



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

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

**TEMA: INSPECCIÓN DE LOS MONTANTES DE LOS MOTORES
ROLLS ROYCE VIPER 522 DEL AVIÓN ESCUELA HAWKER
SIDDELEY 125-400 CON NÚMERO DE SERIE NA 72-2**

AUTOR: CALAPIÑA GUAMANI DIEGO ISRAEL

DIRECTOR: TLGO. ESTEBAN PANTOJA

LATACUNGA

2018



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, ***“INSPECCIÓN DE LOS MONTANTES DE LOS MOTORES ROLLS ROYCE VIPER 522 DEL AVIÓN ESCUELA HAWKER SIDDELEY 125-400 CON NÚMERO DE SERIE NA 72-2”*** realizado por el señor **CALAPIÑA GUAMANI DIEGO ISRAEL**, 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 **CALAPIÑA GUAMANI DIEGO ISRAEL** para que lo sustente públicamente.

Latacunga, 14 de noviembre del 2018

Tlgo. Esteban Pantoja

DIRECTOR



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **CALAPIÑA GUAMANI DIEGO ISRAEL** con cédula de identidad N° 050372660-6 declaro que este trabajo de titulación **“INSPECCIÓN DE LOS MONTANTES DE LOS MOTORES ROLLS ROYCE VIPER 522 DEL AVIÓN ESCUELA HAWKER SIDDELEY 125-400 CON NÚMERO DE SERIE NA 72-2”**, 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, 14 de noviembre del 2018

CALAPIÑA GUAMANI DIEGO ISRAEL

ID: L00363587



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

AUTORIZACIÓN

Yo, **CALAPIÑA GUAMANI DIEGO ISRAEL** autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca Virtual de la institución el presente trabajo de titulación ***“INSPECCIÓN DE LOS MONTANTES DE LOS MOTORES ROLLS ROYCE VIPER 522 DEL AVIÓN ESCUELA HAWKER SIDDELEY 125-400 CON NÚMERO DE SERIE NA 72-2”*** cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

Latacunga, 14 de noviembre del 2018

CALAPIÑA GUAMANI DIEGO ISRAEL

C.I.: 1805215108

DEDICATORIA

A Dios, que me cuidó y guió mi camino por el sendero del bien. A mis padres, quienes con sus buenos consejos formaron los pilares fundamentales de mi vida, con cariño, les dedico el fruto de mi esfuerzo, en honor a todo el sacrificio que han puesto para culminar mis estudios. A mis queridos profesores quienes colocaron su granito de arena en mi formación profesional compartiendo sus conocimientos y experiencias.

CALAPIÑA GUAMANI DIEGO ISRAEL

AGRADECIMIENTO

Agradezco a Dios por sus bendiciones y por concederme el don de la sabiduría y entendimiento para cumplir gran parte de mis sueños y anhelos, a mis padres por brindarme todo su apoyo incondicional, ya que han sabido darme su ejemplo de esfuerzo y dedicación, valores que hoy me han ayudado a culminar una etapa más en mi vida.

A la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE por abrirme las puertas a tan prestigiosa alma mater, donde gracias a sus excelentes docentes los cuales han sabido impregnar su sabiduría, conocimientos y experiencias en mí.

Expreso un sincero agradecimiento a mi tutor Tlgo. Esteban Pantoja, quien con sus conocimientos me ha guiado en el desarrollo del presente trabajo de titulación.

Finalmente agradezco a cada uno de mis compañeros por otorgarme su amistad, comprensión y ayuda, formando más que un compañerismo, una amistad.

CALAPIÑA GUAMANI DIEGO ISRAEL

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.....	xiii
ABSTRACT.....	xiv
CAPÍTULO I	
TEMA	
1.1 Antecedentes	1
1.2 Planteamiento del problema	2
1.3 Justificación e Importancia.....	3
1.4 Objetivos	3
1.4.1 Objetivo General	3
1.4.2 Objetivos Específicos.....	4
1.5 Alcance.....	4
CAPÍTULO II	
MARCO TEÓRICO	
2.1 Historia Aeronave Hawker Siddeley HS 125-400 con matrícula XB- ILD	5
2.2 Generalidades del Avión Hawker Siddeley HS 125-400	6
2.2.1 Desarrollo del Hawker Siddeley HS-125.....	6
2.2.2 Variantes del Hawker Siddeley HS-125	7
2.2.3 Especificaciones del Hawker Siddeley HS 125-400.....	9
2.3 Motor Roll Royce Viper Avon MK 522	10
2.3.1 Historia del motor Roll Royce Viper Avon MK 522	10
2.3.2 Diseño y desarrollo motor Roll Royce Viper Avon MK 522	11
2.3.3 Descripción y Operación motor Roll Royce Viper Avon MK 522.....	12
2.3.4 Secciones principales del motor Roll Royce Viper Avon MK 522.....	13

2.3.4.1 Sección de entrada de aire.....	13
2.3.4.2 Sección del compresor.....	13
2.3.4.3 Sección de combustión.....	14
2.3.4.4 Sección de turbina.....	15
2.3.4.5 Cono de escape y boquilla de propulsión.....	16
2.3.4.6 Unidades accesorias y caja de accesorios	17
2.4 Montantes Aeronave HS 125-400.....	17
2.4.1 Descripción general de los montantes.....	17
2.4.2 Montante principal	17
2.4.3 Montante frontal.....	18
CAPÍTULO III	
DESARROLLO DEL TEMA	
3.1 Preliminares	19
3.2 Medidas de seguridad	19
3.3 Herramientas y equipos utilizados para la construcción del tecele, montaje desmontaje e inspección de los montantes de los motores Roll Royce Viper MK 522	19
3.4 Procedimientos para el diseño del tecele en el programa ANSYS.....	20
3.4.1 Procedimientos de diseño ANSYS	20
3.4.2 Análisis factor de seguridad de la estructura	21
3.4.3 Análisis deformación total de la estructura	23
3.4.4 Análisis deformación estática equivalente	24
3.4.4 Análisis deformación de estrés equivalente.....	25
3.5 Procesos de construcción del tecele	26
3.5.1 Unión por solda de la estructura	26
3.5.2 Proceso de pintura de la estructura	28
3.5.3 Traslado del tecele a la Unidad de Gestión de Tecnologías	30
3.6 Desmontaje del motor Roll Royce Viper MK 522.....	31
3.6.1 Desconexión de la parte eléctrica	32
3.6.2 Desconexión de las conexiones mecánicas	33
3.7 Desmontaje del motor	35
3.8 Inspección de los montantes de la estructura de la aeronave	39
3.8.1 Inspección montante delantero conjunto de pernos	40
3.8.2 Inspección montante posterior conjunto de pernos	41

3.9 Instalación del motor	42
3.9.1 Colocación de la eslinga, elevación y aseguramiento del motor	43
3.10 Simbología en diagramas de flujo de análisis	45
3.11 Diagrama de flujo de análisis de tema	46
3.12 Presupuesto	47
3.12.1 Análisis de costos	47
3.12.2 Costos primarios	47
3.12.3 Costos secundarios.....	48
3.12.4 Costo total del proyecto de grado	48
CAPÍTULO IV	
4.1 Conclusiones	49
4.2 Recomendaciones	49
GLOSARIO	50
ABREVIATURA	52
BIBLIOGRAFÍA.....	53
ANEXOS	54

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1 Total de costos primarios	47
Tabla 2 Total de costos secundarios	48
Tabla 3 Total costo del proyecto	48

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 Avión Hawker Siddeley HS 125-400 incautado	6
Figura 2 Avión Hawker HS 125	9
Figura 3 Dimensiones del avión Hawker Siddeley HS 125-400	10
Figura 4 Motor Roll Royce Viper Avon MK 522	12
Figura 5 Dibujo esquemático motor Viper Avon MK 522	12
Figura 6 Componentes sección de combustión.....	14
Figura 7 Puntos de drenaje.....	15
Figura 8 Componentes sección de turbina.....	15
Figura 9 Cono de escape	16
Figura 10 Caja de accesorios.....	17
Figura 11 Montante principal	18
Figura 12 Componentes de los montantes	18
Figura 13 Ejemplo del tecele a fabricar	21
Figura 14 Diseño tecele en ANSYS	21
Figura 15 Análisis factor seguridad	22
Figura 16 Análisis deformación total	23
Figura 17 Análisis deformación estática equivalente	25
Figura 18 Análisis estres equivalente	26
Figura 19 Sujeción por punto de suelda	26
Figura 20 Unión de suelda completo.....	27
Figura 21 Uso de la amoladora	28
Figura 22 Unión de los conjuntos	28
Figura 23 Aplicación del fondo de pintura.....	29
Figura 24 Aplicación de pintura industrial.....	29

Figura 25 Movilidad del tecle a la grúa.....	30
Figura 26 Montaje del tecle en la grúa	30
Figura 27 Llegada a la plataforma de aviones	31
Figura 28 Montaje del tecle	31
Figura 29 Motor sin cubiertas	32
Figura 30 Desajuste palanca del acelerador	34
Figura 31 Tuberías Hidráulicas desconectadas	34
Figura 32 Componentes de los montantes	35
Figura 33 Colocación eslinga al motor	36
Figura 34 Colocación eslinga al motor	36
Figura 35 Perno principal montante frontal	37
Figura 36 Perno principal inferior de montaje del motor	38
Figura 37 Muñón de montante principal	38
Figura 38 Motor Desmontado	39
Figura 39 Inspección enlace inferior	40
Figura 40 Inspección enlace superior	41
Figura 41 Inspección enlace posterior	41
Figura 42 Motores completos para el montaje	42
Figura 43 Elevación del motor para el montaje	43
Figura 44 Conexión del arnés eléctrico	44
Figura 45 Símbolos en diagramas de flujo	45

RESUMEN

Este trabajo de graduación detalla los procesos necesarios para la construcción de un teclé para el montaje y desmontaje del motor, para cumplir con una tarea de mantenimiento en los motores Roll Royce Avon Viper MK 522 del manual de la aeronave Hawker Siddeley HS 125-400 para la preservación y buena ejecución de las inspecciones de los montantes de la planta de poder.

En el capítulo I, se detalla el tema del proyecto, también se indica los objetivos para obtención de los resultados deseados.

En el capítulo II, encontraremos la sinopsis de la investigación o el marco teórico, el mismo que está enfocado en la información general e historia del avión Jet Hawker Siddeley HS 125-400 con sus motores. Especialmente brinda la información necesaria sobre sus componentes internos, así como de sus montantes y el proceso de instalación de motores.

En el capítulo III, se especifican todos los procesos realizados para el diseño y fabricación del teclé para el desmontaje y montaje de motores, al mismo tiempo los resultados de la inspección visual de los montantes o puntos de soporte del motor que contribuirán a la preservación del avión escuela Hawker Siddeley HS 125-400, basándose en la información de manuales y siguiendo procedimientos técnicos con la ayuda de herramientas y equipos específicos para lograr con éxito el cumplimiento de este trabajo.

