS ROYCE VIPER 522 DE 1.525 KG DE EMPUJE
ESTADO DE CONSERVACIÓN:	MALO	RESPONSABLE AVALÚO:	MINISTERIO DE DEFENSA NACIONAL
DOCUMENTO AVALÚO:	MDN-CAF-2016-0458-OF	VALOR AVALÚO:	USD. 15.000,00 *
FECHA AVALÚO:	27/10/2014	CUENTA:	840105 500300010001 TRANSPORTE AÉREO / AERONAVES CIVILES / AVIONETA

2.4.- VALOR REGISTRO CONTABLE:

Mediante Memorando Nro. INMOBILIAR-CGAF-DIF-2017-0573-M, de 20 de marzo de 2017, el Ingeniero Santiago Martínez, Director Financiero subrogante señala: "Una vez revisados los archivos físicos, así como el sistema E-SIGEF, me permito indicar a usted que el bien mueble denominado: AVIÓN JET HAWKER SIDDELEY AVIATOR LTD MATRICULA: XB-ILD se encuentra registrado en la cuenta contable 146.01.05 con un valor contable de \$ 15.000,00 (Quince Mil Dólares Americanos). Es importante señalar que al ser un bien registrado en la cuenta contable 146 no posee valor de depreciación.

3.- ENTREGA – RECEPCIÓN:

3.1.- Con los antecedentes expuestos de conformidad a lo dispuesto en la Sección IV DE LA TRANSFERENCIA GRATUITA artículo 63, 64, 65 y 66 y el CAPÍTULO VI DE LA ENTREGA RECEPCIÓN Artículos 94 y 95 de la Codificación y Reforma al Reglamento General para la Administración, Utilización, Manejo y Control de los Bienes y Existencias

del Sector Público; publicado en el Registro Oficial Suplemento 888 de 23 de noviembre de 2016, los delegados del Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público "INMOBILIAR", proceden a entregar el Avión Jet Hawker Siddeley 125, Serie 400, Matrícula XB-ILD Avión Jet Hawker Siddeley 125, Serie 400, Matrícula XB-ILD, a la Universidad de las Fuerzas Armadas "ESPE", y esta a su vez, a través de sus delegados reciben a su entera satisfacción el bien mueble aludido.

4. ACEPTACIÓN Y RATIFICACIÓN:

4.1. Con la plena aceptación y la total satisfacción del estado del mismo, la Universidad de las Fuerzas Armadas "ESPE" acepta y recibe a conformidad el bien mueble objeto de la presente acta, mismo que se detalla en el numeral 2.3 del presente documento y que ha sido entregado en las mismas condiciones que fuere recibido del extinto CONSEP.

4.2. Las partes declaran expresamente que la Universidad de las Fuerzas Armadas "ESPE" será el único responsable por el estado en que recibe el bien, uso, conservación, daños y perjuicios que puedan derivarse del descuido en la custodia o el mal uso del bien objeto de la presente acta.

4.3.- Las partes aceptan y ratifican en su totalidad el contenido establecido en el presente documento.

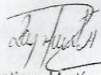
4.4.- Los componentes mayores que se reciben, se detallan adjunto a la presente Acta.

Para constancia y conformidad del presente instrumento, las partes lo suscriben en CINCO (5) ejemplares de igual tenor y valor cada uno, en la ciudad de Latacunga el 4 de abril de 2017.

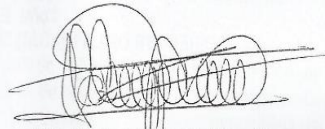
ENTREGA CONFORME:

SERVICIO DE GESTIÓN INMOBILIARIA DEL SECTOR PÚBLICO

"INMOBILIAR"



Ing. Danny Santiago Martínez Vargas
DIRECTOR FINANCIERO (S),



Dra. Valeria del Rosario Yáñez Serrano
DIRECTORA ADMINISTRATIVA



Sr. Wilson-Javier Pílico Gallegos
GUARDALMACÉN



RESOLUCIÓN INMOBILIAR-CGAF-2017-0001

ING. FABIÁN MARCELO LARREA ESPINOZA
COORDINADOR GENERAL ADMINISTRATIVO FINANCIERO
DELEGADO DEL DIRECTOR GENERAL DEL SERVICIO DE GESTIÓN INMOBILIARIA DEL
SECTOR PÚBLICO - INMOBILIAR (E)