PALABRAS CLAVES:

- MOTOR
- MONTANTE
- PRESERVACIÓN
- MANUAL DE MANTENIMIENTO
- PROCEDIMIENTO

ABSTRACT

This graduation project details the necessary processes for the construction of a crane system for disassembly and assembly of the engine, in order fulfill a maintenance task in the Roll Royce Avon Viper MK 522 engines of the aircraft manual Hawker Siddeley HS 125 – 400 for the preservation and good execution in inspections of the uprights of the power plant.

Chapter I details the theme of the project, as well as the objectives for obtaining the desired results are shown.

In Chapter II, we find the synopsis of the research or the theoretical framework, which is focused on the general information and history of the Jet Hawker Siddeley HS 125 – 400 aircraft with its engines. Especially provides the necessary information about their internal components, as well as their uprights and the process of engine installation.

In chapter III, all the processes carried out for the design and manufacture of the crane system for the disassembly and assembly of engines are specified, at the same time the result of the visual inspection of the uprights which will contribute to the preservation of the airplane Hawker Siddeley 125 – 400 school, based on the information of manuals and following technical processes with the help of specific tools and equipment to achieve successfully with this work.

KEYWORDS:

- ENGINE
- UPRIGHTS
- PRESERVATION
- MAINTENANCE MANUAL
- PROCEDURE

CHECKED BY:
Lcda. Yolanda Santos
DOCENTE UGT

CAPÍTULO I

TEMA

“INSPECCIÓN DE LOS MONTANTES DE LOS MOTORES ROLLS ROYCE VIPER 522 DEL AVIÓN ESCUELA HAWKER SIDDELEY 125-400 CON NÚMERO DE SERIE NA 72-2”

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.

El avión HAWKER SIDDELEY 125-400 con matrícula XB-ILD ha sido adjudicado mediante el Servicio de Gestión Inmobiliar del Sector Público-INMOBILIAR de la República del Ecuador a la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE ubicado en la ciudad de Latacunga para ser utilizado como un avión escuela. El avión HAWKER SIDDELEY 125-400 se ha

encontrado inoperativo dentro del ALA DE TRANSPORTES N° 11 ubicada en el interior del Aeropuerto Internacional Cotopaxi, por lo cual, debido a su inoperatividad la aeronave ha sufrido deterioro y pérdida de varios componentes tanto en su estructura interna como externa.

Desde su adquisición, la aeronave HAWKER SIDDELEY 125-400, ha sido objeto de estudios y prácticas para los estudiantes en la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE, los mismos que han sido de gran aporte para la formación de profesionales en la aviación, ya que los estudiantes podrán adquirir nuevos conocimientos sobre la aeronave y los sistemas que la conforman.

1.2 Planteamiento del problema

Debido a la adjudicación por parte del Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público-INMOBILIAR de la República del Ecuador y además por la inoperancia del avión HAWKER SIDDELEY 125-400, sus componentes han sido objeto de estudios para los estudiantes de la Carrera de Mecánica Aeronáutica, sin embargo, es necesario la implementación de nuevas herramientas que otorguen a los estudiantes las facilidades en sus prácticas de montaje, desmontaje y mantenimiento de motores de las aeronaves, principalmente del avión escuela HAWKER SIDDELEY 125-400.

Durante el transcurso de los años se han realizado varias prácticas de montaje y desmontaje en los motores de la aeronave, donde se evidencia procedimientos inadecuados al no usar las herramientas especiales determinadas o específicas, por lo cual, la implementación de las mismas sirve para la ejecución de inspecciones en los diferentes componentes siendo necesarias para observar el estado de las partes desmontadas.

El uso y manipulación de los componentes de una aeronave vienen determinados en los manuales de mantenimiento emitidos por el fabricante, donde se observa el manejo apropiado de las herramientas especiales para ejecutar remoción e instalación de equipos mayores y menores, prestando atención a procedimientos adecuados y necesarios de seguridad en las tareas de mantenimiento.

1.3 Justificación e Importancia

La Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE es 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 mejorar el proceso de desmontaje y montaje de los motores de la aeronave, además se implementará una nueva herramienta para lograr que estos procedimientos se realicen de manera rápida y segura.

Al realizar procedimientos como la inspección de componentes tales como los montantes de los motores, se logra preservar la seguridad de los estudiantes, estando seguros que dichos montantes se encuentren en un buen estado, brindando confianza al realizar prácticas tutoriales de corrida de motores y evitando que los componentes estructurales del conjunto de los montantes sufran rajaduras.

El presente trabajo brindará una mejor ayuda y enseñanza, de forma teórica como práctica en conocimientos de desmontaje y montaje de los motores de la aeronave, este proceso permite obtener experiencia y habilidad en tareas técnicas de mantenimiento, de esta forma los estudiantes van a obtener un desenvolvimiento óptimo en sus prácticas pre-profesionales y posteriormente como técnicos en aviación, aplicando los conocimientos adquiridos en clase con sus respectivas prácticas en el avión escuela HAWKER SIDDELEY 125-400.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo General

Realizar la inspección de los montantes de los motores ROLLS ROYCE VIPER 522 para la preservación de sus elementos del avión escuela Hawker Siddeley 125-400 perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE.

1.4.2 Objetivos Específicos

- Recopilar la información y especificaciones técnicas necesarias para el desmontaje e inspección de los montantes del motor ROLLS ROYCE VIPER 522 del avión escuela Hawker Siddeley 125-400.
- Implementar un tecele que permita realizar actividades de instalación y remoción de los motores del avión escuela Hawker Siddeley 125-400.
- Determinar el estado de los montantes de los motores ROLLS ROYCE VIPER 522 del avión escuela de acuerdo al manual aplicable a la aeronave.

1.5 Alcance

El presente proyecto busca realizar el proceso de desmontaje de los motores ROLLS ROYCE VIPER 522 del avión escuela Hawker Siddeley 125-400 e inspeccionar los montantes y determinar el estado real de dichos componentes mediante un proceso de inspección y preservación nivel uno basada en métodos de ensayos no destructivos (NDT) que nos proporcionara verificar que los componentes se encuentren en condición segura y óptima para su uso. Además, realizar un análisis de cargas estructurales e implementar un tecele como herramienta que reducirá los riesgos presentes y facilitará los procesos de montaje, desmontaje y mantenimiento de componentes mayores de las aeronaves como los motores.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 Historia Aeronave Hawker Siddeley HS 125-400 con matrícula XB-ILD

La aeronave Hawker Syddeley HS 125-400 de matrícula XB-ILD, fue incautada en la provincia de Manabí en la ciudad de Portoviejo en un operativo por parte de la Policía Nacional del Ecuador nombrado en ese momento “Aniversario” en el cual se involucraban personas mexicanas, colombianas, peruanas y un ecuatoriano el portovejense Cesar Enrique Fernández Cevallos.

Por medio del juez de ese entonces precedida por Arturo Mena Intriago y la fiscal María Eugenia Vallejo de Manabí, emiten la orden de captura por tráfico de estupefacientes prohibidos y sancionados en las leyes del Ecuador, donde se incautó una empresa, una mansión y varias aeronaves entre ellas el avión Hawker Siddeley con matrícula mexicana vinculado directamente con el cartel de Sinaloa. (EL UNIVERSO, 2004)

El jefe de policía de ese entonces se muestra abierto a transferir todo lo incautado al Consejo Nacional de Sustancias Psicotrópicas y Estupefacientes (Consep), por lo cual, por medio de gestiones gubernamentales los bienes muebles e inmuebles pasaron a ser parte del Servicio de Gestión inmobiliaria del Sector Publico. Las Aeronaves despertaron el interés de entidades como la Fuerza Aérea Ecuatoriana, Policía Nacional y la Dirección General Civil del Ecuador.

La Fuerza Aérea Ecuatoriana con tramites respectivos se adjudicó por medio de Inmobiliar-Ecuador la aeronave Hawker Siddeley 125-400 la misma que fue devuelta por problemas de documentos y datos técnicos que no portaba la aeronave para ser aeronavegable. La Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE por medio de la Dirección de la Carrera de Mecánica Aeronáutica se logró la adjudicación por el Servicio de Gestión inmobiliaria del Sector Público como donación

para material de enseñanza y avión escuela de la unidad, traslado realizado desde el Aeropuerto Internacional Cotopaxi hasta las instalaciones de la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea por medio de estudiantes de la Carrera de Mecánica Aeronáutica.



Figura 1 Avión Hawker Siddeley HS 125-400 incautado

Fuente: (EL UNIVERSO, 2004)

2.2 Generalidades del Avión Hawker Siddeley HS 125-400

El Hawker-Siddeley HS-125 es uno de los jets ejecutivos más exitosos que se haya producido. Diseñado a principios de la década de 1960 por la compañía británica De Havilland, el primer vuelo del DH 125 se realizó el 13 de agosto de 1962. Durante un breve período, el avión fue conocido como el Jet Dragon, mostrando así su descendencia de otros aviones famosos de Havilland el DH 84 Dragon y el DH 89 Dragon Rapide. (Cunha, 2018)

2.2.1 Desarrollo del Hawker Siddeley HS-125

La fusión entre De Havilland y Armstrong-Siddeley en 1959 condujo a la creación del grupo Hawker-Siddeley, y para mediados de la década de 1960 el DH 125 fue re designado HS-125. Se construyeron ocho aviones de la Serie 1 y 77 de las variantes más potentes de la Serie 1A y de la Serie 1B (el sufijo A indicaba que el avión se vendía a clientes estadounidenses, mientras que el sufijo B indicaba los vendidos a todos los demás clientes). La siguiente versión fue la Serie 2, una versión militar de la Royal Air Force. Conocido como el Dominie, fue utilizado por la RAF en cinco versiones diferentes: T.1 y T.2 (para entrenamiento de navegantes)

y CC.1, CC.2 y CC.3 (para tareas de enlace y transporte VIP, incluidos los miembros de la familia real).

Las versiones de la Serie 3A y la Serie 3B tenían motores más potentes, con 29 aviones en construcción. Las versiones de la Serie 3A / RA y de la Serie 3B / RA podrían transportar más combustible, para un mayor alcance; 36 aviones fueron construidos. Con la fusión de Hawker-Siddeley con British Aerospace, en 1977, el avión se hizo conocido como el BAe 125. Los aviones de la Serie 4 fueron re designados como BAe 125-400A y BAe 125-400A, con 116 ejemplos producidos. (Cunha, 2018)

2.2.2 Variantes del Hawker Siddeley HS-125

- **Serie 1:** Primera versión, con motores Viper 20 o 520 de 3.000 lbst. 10 construidos, incluidos 2 prototipos y 8 aviones de producción.
- **Series 1A / 1B:** Los motores mejorados Bristol Siddeley Viper 521 o 522 con 3,100 libras de empuje cada uno, y cinco ventanas de cabina en lugar de seis. Srs 1A para la certificación de la FAA de los EE. UU. (62 construidos), Srs. 1B para la venta en otro lugar (15 construidos), un total de 78 aviones.
- **Series 2:** Entrenador de navegación para RAF (20 construidos), con la designación de servicio Dominie T.1, propulsado por motores Viper 301 de 3.000 lbst.
- **Series 3A / B:** La variante con motor Viper 522 con un peso de despegue aumentado de 21,700 lb. 2 Srs 3, 13 Srs 3A y 15 Srs 3B para venta fuera de EE. UU., Un total de 30 aviones.
- **Series 3A / RA y 3B / RA:** Serie 3 con un peso máximo de despegue de 22,800 lb y un tanque ventral adicional de 112 galones. 20 Srs. 3A / RA y 14 Srs. 3B / RA para venta fuera de los Estados Unidos, un total de 34 aeronaves.
- **Series 400A y 400B:** Aumento de pesos máximos y puerta de entrada principal hacia afuera. Desde 1970, el avión Srs 400A para EE. UU. Se vendió como el Beechcraft Hawker BH125 Srs 400A. 69 Srs. 400A y 48 Srs. 400B para venta fuera de los Estados Unidos, un total de 117 aeronaves.

- **Series 401B:** Aumento de pesos máximos.
- **Series 403B:** Aumento de pesos máximos.
- **HS125 CC1:** Designación RAF para aeronaves de comunicación Srs 400.
- **Series 600A y 600B:** Motores Viper 601-22, aumento de pesos y velocidades de operación, 3 pies 1 en el fuselaje se estiran para aumentar la capacidad a 14 pasajeros, aumento de la capacidad de combustible y una mejor aerodinámica. Desde 1976, el avión Srs 600A se vendió como el Beechcraft Hawker BH125 Srs 600A. 35 Srs. 400A y 35 Srs. 400B para venta fuera de los Estados Unidos, un total de 70 aviones.
- **HS125 CC2:** Designación RAF para aeronaves de comunicaciones Srs 600.
- **Series. 700A y 700B:** Motores turbohélice Honeywell TFE731-3RH de 3,720 lbst de empuje cada uno, primer vuelo el 19 de junio de 1976. Peso máximo de despegue 25,500 lb. 151 Srs 700A y 64 Srs 700B para venta fuera de EE. UU., Un total de 215 aviones.
- **BAe 125 CC3:** Designación RAF para aeronaves de comunicaciones Srs 700B.
- **BAe 125 800:** Aumento de la envergadura, nariz aerodinámica, extensión de la aleta caudal, aumento de la capacidad de combustible, motores mejorados, primer vuelo el 26 de mayo de 1983.
- **Hawker 800:** Variante final de la serie BAe 125 800. Más de 275 construidos.
- **Hawker 800XP:** Motores turbo fán TFE731-5BR1H con empuje de 4,660 lbst cada uno.
- **Hawker 800SP y 800XP:** Aviones BAe 125 800 y Hawker 800XP equipados con winglets.
- **Hawker 900XP:** 850XP con motores turbohélice Honeywell TFE731-50R para un mayor rendimiento en caliente / alto y una gama más larga y aviónica modificada.

- **Hawker 750:** Un derivado del Hawker 800XP con un interior ligero y una alforja de equipaje que reemplaza el tanque de combustible ventral trasero.
- **C-29A:** Designación militar de los Estados Unidos para un derivado del BAe 125-800.
- **U-125:** BAe 125 800 avión de inspección de vuelo basado para Japón (similar a C-29A).
- **U-125A:** Aviones de búsqueda y rescate basados en Hawker 800 para Japón, equipados con el sistema de radar APS-134LW.
- **BAe 125 Srs 1000A y 1000B:** Versión intercontinental del Srs 800, estiramiento del fuselaje de 2 pies 9 pulgadas para aumentar la capacidad a 15, aumento de la capacidad de combustible, Pratt & Whitney Canada PW-305 turbo fan ces 5,200 libras de empuje cada uno, primer vuelo el 16 de junio de 1990, 52 construidos.
- **Hawker 1000:** BAe 125-1000 después de 1994.



Figura 2 Avión Hawker HS 125

Fuente: (Aviation Library Images, 2011)

2.2.3 Especificaciones del Hawker Siddeley HS 125-400

- **Transporte ejecutivo de medio alcance**
- **Planta motriz:** 2 turbo fan Rolls-Royce Viper 522 de 1.525kg de empuje c/u
- **Dimensiones:** envergadura 14.32mts / longitud 14.42mts / altura mts / superficie alar m²
- **Pesos:** vacío kg / máximo de despegue 10.555kg

- **Prestaciones:** velocidad máxima 695km/h / alcance máximo 2.600 km / techo de servicio 37000 ft, autonomía 2.5hs
- **Capacidad de transporte:** 7 pasajeros y 3 tripulantes.

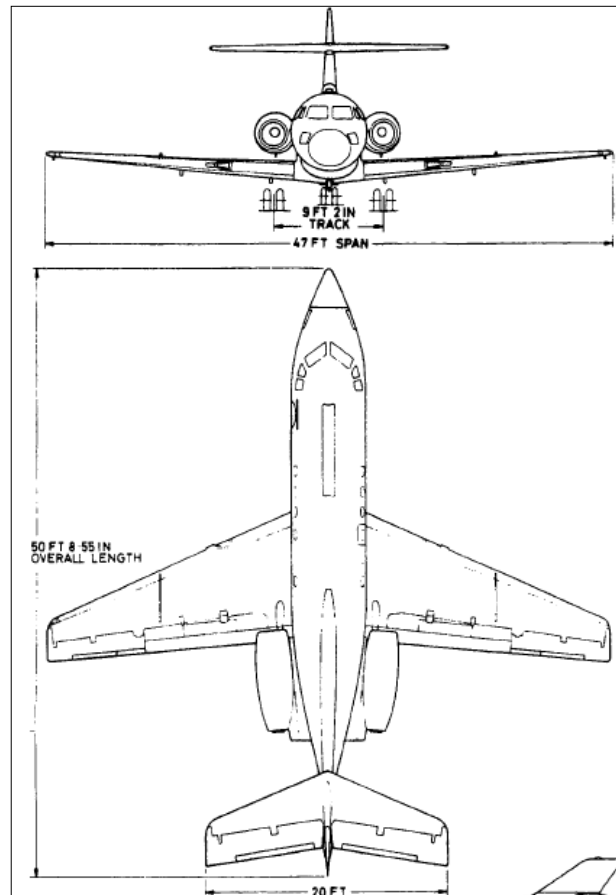


Figura 3 Dimensiones del avión Hawker Siddeley HS 125-400

Fuente: (Saranga, 2016)

2.3 Motor Roll Royce Viper Avon MK 522

2.3.1 Historia del motor Roll Royce Viper Avon MK 522

El Rolls-Royce Avon fue el primer motor a reacción de flujo axial diseñado y producido por Rolls-Royce . Diseñado como un sucesor de jets a Merlin , introducido en 1950 se convirtió en uno de sus diseños de motores más exitosos después de la Segunda Guerra Mundial . Se usó en una amplia variedad de aviones, tanto militares como civiles, así como en versiones para energía estacionaria y marítima.

Un English Electric Canberra propulsado por dos Avons realizó el primer vuelo transatlántico sin reflujo por un jet, y un BOAC de Havilland Comet 4 impulsado por cuatro Avons realizó el primer cruce transatlántico programado por un avión de pasajeros .La producción de la versión del motor aeronáutico Avon finalizó después de 24 años en 1974.

2.3.2 Diseño y desarrollo motor Roll Royce Viper Avon MK 522

El motor fue inicialmente una empresa privada presentada para el English Electric Canberra. Originalmente conocido como AJ.65 para Axial Jet, 6.500 lbf el motor se basó en un concepto de proyecto inicial de Alan Arnold Griffith que combinaba un compresor axial con un sistema de combustión y una turbina de una etapa usando principios probados en el motor Rolls-Royce Nene .

El equipo de diseño de Avon fue encabezado inicialmente por Stanley Hooker hasta que el desarrollo del motor se trasladó de Barnoldswick a Derby en 1948 y Hooker posteriormente dejó la empresa y se mudó a Bristol Engines.. El diseño comenzó en 1945 y el primer motor funcionó el 25 de marzo de 1947, con un compresor de 12 etapas. (commons, 2001)

El motor era difícil de arrancar, no aceleraba y rompía las cuchillas de la primera etapa. Las paletas guía de entrada de dos posiciones y la purga del compresor se encontraban entre los cambios de diseño que permitieron al motor, como RA.2, realizar una prueba de 25 horas [3] y volar en las dos posiciones fuera de borda en el Avro Lancastrian convertido serial militar VM732 , de Hucknall el 15 de agosto de 1948.

El primer motor de producción, que necesitaba una turbina de dos etapas, era el RA.3 o Avon Mk 101.La serie Avon 200 fue un rediseño completo con muy poco en común con marcas anteriores. Las diferencias incluyen una sección de combustión completamente nueva y un compresor de 15 etapas basado en el Armstrong-Siddeley Sapphire la primera aplicación fue Vickers Valiant. (commons, 2001)



Figura 4 Motor Viper Avon MK 522
Fuente: (commons, 2001)

2.3.3 Descripción y Operación motor Roll Royce Viper Avon MK 522

El motor Viper es un turbo jet de flujo continuo con ocho etapas axiales de compresor, acoplado directamente con una etapa de impulso o turbina de reacción y una cámara de combustión anular. El eje de rotación está montado en tres rodamientos principales; un rodamiento tipo bola en la parte delantera y los rodamientos en la parte central y posterior tipo rodillo. (BRISTOL-SIDDELEY, 1966)

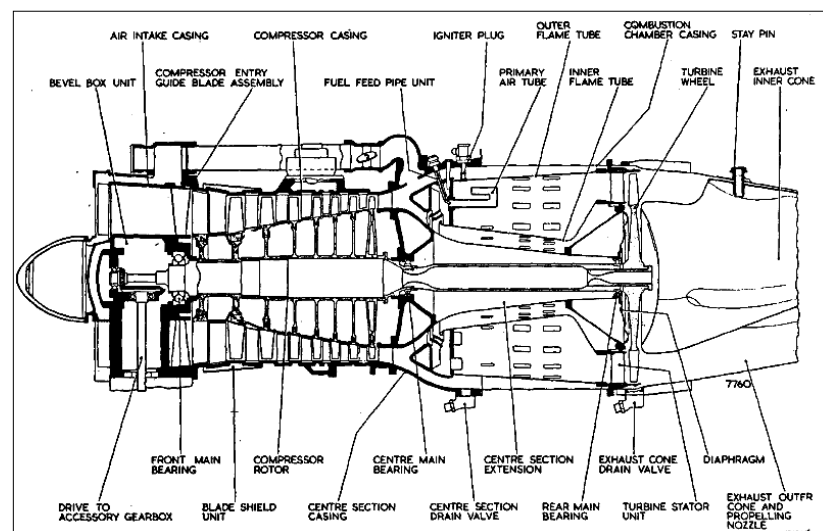


Figura 5 Dibujo esquemático motor Viper Avon MK 522
Fuente: (BRISTOL-SIDDELEY, 1966)

El aire que fluye en la entrada del motor es direccionado entre alabes guías del compresor, a través de cada etapa progresivamente incrementa la presión. Cuando el flujo de aire llega a la sección central es direccionado por

dos etapas hacia la cámara de combustión donde se inyecta combustible. Inicialmente la mezcla es inyectada por dos pulverizadores y se produce la combustión incrementando la temperatura y velocidad de los gases, esta aceleración es aprovechada por la sección de turbina para acelerar los gases con alta temperatura y presión para provocar el empuje de la aeronave; este movimiento axial es aprovechado por el eje de transmisión de la caja de accesorios (**ANEXO A**). (BRISTOL-SIDDELEY, 1966)

2.3.4 Secciones principales del motor Roll Royce Viper Avon MK 522

2.3.4.1 Sección de entrada de aire

La cubierta es atornillada a la carcasa del motor permitiendo un flujo de aire con propósitos específicos.