CONSIDERANDO:

- Que,** el artículo 227 de la Constitución de la República del Ecuador, establece que la administración pública constituye un servicio a la colectividad que se rige por los principios de eficacia, eficiencia, calidad, jerarquía, desconcentración, descentralización, coordinación, participación, planificación, transparencia y evaluación.
- Que,** el artículo 28-A de la Ley de Modernización del Estado, Privatizaciones y Prestación de Servicios Públicos por parte de la Iniciativa Privada establece que: *"La formación, extinción y reforma de los actos administrativos de las instituciones de la Función Ejecutiva, se regirán por las normas del Estatuto del Régimen Jurídico Administrativo de la Función Ejecutiva."*
- Que,** mediante Decreto Ejecutivo N° 798 de 22 de junio del 2011 publicado en el Registro Oficial N° 485 de 06 de julio del 2011, se transforma a la Unidad de Gestión Inmobiliaria del Sector Público, INMOBILIAR, en la Secretaría de Gestión Inmobiliaria del Sector Público, INMOBILIAR.
- Que,** el Decreto Ejecutivo N° 798 de 22 de junio del 2011, publicado en el Registro Oficial N° 485 de 06 de julio del 2011, reformado parcialmente por el Decreto Ejecutivo N° 50 de 22 de julio del 2013, publicado en el Primer Suplemento del Registro Oficial N° 057 de 13 de agosto del 2013, establece que el Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público, INMOBILIAR, es un organismo de derecho público, con personalidad jurídica, dotado de autonomía administrativa, operativa y financiera y jurisdicción nacional, con sede principal en la ciudad de Quito; y, ejerce la rectoría del Sistema Nacional de Gestión Inmobiliaria del Sector Público.
- Que,** mediante Decreto Ejecutivo N° 50 de 22 de julio del 2013, publicado en el Primer Suplemento del Registro Oficial N° 057 de 13 de agosto del 2013, se reformó parcialmente el Decreto Ejecutivo N° 798 y se transformó la Secretaría de Gestión Inmobiliaria del Sector Público, en Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público, INMOBILIAR, y en su artículo 2.1., establece que INMOBILIAR es dirigido y administrado por un Director General quien será nombrado por el Comité de una Terna presentada por su Presidente.
- Que,** mediante Decreto Ejecutivo N° 641 de fecha 25 de marzo del 2015, publicado en el Primer Suplemento del Registro Oficial N° 476, de 09 de abril del 2015, el señor Presidente de la República, dispuso varias reformas al Decreto Ejecutivo N° 798 publicado en el Registro Oficial N° 485, de 06 de julio del 2011, facultando al Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público - INMOBILIAR, en el artículo 2, numeral 16: *"Ejecutar procesos de enajenación de bienes transferidos a cualquier título a INMOBILIAR."*
- Que,** el artículo 10-1 literal h) del Estatuto del Régimen Jurídico Administrativo de la Función Ejecutiva determina: Servicio.- Organismo público encargado de la administración y provisión de bienes y/o servicios destinados a la ciudadanía y a la Administración Pública



Central e Institucional, que ejerce las facultades de regulación, gestión y control, con personalidad jurídica propia, dotado de autonomía administrativa, operativa y financiera. Contará con una instancia colegiada como máximo nivel gobernante desde el cual se ejercerá la rectoría en el ámbito de sus competencias.