- Direccionar el aire de entrada al compresor
- Alberga el rodamiento delantero del conjunto rotatorio
- Alberga la unidad de la caja central en la cubierta con transmisiones manejadas por el conjunto rotatorio de la caja de accesorios en la base de la cubierta.
- Representa el sistema de alivio de aire del motor
- Direcciona el aire al compresor, el conjunto de alabes y lo guía hasta el final.
- Proporciona la ubicación para dos probetas pitot, una proporciona la sensación de aire (P1) para el interruptor de relación de presión del compresor del sistema de control de aire de sangrado de la válvula, la segunda probeta otorga la sensación de empuje automático del sistema de combustible (**ANEXO A**). (BRISTOL-SIDDELEY, 1966)

2.3.4.2 Sección del compresor

El compresor se comprende de dos componentes mayores, el rotor y la carcasa:

- El rotor es montado en dos rodamientos principales y tiene ocho etapas axiales, la etapa inicial se refiere a la etapa cero. La etapa cero y la primera etapa de los alabes del rotor son de acero y sus

raíces son de tres formas de abeto. Las etapas remanentes son de aleación de acero, excepto la última que es de acero y todas las secciones dentadas se encuentran unidas a sus discos respectivamente. El eje del conjunto de rotación forma parte de los sellos de presurización de los rodamientos del compresor y del sistema de aire de sangrado de enfriamiento de la turbina.

- La carcasa del compresor consiste de dos secciones medias, las secciones son de tipo atornilladas en los puntos axiales de unión. Los alabes estatores son retenidos en los anillos unidos en la cubierta. Dos separadores de los alabes unidos por escudos que rodean la carcasa localizadas en las primeras etapas. Una cámara anular en la carcasa es vinculada con cuatro etapas del compresor por una serie de puertos radiales, la salida de la cámara es controlada por una válvula de aire de sangrado (**ANEXO A**). (BRISTOL-SIDDELEY, 1966)

2.3.4.3 Sección de combustión

Existen cuatro componentes mayores en la sección: la cubierta de la sección central, cubierta de la cámara de combustión y un montante concéntrico interno y tubo de fuego exterior. La sección central es atornillada a la carcasa del compresor tiene una extensión hacia atrás y sirve a varios propósitos, direccionar el aire del compresor a la cámara de combustión, albergar los rodamientos centrales y finales del conjunto de rotación.

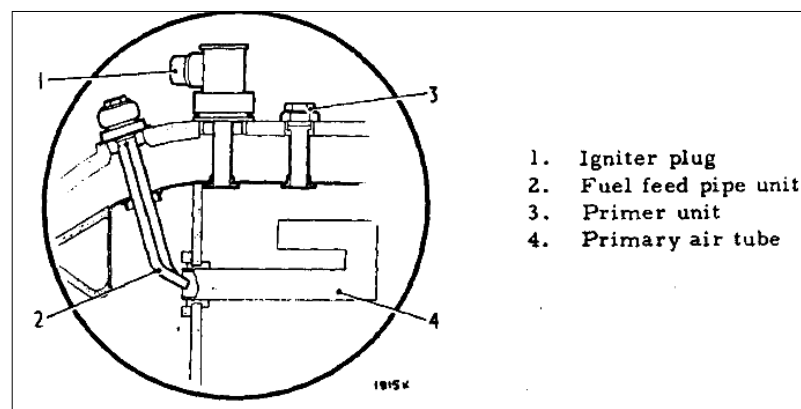


Figura 6 Componentes sección de combustión
Fuente: (BRISTOL-SIDDELEY, 1966)

Proporciona ubicaciones para las unidades de pre inyectado en la ignición del sistema de combustible en la cámara de combustión anular integral, puntos de drenaje tipo resorte asegurados en la base de la cubierta. Asegura la sección final central y la cubierta de la cámara de combustión y salida de tubos inflamables (**ANEXO A**). (BRISTOL-SIDDELEY, 1966)

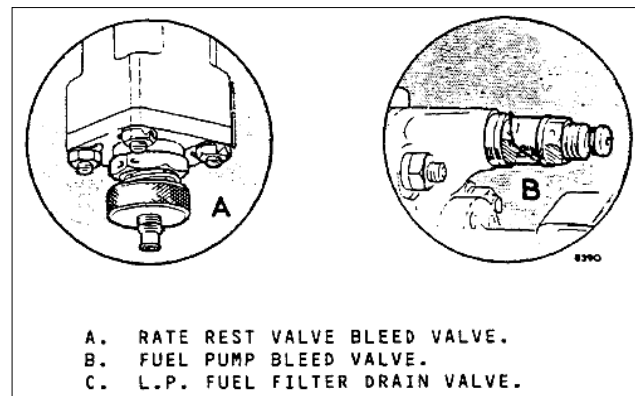


Figura 7 Puntos de drenaje
Fuente: (BRISTOL-SIDDELEY, 1966)

2.3.4.4 Sección de turbina

Entre la cubierta de salida atornillada a la cámara de combustión y el cono de salida de gases de escape, la unidad estatora de turbina tiene una extensión hacia atrás de la cubierta de rueda de turbina. El sello interno del estator tipo atornillado asegura un soporte cónico de la pestaña en la extensión de la sección central. (BRISTOL-SIDDELEY, 1966)

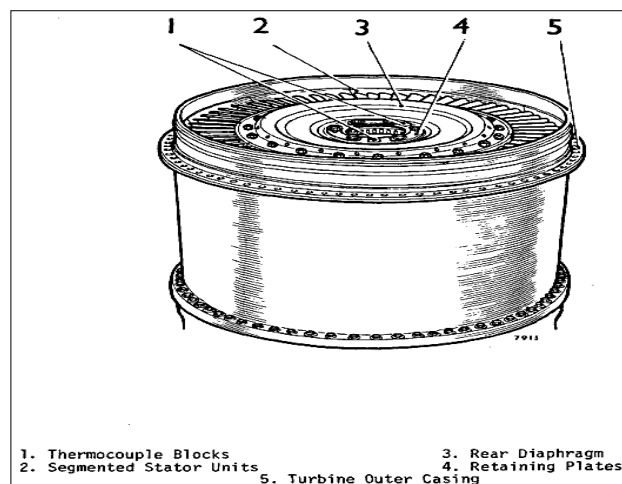


Figura 8 Componentes sección de turbina
Fuente: (BRISTOL-SIDDELEY, 1966)

El extremo delantero de la cámara de turbina es cerrado por un diafragma en la parte posterior de la sección central y el sello del estator interno. Una abrazadera hueca con perno asegura la rueda de la turbina final del eje dentado radial, el eje montado en la parte posterior del rodamiento principal y extendido delante del acople del rotor de compresor, la rueda de turbina incorpora un cable amortiguador, dividiendo internamente en cinco segmentos, que pasa a través de cada alabe de turbina con una altura del alabe del 80% **(ANEXO A)**. (BRISTOL-SIDDELEY, 1966)

2.3.4.5 Cono de escape y boquilla de propulsión

Atornillado al final del sello del estator de la turbina, el cono de escape y la boquilla de propulsión tienen un seguro interno en el cono por tres coter pines que están localizados fuera del armazón del cono y en las palas del cono interior. Los pines están retenidos por tuercas con cubierta. Una válvula tipo resorte es alojada en el extremo delantero inferior, adicionalmente la parte exterior de la cubierta es rodeada por un escudo para la turbina.

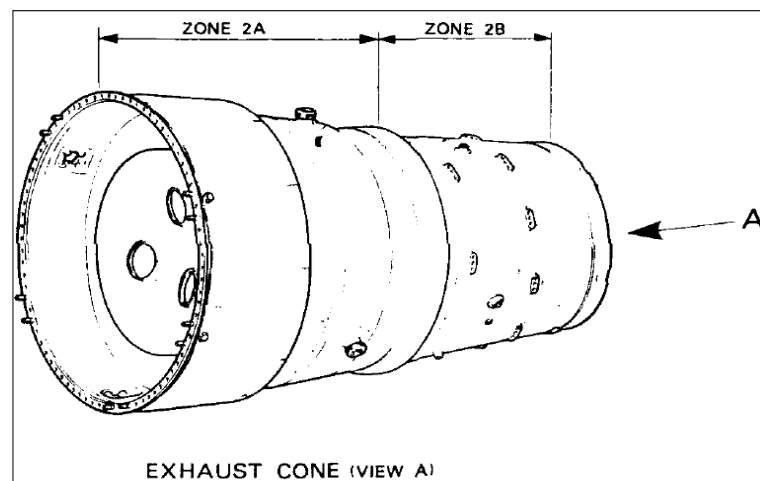


Figura 9 Cono de escape

Fuente: (BRISTOL-SIDDELEY, 1966)

Se hace provisión en el cono de escape para la instalación de las termocuplas y una pérdida de potencia Pitot. El ensamble está hecho para ser intercambiable para izquierdo o derecho para su instalación, cualquier cambio requiere de remover la válvula de drenaje en posición alternativa **(ANEXO A)**. (BRISTOL-SIDDELEY, 1966)

2.3.4.6 Unidades accesorias y caja de accesorios

La unidad de accesorios del motor esta resguardada por la caja de accesorios montada en la parte inferior de la cubierta. El giro es transmitido por la unidad de nivel en la carcasa de consumo de aire de la de accesorios a través del eje de transmisión radial. La caja de accesorios contiene montantes y accionamientos de varios accesorios (**ANEXO A**). (BRISTOL-SIDDELEY, 1966)

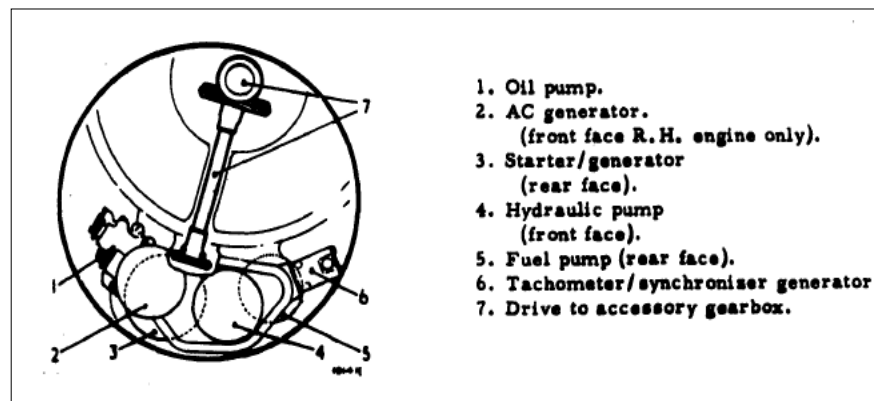


Figura 10 Caja de accesorios

Fuente: (BRISTOL-SIDDELEY, 1966)

2.4 Montantes Aeronave HS 125-400

2.4.1 Descripción general de los montantes

Cada motor está asegurado a la estructura del avión por dos conjuntos de montante conectados o unidos a los soportes del motor. La potencia aplicada es soportada por el montante principal trasero; el montante delantero sirve de apoyo y alineación de la planta de poder. Rodamientos esféricos están incorporados en los montantes por medio de pernos, esto facilita el alineamiento de la planta de poder (**ANEXO B**). (BRISTOL-SIDDELEY, 1966)

2.4.2 Montante principal

Cada montante principal comprende tres posiciones básicas: una unión central, dos enlaces de longitud y un encaje del montante al motor. La unión es forjada integralmente con una base de plancha atornillada a la estructura; el extremo exterior de la unión lleva un rodamiento esférico, la rosca exterior

de cada seguro se acopla con la sección central del motor. El conjunto de extremidades esta atornillado (uno por arriba y otro por debajo de la union), la oreja de la cubierta del compresor y la base de la plancha de la unión, esto retiene al rodamiento de unión enganchado con la cubierta del seguro. La carga del empuje es transmitida hasta el rodamiento esférico de la unión; el plano posterior vertical esta acoplado a la unión en conjunto con los brazos de sujeción **(ANEXO B)**. (BRISTOL-SIDDELEY, 1966)

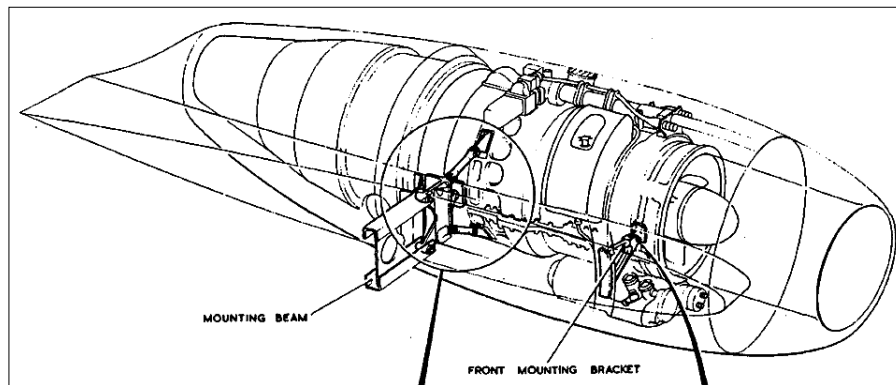


Figura 11 Montante principal
Fuente: (BRISTOL-SIDDELEY, 1966)

2.4.3 Montante frontal

El montante frontal consiste de un conjunto de seguros empernados a los bujes o rines esféricos, que sujetan la estructura de la aeronave y los soportes u orejas de la cubierta del motor en la aérea compresora **(ANEXO B)**.

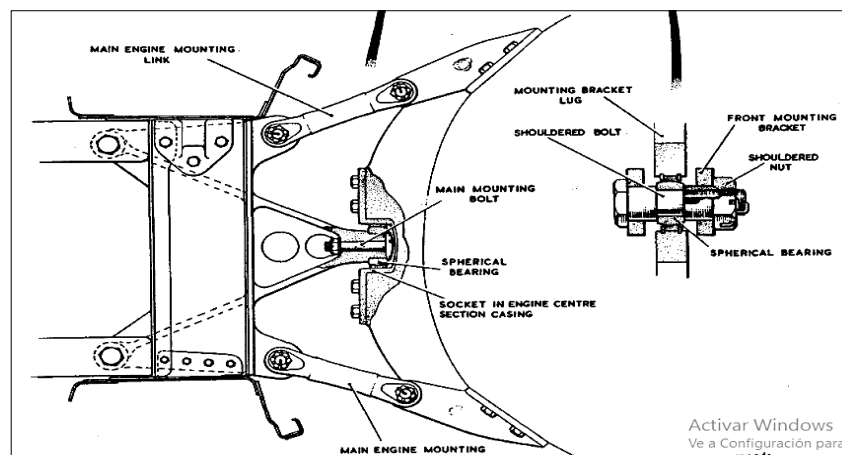


Figura 12 Componentes de los montantes
Fuente: (BRISTOL-SIDDELEY, 1966)

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Preliminares

En el presente capítulo se detallan los procedimientos que se realizaron para la fabricación de un tecele necesario para el montaje y desmontaje, y la inspección de los montantes del motor Roll Royce Viper MK 522 con las medidas de precaución y seguridad necesarias para evitar daños. Se aplicó todo el conocimiento y entrenamiento adquiridos en la Unidad de Gestión de Tecnologías y con la tutoría del Tlgo. Esteban Pantoja encargado de este proyecto para el correcto desenvolvimiento en la tarea de mantenimiento. Este proyecto de graduación es con la finalidad de proporcionar un tecele capaz de soportar el peso de los motores del avión escuela y preservación de los montantes para futuras igniciones del motor como beneficio para la institución de ayuda para el aprendizaje teórico y práctico de los docentes y estudiantes.

3.2 Medidas de seguridad

- Utilizar EPP
- Señalética de precaución e identificación
- Uso de escaleras adecuadas para trabajar sobre las alas
- Uso de la eslinga adecuada del motor
- Manipulación del tecele fabricado

3.3 Herramientas y equipos utilizados para la construcción del tecele, montaje desmontaje e inspección de los montantes de los motores Roll Royce Viper MK 522

- Tubo de acero de 1"1/2
- Plancha de aleación de acero de 3/8
- Carrete de soporte y sujeción eléctrico
- Tecele eléctrico (debe tener una capacidad de carga de trabajo segura de no menos de 1200 lb)

- Tecele manual
- Eslinga
- Cama móvil
- 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
- Berbiquí
- Alicata
- Pinza
- Playo
- Diagonal
- Martillo de goma
- Martillo de metal
- Magnificador
- Linterna
- Escraper
- Calibrador de gargas

3.4 Procedimientos para el diseño del tecele en el programa ANSYS

3.4.1 Procedimientos de diseño ANSYS

1. Analizar un ejemplo o prototipo de una estructura capaz de tener la movilidad, espacio, fuerza y necesidades correspondientes para soportar hasta dos toneladas de peso para sustentar el motor de la aeronave Hawker.
2. Diseñar el tecele con medidas reales y estándar de acuerdo al tecele seleccionado que se usó como ejemplo para su fabricación de acuerdo a la imagen.
3. Con las medidas establecidas y estructuradas se procedió a plasmar los datos en el programa ANSYS para comprobar mediante simulaciones los esfuerzos y cargas que debe soportar el tecele.



Figura 13 Ejemplo del tecele a fabricar

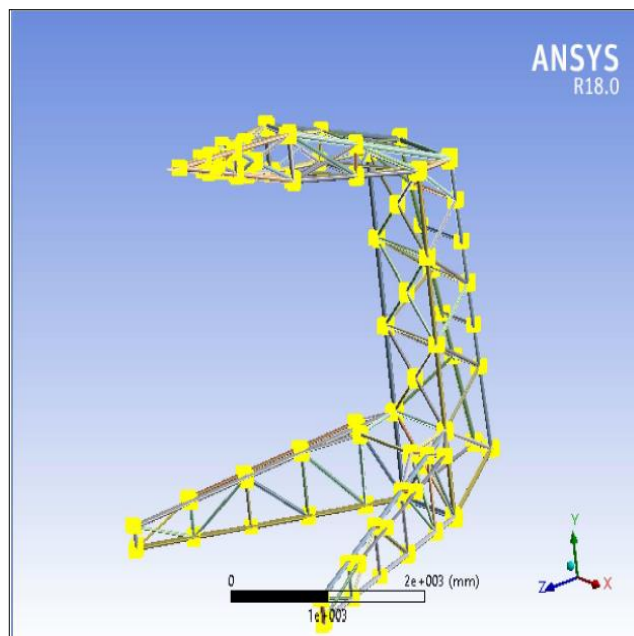


Figura 14 Diseño tecele en ANSYS
Fuente: (ANSYS, 2017)

4. Se determinó los mejores materiales y accesibles para ingresar los datos y poder ejecutar la simulación de acuerdo a los requerimientos.

3.4.2 Análisis factor de seguridad de la estructura

1. Se define las restricciones en condición estructural acorde a lo que vamos a diseñar y a utilizar.

2. Se define las cargas externas depende de las condiciones en las cuales se va a encontrar la estructura expuesta o trabajando.
3. Seguidamente se utiliza el ensamblaje de los cuerpos, componentes y grupos de contacto para definir la simulación del comportamiento del cuerpo.
4. Adjuntamos análisis de simulación de factor de seguridad para verificar donde se genera más este esfuerzo.
5. Se genera la malla de simulación acorde a lo mencionado y seleccionado en el software dando como resultado la estructura simulada.
6. La simulación resultante indica una gama de colores donde se especifica la generación de factor seguridad, siendo el color azul uno de los atenuantes donde se presta atención para mejorar el diseño.
7. La resultante indica señales de precaución a la fabricación en factores de seguridad en las partes de sujeción con posibles rupturas de acuerdo a la simulación.

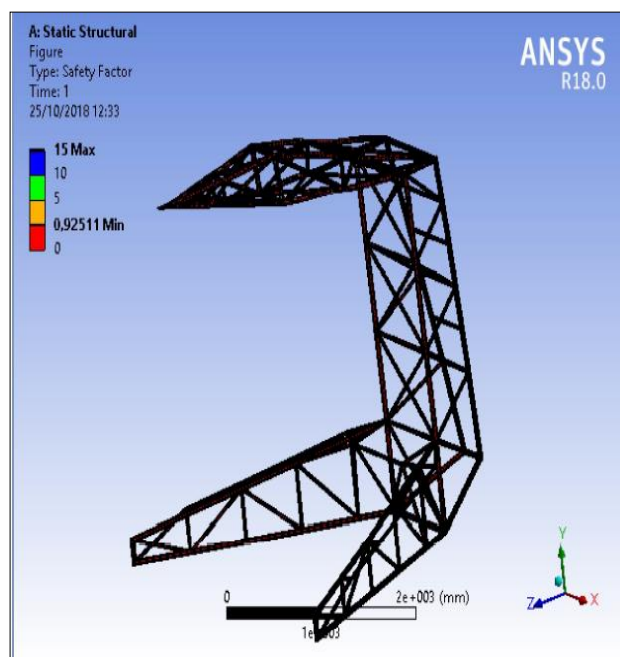


Figura 15 Análisis factor seguridad
Fuente: (ANSYS, 2017)

3.4.3 Análisis deformación total de la estructura

1. Se define las restricciones en condición estructural acorde a lo que vamos a diseñar y a utilizar.
2. Se define las cargas externas depende de las condiciones en las cuales se va a encontrar la estructura expuesta o trabajando.
3. Seguidamente se utiliza el ensamblaje de los cuerpos, componentes y grupos de contacto para definir la simulación del comportamiento del cuerpo.
4. Adjuntamos análisis de simulación deformación total para verificar donde se genera más este esfuerzo.
5. Se genera la malla de simulación acorde a lo mencionado y seleccionado en el software dando como resultado la estructura simulada.
6. La simulación resultante indica una gama de colores donde se especifica la generación deformación total, siendo el color rojo uno de los atenuantes donde se presta atención para mejorar el diseño.