- Que,** mediante Resolución N° 001-2016 de 13 de abril del 2016, el Comité del Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público INMOBILIAR, encargó al señor Milton Daniel Maldonado Estrella como Director General del Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público, INMOBILIAR.
- Que,** con fecha 16 de junio de 1922, el señor doctor José Luis Tamayo, Presidente de la República, decreta la creación de la Escuela de Oficiales Ingenieros, raíz fecundada de la Escuela Técnica de Ingenieros creada en 1947, la que se constituye en Escuela Politécnica del Ejército, mediante Decreto Supremo N° 2029 publicado en el Registro Oficial N° 487 de 20 de diciembre de 1977, con domicilio en la ciudad de Quito y sede principal en la ciudad de Sangolquí, provincia de Pichincha.
- Que,** la Universidad Naval Comandante Rafael Morán Valverde, fue creada mediante Ley N° 2005-26 publicada en el Registro Oficial N° 182 de 06 de enero del 2006, como universidad particular autofinanciada, con sede principal en el cantón Salinas, provincia del Guayas, ubicada actualmente en la provincia de Santa Elena, en razón de la división política territorial de la provincia del Guayas.
- Que,** el Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico, fue creado por el Ministerio de Educación y Cultura, mediante Acuerdo No. 3237 de 8 de noviembre de 1999; y registrado por el CONESUP con el número 05-003, con fecha 22 de septiembre del 2000, como institución particular cofinanciada, con sede en la ciudad de Latacunga, provincia de Cotopaxi.
- Que,** mediante Disposición Transitoria Vigésima Segunda de la Ley Orgánica de Educación Superior, LOES, publicada en el Suplemento del Registro Oficial N° 298 de 12 de octubre del 2010, se dispone que a partir de la vigencia de la LOES, se integrarán la Escuela Politécnica del Ejército ESPE, la Universidad Naval Comandante Rafael Morán Valverde – UNINAV y el Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico – ITSA, para conformar la Universidad de las Fuerzas Armadas “ESPE”, para lo cual formulará el estatuto de la universidad, de acuerdo con su fines y objetivos específicos, conforme a las políticas que defina el Ministerio de Defensa Nacional.
- Que,** mediante Resolución N° RPC-SO-24-N°248-2013, de 26 de junio del 2013, el Consejo de Educación Superior, resuelve: Acoger el informe presentado por la Comisión Permanente de Universidades y Escuelas Politécnicas del CES, y, en consecuencia, aprobar el Estatuto de la Universidad de las Fuerzas Armadas (ESPE), (...)
- Que,** el artículo 1 del Estatuto de la Universidad de las Fuerzas Armadas “ESPE”, señala: *“La Universidad de las Fuerzas Armadas “ESPE”, en una institución de educación superior; con personería jurídica, de derecho público y sin fines de lucro; con autonomía académica, administrativa, financiera, orgánica y patrimonio propio. Como institución de educación superior de las Fuerzas Armadas es dependiente del Comando Conjunto de las Fuerzas Armadas en: política institucional en el ámbito de educación superior, designación de autoridades ejecutivas, y asignación del personal militar necesario para el funcionamiento de la Universidad, conforme al presente estatuto.”*
- Que,** la Secretaría General de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, con fecha 27 de julio del 2016, certifica que el Jefe del Comando Conjunto de las Fuerzas Armadas, mediante Oficio N° 13-DIEDMIL-126 del 11 de septiembre del 2013 y con fundamento en el



Art. 47 del Estatuto de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, designa al General de Brigada Roque Apollinar Moreira Cedeño, Rector del Centro de Educación Superior antes mencionado, el cual se encuentra publicado en la Orden General N° 54 del Comando Conjunto de las Fuerzas Armadas, del 19 de septiembre del 2013.

- Que,** mediante oficio N° CONSEP-DNABD-2013-0425-O, de fecha 06 de septiembre del 2013, el Ing. Francisco José Rodríguez H., Director Nacional de Administración de Bienes en Depósito, Subrogante, remite el original de la Resolución N° CONSEP-SE-DNAJ-BC-VVR-GPWB-ACCA-2013-022 de septiembre 05 del 2013, como alcance y rectificación del artículo 1 de la Resolución N° CONSEP-SE-DNAJ-BC-VVR-GPWB-ACCA-2013-009 de 24 de julio del 2013, para transferir al Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público INMOBILIAR, todos los bienes muebles comisados mediante sentencia condenatoria que se encuentre ejecutoriada.
- Que,** mediante juicio penal N° 13241-2004-0034, seguido en contra del señor César Enrique Fernández Cevallos y otros (Caso Policial "Aniversario"), los Jueces del Primer Tribunal Penal de Manabí, con fecha 20 de octubre del 2004, dictaron sentencia ordenando el comiso del Avión Jet Hawker Siddeley 125, de matrícula XB-ILD, color blanco; y, la Primera Sala Especializada de lo Penal de la Ex Corte Superior de Justicia de Manabí, ratificó la sentencia de primera instancia, esto es, confirmando el Comiso de la Aeronave en mención con fecha 02 de marzo del 2005; conforme consta en la razón de ejecutoria que por Ministerio de la Ley, se registra el 24 de octubre del 2007, misma que obra del expediente.
- Que,** mediante Acta de Entrega Recepción, de fecha 17 de octubre del 2013, suscrita entre la Econ. Eliana Mora, Analista 2 de la Dirección Nacional de Administración de Bienes en Depósito del entonces Consejo Nacional de Sustancias Estupefacientes y Psicotrópicas-CONSEP (Actualmente Secretaría Técnica de Drogas- SETED), Econ. Tannya Villenas, Directora Financiera y señor Javier Pilco, Custodio de Bienes, ambos funcionarios del Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público, INMOBILIAR, se celebró la entrega recepción del bien comisado Avión Jet Hawker Siddeley 125, serie 400, matrícula XB-ILD, por parte del CONSEP a INMOBILIAR.
- Que,** mediante Acta de Entrega Recepción, de fecha 17 de octubre del 2013, suscrita por una parte, el señor Javier Pilco en calidad de Custodio de Bienes y el Ingeniero Iván Ninahualpa en calidad de Delegado de la Dirección Financiera de INMOBILIAR; y, por otra parte el Tcn. Edison León en calidad de Gerente de "CEMA", por la cual se procede a la entrega recepción del Avión Jet Hawker Siddeley 125, serie 400, matrícula XB-ILD, mientras se perfeccionen las acciones correspondientes para determinar el uso o destino de la aeronave por parte de INMOBILIAR.
- Que,** mediante Memorando N° MINEDUC-DNA-2015-00206-OF, de fecha 09 de septiembre del 2015, la Directora Nacional Administrativa del MINEDUC, agradece al Mgs. Jorge Eduardo Carrera Sánchez, entonces Director General de INMOBILIAR, la colaboración brindada y comunica que no cuentan con Instituciones Fiscales bajo la rectoría del Ministerio de Educación interesadas en la aeronave.
- Que,** mediante Oficio N° ESPE-h-18-2015-150-0-OF, de fecha 16 de diciembre del 2015, suscrito por el Crnl. EMT Avc. Víctor Bonilla Balarezo, Director de la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas- ESPE, solicita al Mgs. Jorge Eduardo Carrera, Director General de INMOBILIAR, lo siguiente: "(...) considerar a la Unidad de Gestión de Tecnologías la transferencia a título gratuito y/o donación del avión Hawker Siddeley 125 Serie 400 Matrícula XB-ILD que se encuentra ubicado en la plataforma del Aeropuerto Internacional Cotopaxi."



Que, mediante Oficio N° INMOBILIAR-SDTGB-2015-0494-O de fecha 29 de diciembre del 2015, suscrito por el Dr. Freddy Geovanny López López en su condición de Subdirector Técnico de Gestión de Bienes (S) de INMOBILIAR, pone en conocimiento del Director de la Unidad de Gestión de Tecnologías de la ESPE el Informe Técnico-Económico, Código: BULCO-INF-13001 de 11 de enero del 2013, emitido por BULCO Consultora, en el cual se manifiestan los antecedentes y cada una de las características del bien mueble, a fin de que se sirva ratificar el interés en la donación del mismo.

En lo principal en el informe de BULCO se concluye: "...Desde el punto de vista técnico-legal, la falta de los registros fundamentales y del cumplimiento de los boletines de servicio y directivas de aeronavegabilidad, dan como resultado la falta de aptitud del avión HAWKER SIDDELEY 125 SERIE 400 MATRÍCULA XB-ILD, para realizar operaciones de vuelo, por lo que en las condiciones actuales no tendría un valor en el ámbito aerocomercial, (...).