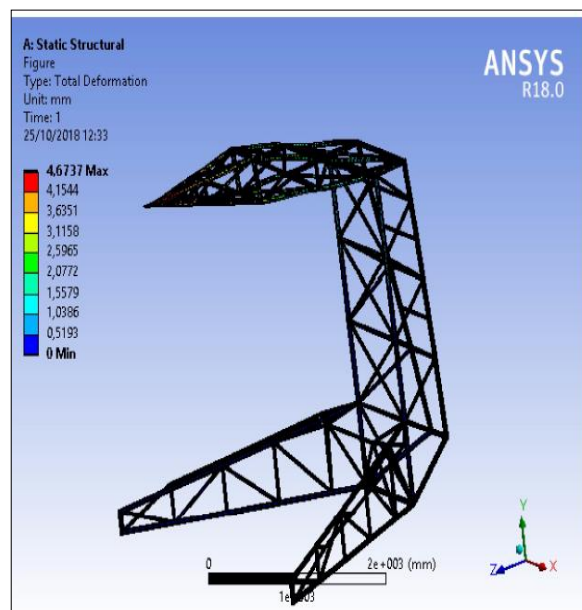


Figura 16 Análisis deformación total
Fuente: (ANSYS, 2017)

7. La resultante indica señales de precaución a la fabricación en deformación total en las partes de sujeción con posibles rupturas de acuerdo a la simulación.

3.4.4 Análisis deformación estática equivalente

1. Se define las restricciones en condición estructural acorde a lo que vamos a diseñar y a utilizar.
2. Se define las cargas externas depende de las condiciones en las cuales se va a encontrar la estructura expuesta o trabajando.
3. Seguidamente se utiliza el ensamblaje de los cuerpos, componentes y grupos de contacto para definir la simulación del comportamiento del cuerpo.
4. Adjuntamos análisis de simulación deformación estática equivalente para verificar donde se genera más este esfuerzo.
5. Se genera la malla de simulación acorde a lo mencionado y seleccionado en el software dando como resultado la estructura simulada.
6. La simulación resultante indica una gama de colores donde se especifica la generación deformación total, siendo el color rojo uno de los atenuantes donde se presta atención para mejorar el diseño.
7. La resultante indica señales de precaución a la fabricación en deformación estática equivalente en las partes de sujeción con posibles rupturas de acuerdo a la simulación.
8. La equivalencia de formativa estática equivalente se presenta a largo plazo por el tipo de aleación del metal que se va usar y los puntos de unión donde se va a soldar, de acuerdo a la simulación.

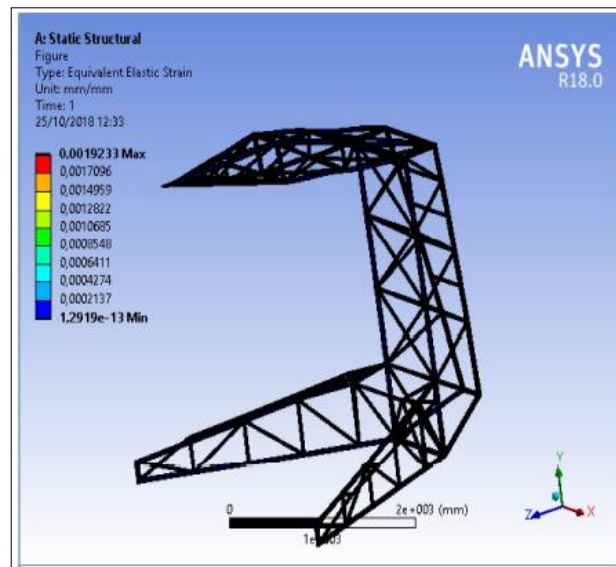


Figura 17 Análisis deformación estática equivalente

Fuente: (ANSYS, 2017)

3.4.4 Análisis deformación de estrés equivalente

1. Se define las restricciones en condición estructural acorde a lo que vamos a diseñar y a utilizar.
2. Se define las cargas externas depende de las condiciones en las cuales se va a encontrar la estructura expuesta o trabajando.
3. Seguidamente se utiliza el ensamblaje de los cuerpos, componentes y grupos de contacto para definir la simulación del comportamiento del cuerpo.
4. Adjuntamos análisis de simulación estrés equivalente para verificar donde se genera más este esfuerzo.
5. Se genera la malla de simulación acorde a lo mencionado y seleccionado en el software dando como resultado la estructura simulada.
6. La simulación resultante indica una gama de colores donde se especifica la generación deformación total, siendo el color rojo uno de los atenuantes donde se presta atención para mejorar el diseño.

- La resultante indica señales de precaución a la fabricación en estrés equivalente en las partes de sujeción con posibles rupturas de acuerdo a la simulación.

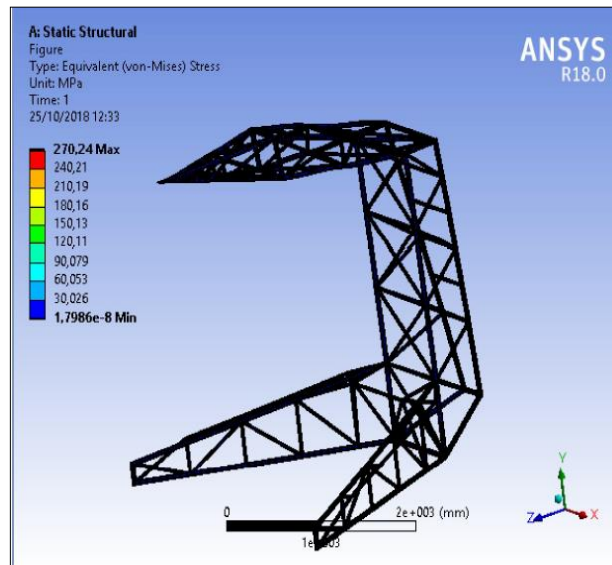


Figura 18 Análisis estrés equivalente
Fuente: (ANSYS, 2017)

3.5 Procesos de construcción del tecele

3.5.1 Unión por suelda de la estructura

- Después de haber terminado el diseño en el simulador y seleccionar, así como adquirir el material de construcción se procedió a cortar todos los elementos, se sujetó por puntos suelda hasta entregar un buen acabado de suelda.



Figura 19 Sujeción por punto de suelda

2. Al terminar la sujeción por puntos de suelda, se procede a la unión completa con el terminado de soldadura eléctrica con las debidas precauciones y usando todos los equipos de protección necesarios.



Figura 20 Unión de suelda completa

3. Cuando se suelda por método eléctrico con electrodos, tiende a quedar un terminado rugoso, excesivo y poco estético. Para dejar un buen terminado se plica amoladora en las áreas de soldadura excesivas de material, desbastándolo hasta un punto adecuado evitando romper el punto de unión.
4. La estructura contiene tres partes como componentes mayores para la unión completa del tecele, la base, el cuerpo y el soporte superior de carga, estos conjuntos fueron unidos una vez terminado todo el proceso de soldadura y acabado completo de la estructura.
5. Previo a la unión se instaló el sistema de extensión y retracción de la cadena para determinar el largo de la misma y la resistencia del tambor de envoltura de la cadena.

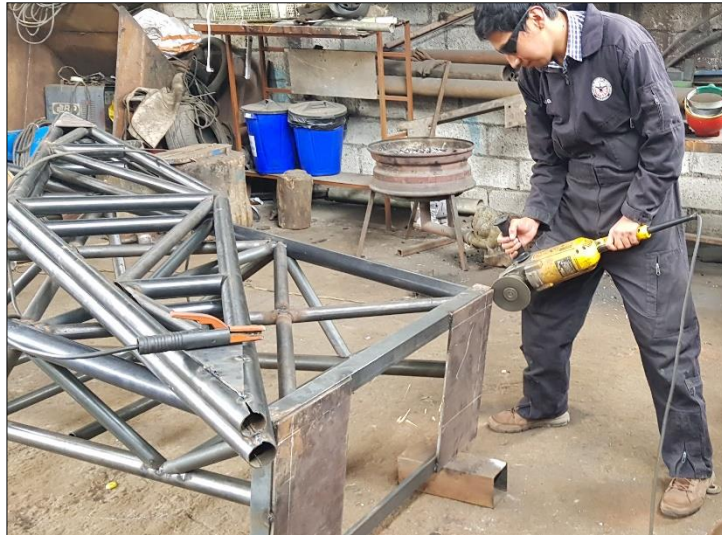


Figura 21 Uso de la amoladora



Figura 22 Unión de los conjuntos

3.5.2 Proceso de pintura de la estructura

1. Se aplicó una capa de pintura de base anti oxidante en la estructura, previo a un tratamiento para otorgarle mayor resistencia a la herrumbre.
2. La aplicación de una base de poliuretano automotriz en tono gris como capa de fondo y protección para cuando se aplique la pintura, le brindo un mejor terminado.



Figura 23 Aplicación del fondo de pintura

3. El curado y secado del fondo tuvo una demora de 4 horas hasta poder aplicar la pintura superficial para que tenga mayor adherencia y no exista problemas de malos terminados, refiriéndose un poco a la estética de la estructura terminada.

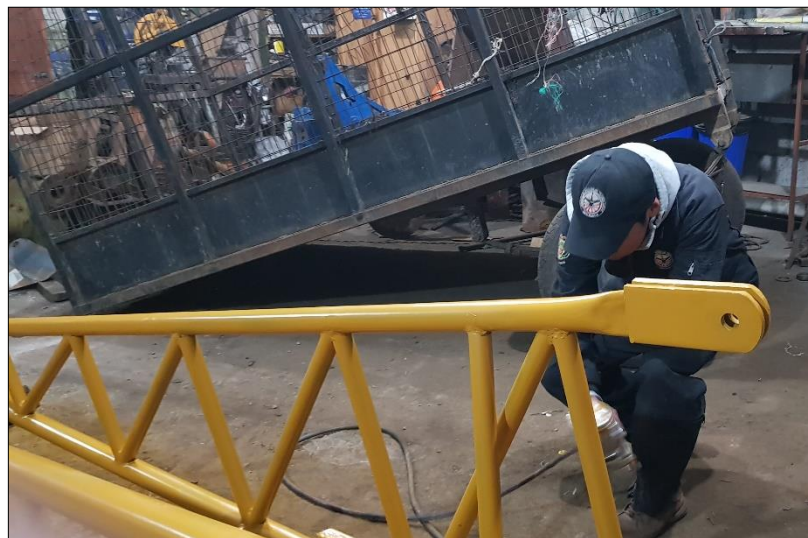


Figura 24 Aplicación de pintura industrial

4. Se roció uno tono de pintura amarillo industrial automotriz por sus características de durabilidad, se aplicó el tono amarillo de acuerdo al manual de herramientas de equipos de apoyo aeronáutico. Como

distintivo para su debido manejo y precauciones y ante todo un color distintivo para evitar incidentes o accidentes.

3.5.3 Traslado del tecele a la Unidad de Gestión de Tecnologías

1. Desde la ciudad de Pillaro lugar de mi residencia, donde termine la construcción completa del tecele se trasladó la estructura en una grúa en horas de la madrugada hasta la ciudad de Latacunga, hasta la plataforma de la Unidad para ser ensamblada.



Figura 25 Movilidad del tecele a la grúa

2. Determinando la magnitud de la estructura del tecele se utilizó un contingente y logística adecuados para montar al tecele hasta la grúa y su previo traslado hasta Latacunga.



Figura 26 Montaje del tecele en la grúa

3. Una vez desmontado el tecle de la grúa en la plataforma para ya ser armado todo el conjunto de la estructura, se utilizó el apoyo de una camioneta con polea para soportar el cuerpo del tecle y colocar los dos componentes.



Figura 27 Llegada a la plataforma de aviones



Figura 28 Montaje del tecle

3.6 Desmontaje del motor Roll Royce Viper MK 522

El desmontaje del motor contiene varios procedimientos de acuerdo al manual del fabricante en este caso se utilizó el manual del motor para sus respectivos procedimientos de desconexión de componentes y cañerías que son acopladas para su funcionamiento **(ANEXO C)**.

1. Se apertura las dos cubiertas del motor abisagrados.
2. Se desconectó la entrada de aire de refrigeración en el arrancador / generador.
3. Luego, se retiró la cubierta delantera inferior, la cubierta abatible interior, la cubierta superior y la cubierta abisagrada externamente.
4. Se retiró los paneles superior e inferior del carenado de unión.



Figura 29 Motor sin cubiertas

5. Colocar una bandeja de goteo bajo el motor. La bandeja se colocó para evitar el derrame de líquidos o fluidos generados por el motor.
6. Aislar todas las fuentes de alimentación eléctrica al motor para que no ingrese objetos extraños a los acoples y se produzcan daños a los componentes eléctricos del motor. **(ANEXO C)**

3.6.1 Desconexión de la parte eléctrica

1. Desconectar los cables del arrancador / generador y asegurarlos alejados del motor.
2. Desconectar ambos enchufes del arnés en la parte superior del motor y liberar el cable de los seguros de clips al motor.

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

3.6.2 Desconexión de las conexiones mecánicas

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



Figura 30 Desajuste palanca del acelerador

6. Desconectar las tuberías hidráulicas.
 - a. Primero se revisó el reservorio hidráulico para evitar fugas al momento de desconectar las tuberías, pero debido al tiempo de inoperatividad del avión, el reservorio estaba vacío.



Figura 31 Tuberías Hidráulicas desconectadas

- b. Se desconectaron las dos tuberías hidráulicas que se ubicaban en la parte inferior del motor que unían el motor al fuselaje, teniendo cuidado al momento de desconectar las tuberías que no se derrame aceite sobrante.
- c. Luego de desconectar las tuberías, se taparon las bocas de las mismas para que no se derrame aceite.

3.7 Desmontaje del motor

1. Fijar la eslinga del motor.
 - a. Se utilizó una eslinga con la capacidad requerida para soportar el peso del motor durante el desmontaje.
 - b. Especificado el peso del motor en el manual de mantenimiento hasta 900 lb, se identifica los puntos de soporte y donde van ubicados los pines.

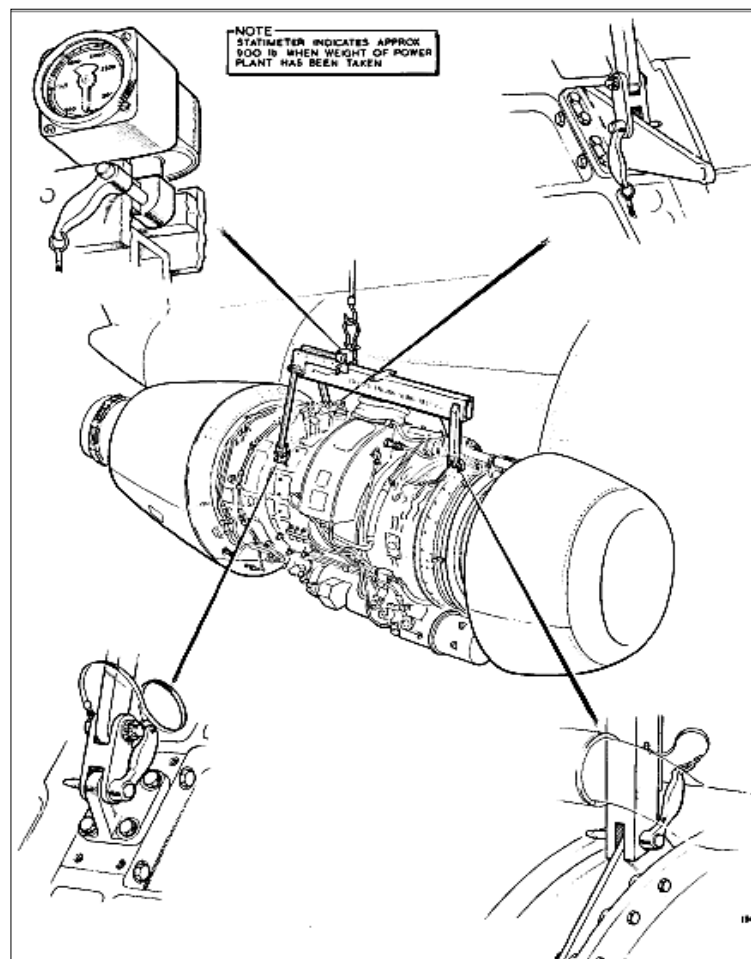


Figura 32 Componentes de los montantes

Fuente: (BRISTOL-SIDDELEY, 1966)

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

- a. Se colocó los brazos de sujeción a los puntos de ajuste, los brazos delanteros se sujetan en la carcasa o cubierta del área compresora y el brazo posterior se sujeta al soporte de la carcasa del cono de escape.
- b. Los manómetros para el desmontaje en libras/fuerza se colocaron de acuerdo al manual para evitar rajaduras en las uniones del soporte.



Figura 33 Colocación eslinga al motor

- c. Los manómetros para el desmontaje en libras/fuerza se colocaron de acuerdo al manual para evitar rajaduras en las uniones del soporte.



Figura 34 Colocación eslinga al motor

d. Se acoplo el soporte de sujeción a la eslinga y al gancho del tecla para el desmontaje, la tarea se la realiza entre tres técnicos mínimo para el control y seguridad del desmontaje.

e. Una vez sujetado y templado el cable de sujeción a la eslinga se empieza a subir para poder sacar los pernos de sujeción del motor.

3. Desconectar el montante frontal.

a. Se retiró el perno del montante frontal sin realizar ningún golpe, evitando rajaduras o fatiga al material.

b. Se tomó en cuenta y cuidado los bujes de bronce para la inspección y para que no se extravíen.

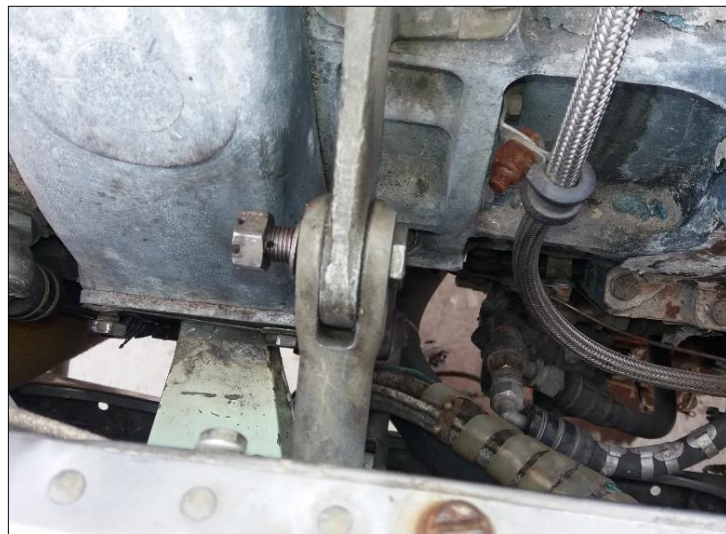


Figura 35 Perno principal montante frontal

4. Desmontar los pernos principales de montante del motor (ANEXO C)

a. Se retiró los tres pernos con sus respectivas tuercas que unen el motor al fuselaje, dos en la parte superior y uno en la parte inferior.

b. Primero se retiró el perno inferior y luego los dos superiores.



Figura 36 Perno principal inferior de montaje del motor

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



Figura 37 Muñón de montante principal

- a. Una vez desenganchado el motor del muñón del montante principal, se jaló el motor para su desmontaje completo.
- b. Previo al desenganche de los puntos de fijación del motor se tenía la cuna del motor lista para su buen uso y movilidad.
- c. Los muñones de las cunas son adecuados para el soporte como equipo de apoyo en tierra evitando el esfuerzo de las orejas de soporte del motor.

6. Mover el motor lejos del avión.
 - a. Con el motor totalmente desenganchado, se movió el motor y el tecele para que no esté cerca del fuselaje del avión y no ocasione daños estructurales. **(ANEXO C)**



Figura 38 Motor Desmontado

3.8 Inspección de los montantes de la estructura de la aeronave

1. De acuerdo al manual de mantenimiento del fabricante en la parte 71-20-00 de la página 203 en el literal A: Inspección de desgaste de los montantes, menciona el proceso a realizar en la inspección.
 - a. Ante la excesiva vibración se tiene atribuido el desgaste entre los enlaces del montante frontal principal del motor y el conjunto de pernos, y entre los soportes del montante delantero, y el conjunto de pernos y las tuercas enroscadas. El máximo de carencia de desgaste de los montantes entre el conjunto de los pernos o la tuerca enroscada y los montantes del soporte delantero es 0.0025 in. Si existe una excesiva carencia, un nuevo perno y tuerca enroscada (diámetro nuevo 0.4992-0.4997) puede subsanar la vibración. Si el agujero del soporte delantero (nuevo diámetro 0.500-0.501 in) es excesivo, se puede encajar un enlace nuevo (y perno) con referencia en el manual de reparaciones estructurales. **(ANEXO D)**

3.8.1 Inspección montante delantero conjunto de pernos

1. El montante delantero inferior fue inspeccionado bajo el método de inspección visual con ayuda de magnificadores para descartar algún tipo de rajadura o desgaste por fricción. Se utilizó un calibrador de láminas para descartar el excesivo desgaste más de 0.0025 in.



Figura 39 Inspección enlace inferior

2. Realizado la inspección de acuerdo a los valores de tolerancia que indica el manual se determinó en buen estado con, con desgaste del 0.0013 in.
3. El montante delantero superior fue inspeccionado bajo el método de inspección visual con ayuda de magnificadores para descartar algún tipo de tajadura o desgaste por fricción. Se utilizó un calibrador de láminas para descartar el excesivo desgaste más de 0.0025 in.
4. Realizado la inspección en el montante delantero superior de acuerdo a los valores de tolerancia que indica el manual se determinó en buen estado con, con desgaste del 0.0017 in.
5. Culminada la inspección de los enlaces del montante delantero de soporte superior e inferior en las uniones de los pernos y las tuercas enroscadas se realizó un mantenimiento preventivo, como la limpieza, engrasado y servicio para estar listo al momento de montar los motores. **(ANEXO D)**



Figura 40 Inspección enlace superior

3.8.2 Inspección montante posterior conjunto de pernos

1. El montante posterior fue inspeccionado bajo el método de inspección visual con ayuda de magnificadores para descartar algún tipo de tajadura o desgaste por fricción. Se utilizó un calibrador de láminas para descartar el excesivo desgaste más de 0.0025 in.