Del análisis de depreciación de las partes es necesario informar que no existe evidencia de revalorización de la aeronave debido a que no se encontraron registros de mantenimiento, reemplazo de piezas y reparaciones por ello se concluye que el avión llega a tener valor cero dólares a partir del año 1978."

Que, mediante Oficio N° ESPE-h-18-2016-001-0-OF, de fecha 05 de enero del 2016, el Director de la Unidad de Gestión de Tecnología de la Universidad de las Fuerzas Armadas - ESPE ratifica el pedido de donación o transferencia a título gratuito del avión Hawker Siddeley 125 Serie 400.

Que, mediante memorando INMOBILIAR-CGAF-DIA-2016-0905-M de 23 de mayo del 2016, la Directora Administrativa de INMOBILIAR, solicita el registro contable del bien mueble de la referencia a la Dirección Financiera, para lo cual entre otros documentos adjunta, criterio jurídico emitido por la Dirección Nacional de Patrocinio y Asesoría Legal de esta Cartera de Estado; y, Oficio N° MDN-CAF-2016-0458-OF de 12 de mayo del 2016, con el que el Ministerio de Defensa remite oficios que contienen información sobre la estimación de la valoración de la aeronave realizada por dicha Cartera de Estado.

Que, con Memorando N° INMOBILIAR-CGAF-DIF-2016-0779-M, de fecha 21 de julio del 2016, el Director Financiero de INMOBILIAR, informa que: "(...) una vez que la Subsecretaría de Contabilidad Gubernamental del Ministerio de Finanzas atendió la petición realizada en el Oficio N° INMOBILIAR-CGAF-DIF-2016-0136-O de 7 de junio del 2016, mediante el cual se solicitó directrices y parametrización para efectuar el registro contable, referente a bienes muebles comisados, en la cuenta 146 Inmobiliar, es decir "Bienes Recibidos del extinto CONSEP."

Al respecto, notifico que se procedió con el Registro Contable del bien mueble denominado: AVIÓN JET HAWKER SIDDELEY 125, SERIE 400, MATRÍCULA XB.ILD; en conformidad al detalle siguiente:

DESCRIPCIÓN DEL BIEN	VALOR CONTABLE	CUENTA CONTABLE
AVIÓN JET HAWKER SIDDELEY 125, SERIE 400, MATRÍCULA XB.ILD	\$ 15.000,00	146.01.05

(...)

Que, con Memorando N° INMOBILIAR-CGAF-DIA-2016-1335-M de fecha 11 de julio del 2016, la Dra. Valeria Yáñez Serrano, Directora Administrativa de INMOBILIAR, en cumplimiento a los artículos 22 y 64 del Reglamento General para la Administración, Utilización, Manejo y



Control de los Bienes y Existencias del Sector Público, remite el informe de constatación física del bien mueble denominado Avión Jet Hawker Siddeley 125, serie 400, matrícula XB-ILD, constante en el memorando N° INMOBILIAR-CGAF-DIA-UBIS-2016-0176-M, de 08 de julio del 2016, elaborado por el Guardalmacén institucional servidor Javier Pilco, del cual se desprende lo siguiente:

- (...) La aeronave se encuentra en mal estado debido a las condiciones de embodegaje; y, al desgaste normal del paso del tiempo.
- La aeronave se encuentra en estado inservible, obsoleto y ha dejado de usarse en actividades administrativas acordes a los fines institucionales. (...).

Que, con Memorando N° INMOBILIAR-DNABM-2016-0372-M de fecha 26 de julio del 2016, el Dr. Arturo Duque Muñoz, en su calidad de Director Nacional de Administración de Bienes Muebles, emite el Informe de la situación administrativa y legal del Avión Jet Hawker Siddeley 125, serie 400, Matrícula XB-ILD, con el fin de iniciar los trámites legales pertinentes referente a la disposición del bien; informe en el cual, RECOMIENDA (...) que la Dirección Nacional de Disposición y Enajenación de Bienes de INMOBILIAR, analice el presente Informe Jurídico a fin de que se verifique la factibilidad de transferencia a título gratuito del bien mueble denominado Avión Jet Hawker Siddeley 125, serie 400, matrícula XB-ILD, a la Unidad de Gestión de Tecnología de la Universidad de las Fuerzas Armadas - ESPE, ya que por la situación actual de conservación y aeronavegabilidad del bien se enmarca dentro de lo que establece el Artículo 90 del Reglamento General para la Administración, Utilización y Control de los Bienes y Existencias del Sector Público, puesto que la aeronave no tiene ninguna utilidad institucional. (...). El artículo al que se hace referencia, se lo detalla más adelante.

Que, mediante memorando N° INMOBILIAR-CGAF-DIA-2016-2016-1844-M de 13 de septiembre del 2016, se realiza un alcance al memorando INMOBILIAR-CGAF-DIA-2016-1335-M, de fecha 11 de julio del 2016, mismo que en parte pertinente expresa:

"(...) considerando que el bien mueble al que se hace referencia, no cumple con las características técnicas para seguir siendo considerado como aeronave, se informa que no sería posible ni conveniente su venta conforme su naturaleza; es decir, como avioneta."
(...)

Que, mediante memorando N° INMOBILIAR-CGAF-DIA-2016-2132-M de 14 de octubre del 2016, la Directora Administrativa, solicita al señor Coordinador General Administrativo Financiero, en base al ACUERDO-INMOBILIAR-DGSGI-2016-0012 de fecha 20 de junio del 2016, se autorice el correspondiente proceso de egreso o baja del AVIÓN JET HAWKER SIDDELEY 125, SERIE 400, MATRÍCULA XB-ILD, conforme a lo estipulado en el artículo 22 del Reglamento General para la Administración, Utilización, Manejo y Control de los Bienes y Existencias del Sector Público.

Que, con fecha 19 de octubre del 2016, la Directora Administrativa, remite a la Directora Nacional de Disposición y Enajenación de Bienes, el Memorando N° INMOBILIAR-CGAF-DIA-2016-2152-M, el cual en su parte medular señala: *"(...) por medio de la presente pongo en su conocimiento la autorización emitida por el delegado de la máxima autoridad respecto al egreso o baja del bien mueble denominado AVIÓN HAWKER-SIDDELEY AVIATION LTD., a fin de que dentro del ámbito de sus competencias, se establezca el mejor uso de dicho bien, particular del que solicito se notifique a esta Dirección de forma oportuna."*

Que, mediante Memorando N° INMOBILIAR-CGAF-2016-0310-M de 19 de octubre del 2016, el Coordinador General Administrativo y Financiero, autoriza el proceso de egreso o baja del



Avión Hawker Siddeley 125 Serie 400 Matrícula XB-ILD y solicita que se continúe con el trámite pertinente observando el marco legal determinado para el efecto, amparado en Art. 22 del Reglamento General para la Administración, Utilización, Manejo y Control de los Bienes y Existencias del Sector Público y el ACUERDO-INMOBILIAR-DGSGI-2016-0012 de 20 de junio del 2016.

Que, mediante memorando N° INMOBILIAR-SDTAB-2016-0311-M de 25 de noviembre del 2016, el Subdirector Técnico de Administración de Bienes, solicita a la Coordinadora General Administrativo Financiero, Subrogante, "(...) se disponga el inicio del proceso de egreso o baja; y, del proceso de Donación a favor de la Universidad de las Fuerzas Armadas - ESPE, conforme a la recomendación hecha por la Dirección Nacional de Disposición de Enajenación de Bienes, mediante Memorando Nro. INMOBILIAR-DNDEB-2016-0370-M de 17 de noviembre de 2016 (...)"

Que, mediante Acuerdo N° 041-CG-2016 de 17 de noviembre del 2016, publicado en el Primer Suplemento del Registro Oficial N° 888 de 23 de noviembre del 2016, se expide la CODIFICACIÓN Y REFORMA AL REGLAMENTO GENERAL PARA LA ADMINISTRACIÓN, UTILIZACIÓN, MANEJO Y CONTROL DE LOS BIENES Y EXISTENCIAS DEL SECTOR PÚBLICO, la misma que en sus artículos 63 y 64, expresan de forma literal lo siguiente:

Art. 63.- Procedencia.- Cuando no fuere posible o conveniente la venta de los bienes muebles con arreglo a las disposiciones de este reglamento, la máxima autoridad señalará la entidad u organismo, institución de educación, de asistencia social o de beneficencia, a la que transferirá gratuitamente dichos bienes, priorizándose lo dispuesto en la Ley 106 en beneficio de las Instituciones Educativas Fiscales del país, publicada en el Segundo Suplemento del Registro Oficial N° 852 del 29 de diciembre de 1995, que dispone remitir anualmente la lista de bienes obsoletos al Ministerio de Educación para la selección del beneficiario. (...)

Art. 64.- Informe previo.- Antes que la máxima autoridad resuelva en el sentido y alcance lo que se señala en el artículo anterior, será necesario que el titular de la Unidad Administrativa emita un informe luego de la constatación física en la que se evidenció el estado de los bienes y de la inspección física respaldada por el respectivo informe técnico al tratarse de bienes informáticos, eléctricos, electrónicos, maquinaria o vehículos. En dicho informe deberá constar que no es posible o conveniente la venta de los bienes muebles, y, cuando por el estudio de este se presuma que existen bienes muebles que tienen un gran valor histórico, se observará lo preceptuado en la Codificación de la Ley de Patrimonio Cultural y su reglamento para precautelar la pérdida o destrucción de aquellos.

Que, mediante ACUERDO-INMOBILIAR-DGSGI-2016-0012 de fecha 20 de junio del 2016, el señor Director General (E) del Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público - INMOBILIAR, acuerda lo siguiente: "Artículo Único.- Delegar al Coordinador General Administrativo Financiero del Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público, INMOBILIAR, para que a nombre y en representación del Director General del Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público, cumpla con las siguientes atribuciones:

- 1) Autorizar y suscribir todos los procesos inherentes al egreso, baja, destrucción y demolición de los bienes institucionales determinados como inservibles u obsoletos.
- 2) Autorizar el inicio del proceso de chatarrización de los bienes institucionales, determinados como inservibles u obsoletos.
- 3) Autorizar el proceso de donación de los bienes institucionales, considerados inservibles u obsoletos o fuera de uso.

- 4) *Autorizar la subasta y el posterior traspaso de los bienes incautados y comisados, dentro de los procesos penales por delitos de producción o tráfico ilícito de sustancias catalogadas sujetas a fiscalización, lavado de activos, terrorismo y su financiación, trata de personas, tráfico de migrantes, recibidos por el Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público, INMOBILIAR."*

Con las consideraciones expuestas, en ejercicio de la función administrativa y de las atribuciones que le confiere el ACUERDO-INMOBILIAR-DGSGI-2016-0012 de fecha 20 de junio del 2016 y en cumplimiento de las disposiciones de la Codificación y Reforma al Reglamento General para la Administración, Utilización, Manejo y Control de los Bienes y Existencias del Sector Público.

RESUELVE:

Artículo 1.- Transferir a favor de la Universidad de las Fuerzas Armadas "ESPE", a título gratuito, bajo la figura jurídica de donación, el bien mueble con las características que se detallan a continuación:

Avión Jet Hawker Siddeley 125, Serie 400, Matrícula XB-ILD			
TIPO:	AVIONETA	MARCA:	HAWKER-SIDDELEY AVIATION LTD.
AÑO DE FABRICACIÓN:	1969	PROPÓSITO:	TRANSPORTE EJECUTIVO DE MEDIANO ALCANCE
MODELO:	HAWKER SIDDELEY 125 SERIE 400	MATRÍCULA:	XB-ILD
TRIPULACIÓN:	3 PERSONAS	CAPACIDAD:	7 PERSONAS
DIMENSIONES ENVERGADURA:	14,32M	DIMENSIONES LARGO:	14,42M
DIMENSIONES ALTO:	5,03M	PESO:	10,555KG.
VELOCIDAD MÁXIMA:	695 KPH	ALCANCE:	2600 KM
AUTONOMÍA:	2 HORAS Y MEDIA	MOTORES:	2 TURBORREACTORES ROLLS ROYCE VIPER 522 DE 1.525 KG DE EMPUJE
ESTADO DE CONSERVACIÓN:	MALO	RESPONSABLE AVALÚO:	MINISTERIO DE DEFENSA NACIONAL
DOCUMENTO AVALÚO:	MDN-CAF-2016-0458-OF	VALOR AVALÚO:	USD. 15.000,00
FECHA AVALÚO:	27/10/2014	CUENTA:	840105 500300010001 TRANSPORTE AÉREO / AERONAVES CIVILES / AVIONETA

Artículo 2.- Disponer que la Dirección Nacional de Disposición y Enajenación de Bienes del Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público - INMOBILIAR, coordine con la Universidad de las Fuerzas Armadas "ESPE", la realización de los trámites que correspondan con el objeto de que el bien mueble sea transferido a favor de la Universidad de las Fuerzas Armadas "ESPE".

Artículo 3.- Disponer que la Dirección Administrativa, la Dirección Financiera y la Dirección Nacional de Administración de Bienes Muebles del Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector




Público - INMOBILIAR, coordinen con la Universidad de las Fuerzas Armadas "ESPE", la suscripción de la respectiva Acta de Entrega Recepción, una vez perfeccionada la transferencia de dominio del bien mueble a favor de la Universidad de las Fuerzas Armadas "ESPE" de conformidad a lo dispuesto en los Artículos 94 y 95 de la Codificación y Reforma al Reglamento General para la Administración, Utilización, Manejo y Control de los Bienes y Existencias del Sector Público.

Artículo 4.- Notificar con el contenido de la presente Resolución a la Universidad de las Fuerzas Armadas "ESPE" a efecto de que dicho organismo viabilice eficazmente y a la brevedad posible el proceso de transferencia del bien mueble.

Artículo 5.- La presente Resolución entrará en vigencia a partir de su suscripción.

Dado y firmado en ciudad de Quito, Distrito Metropolitano, a los 05 días del mes de enero del 2017.


ING. FABIÁN MARCELO LARREA ESPINOZA
COORDINADOR GENERAL ADMINISTRATIVO FINANCIERO

Servicio de
Gestión Inmobiliaria
del Sector Público
DIRECCIÓN DE
DOCUMENTACIÓN Y ARCHIVO

17 ABR 2017

BIEN COPIA DEL ORIGINAL
QUE REPOSA EN: "LA COORDINACION
GENERAL ADMINISTRATIVA FINANCIERA".
DIRECCION DE DOCUMENTACION Y ARCHIVO

Fabián Larrea

DATOS PERSONALES

NOMBRE: Gallarda Ramos Kevin David

NACIONALIDAD: Ecuatoriana

FECHA DE NACIMIENTO: 03 de Julio de 1994

CÉDULA DE CIUDADANÍA: 050347121-1

TELÉFONOS: 0987389621

CORREO ELECTRÓNICO: kevindavid-16@hotmail.com

DIRECCIÓN: Parroquia Juan Montalvo – Barrio Pusuchisi



ESTUDIOS REALIZADOS

PRIMARIA: Escuela “San José la Salle” – Latacunga, Ecuador

SECUNDARIA: Instituto Tecnológico Superior Industrial “Vicente Leon” –
Latacunga, Ecuador

SUPERIOR: Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE

TÍTULOS OBTENIDOS

Bachillerato en Físico Matemático

Tecnología en Mecánica Aeronáutica - Mención Motores

Tecnología en idioma Ingles

EXPERIENCIA LABORAL O PRÁCTICAS PRE-PROFESIONALES

EMPRESA: Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE (80 H)

EMPRESA: Agencia Nacional de Tránsito “ANT” (80 H)

EMPRESA: 15 Bae” – Sangolquí (160 H)

EMPRESA: Aeroconexos- Shell (200 H)

EMPRESA: Tame Amazonia – Shell (200 H)

**UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS – ESPE
UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS**

HOJA DE LEGALIZACIÓN DE FIRMAS

DEL CONTENIDO DE LA PRESENTE INVESTIGACIÓN SE
RESPONSABILIZA EL AUTOR

GALLARDO RAMOS KEVIN DAVID
C.C. 050347121-1

DIRECTOR DE CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

ING. BAUTISTA ZURITA RODRIGO CRISTOBAL

Latacunga, Agosto del 2018