Figura 41 Inspección enlace posterior

2. Realizado la inspección de acuerdo a los valores de tolerancia que indica el manual se determinó en buen estado con, con desgaste del 0.0019 in.

3. Culminada la inspección del enlace del montante posterior de soporte en las uniones de los pernos y las tuercas enroscadas se realizó un mantenimiento preventivo, como la limpieza, engrasado y servicio para estar listo al momento de montar los motores. **(ANEXO D)**

3.9 Instalación del motor

1. Eliminar cualquier suciedad u objeto extraño que pudiera haber acumulado en los cowlings, en el carenaje de unión o motor.
 - a) Se revisó que no exista ningún tipo de objeto extraño o líquido que hubiese ingresado a los cowlings y al motor debido a las condiciones climáticas. **(ANEXO C)**
2. Comprobar que el motor esté completo
 - a) Se inspeccionó que todos los componentes, citados en la lista de construcción del motor estén disponibles listos para el montaje.



Figura 42 Motores completos para el montaje

3. Mover el motor y colocarlo junto a la posición de instalación.
 - a) Se acercó el motor al avión para luego levantar el motor y montar en el avión.
4. Engrasarse los vástagos de los pernos de montaje delanteros, los pernos de fijación del motor y el muñón del soporte principal del motor.
 - a) Se engrasaron todos estos componentes para que dé facilidad al momento de unir el motor a los puntos de montaje en el fuselaje del avión.

5. Comprobar que la instalación de la aeronave esté lista para recibir el motor.

- a) El avión debía estar frenado y bloqueado las ruedas para que no se mueva durante el montaje del motor, y se puso gatos en las alas por seguridad y que no se retraigan los trenes de aterrizaje.

3.9.1 Colocación de la eslinga, elevación y aseguramiento del motor

1. Fijar la eslinga del motor al gancho del tecele.

- a) Se colocó las fajas alrededor del avión y se conectó la eslinga a las fajas que abrazaban el motor.
- b) Se levantó el brazo del tecele, y se templaron las fajas y la eslinga.

2. Levantar el motor y asegurar en los montantes.

- a) Se levantó el motor y se colocó cerca al fuselaje con mucho cuidado de no dañar la estructura del motor y del avión.
- b) Se enganchó el motor en el muñón de montaje principal y se aseguró de que el acople de montaje superior no obstruya el motor.
- c) Se colocaron los pernos para conectar las conexiones de montaje superior e inferior al motor, con un torque de 500 lbs.in en los 2 pernos superiores (diámetro del cuerpo del perno 7/16") y 690 lbs.in en los 2 pernos inferiores (diámetro del cuerpo del perno 1/2"). **(ANEXO C)**



Figura 43 Elevación del motor para el montaje

3. Ajustar las tuercas a los pernos del acople de montante del motor principal y el perno de montante frontal.
 - a) Se ajustó cada tuerca y se bloqueó con un pasador dividido por seguridad.
4. Desconectar la eslinga.
 - a) Con el motor montado y colocados todos sus pernos con sus respectivas tuercas, se desconectó la eslinga de las fajas para retirarla con el teclé y por último se retiraron las fajas del motor.
5. Conectar y asegurar los cables al arrancador / generador
 - a) Se ajustó la funda de goma sobre el bloque de terminales.
 - b) Se aseguró la abrazadera del soporte del cable a la base del filtro de combustible.
6. Conectar y asegurar ambos enchufes del arnés
 - a) Se conectaron los enchufes en la parte superior del motor.
 - b) Se aseguró de que los cables estén soportados en clips libres del motor.



Figura 44 Conexión del arnés eléctrico

7. Conectar y apretar los conectores de cable de la pared de fuego.
 - a) Uno en la parte superior del motor.
 - b) Una debajo de la parte posterior del compresor.
 - c) Dos, izquierda y derecha en la parte frontal inferior del capó posterior.
8. Comprobar que todo el cableado esté asegurado adecuadamente.

- a) Se revisó que el elemento del sistema de la pared de fuego esté correctamente soportado y aislado de las partes metálicas del motor. **(ANEXO C)**

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

- 10.** Cumplida la tarea de mantenimiento como el desmontaje del motor, inspección de los montantes y el montaje de los motores en la aeronave se obtuvo una condición satisfactoria, obteniendo una condición para una operación o encendido del motor para su preservación.

3.10 Simbología en diagramas de flujo de análisis

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


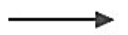


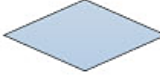
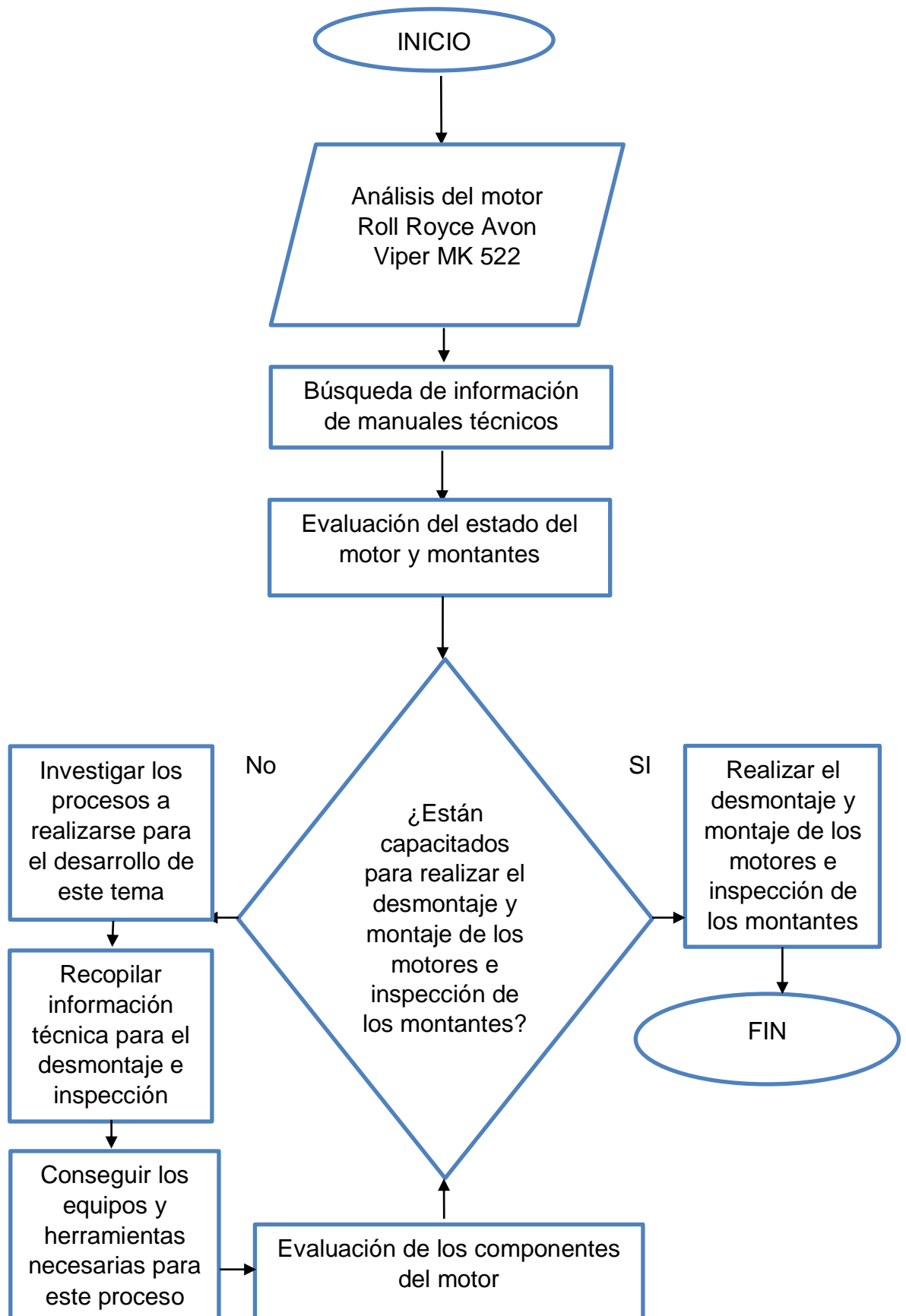
Símbolo	Nombre	Función
	Inicio / Final	Representa el inicio y el final de un proceso
	Línea de Flujo	Indica el orden de la ejecución de las operaciones. La flecha indica la siguiente instrucción.
	Entrada / Salida	Representa la lectura de datos en la entrada y la impresión de datos en la salida
	Proceso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

Figura 45 Símbolos en diagramas de flujo

Fuente: (SMARTDRAW, 2017)

3.11 Diagrama de flujo de análisis de tema



3.12 Presupuesto

El presupuesto presentado en el anteproyecto era un presupuesto con valores promedios que rodeaba 1700 USD y no eran valores fijos, pero durante todo el tiempo en el que se desarrolló el proyecto se llegó al valor total.

3.12.1 Análisis de costos

Para el desmontaje, montaje, inspección de los montantes y fabricación del tecele para ejecutar la tarea de mantenimiento, se dividió en dos costos para su análisis.

Costos primarios

- Materiales y herramientas

Costos secundarios

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

3.12.2 Costos primarios

Tabla 1

Total de costos primarios

Descripción	Cantidad	Valor Unitario (USD)	Valor Total (USD)
TUBO ESTRUC REDONDO NEGRO 1 1/2*2	12	10,4	124,82
TUBO ESTRUC REDONDO NEGRO 2*2.0	12	14,3	171,61
CAÑERÍA NEGRA ISO 2 (2")	5	32,32	161,60
PERNOS Y TUERCAS	S/N	S/N	21
OXIGENO INDUSTRIAL	2	32,32	44,64
ELECTRODOS	20	2,9	58,04
PLANCHA DE 1/2	S/N	S/N	85
RUEDAS	4	13,75	55

ANGULO 50*6 - 2"14	3	6,16	18,48
CABLE DE ACERO	7	8	56
TECLE TIPO RACHA	1	400	400
CABLE DE ACERO 5/8 "	7	7,14	50
GRILLETES	5	3	15
PINTURA	S/N	S/N	51
DISCO DE CORTE	16	2,75	35,8
ARANDELAS PLANAS	10	0.5	5
CALIBRADOR DE GARGAS	1	20	20
MAGNIFICADOR	1	18	18
AMOLADORA	1	150	150
SOPLETE DE PINTURA	1	35	35
CABLE DE TENSION DE ACERO	18 m	8	144
TOTAL			1395,57

3.12.3 Costos secundarios

Tabla 2

Total de costos secundarios

N°	Detalle	Valor total (USD)
1	Trámites de solicitudes de graduación	15
2	Elaboración de textos	135
3	Varios (Transporte, alimentación)	50
	TOTAL	200

3.12.4 Costo total del proyecto de grado

Tabla 3

Total costo del proyecto

N°	Detalle	Valor total (USD)
1	Gastos primarios	1395,57
2	Gastos secundarios	200
	TOTAL	1595,57

CAPÍTULO 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 diseño fabricación de un tecla para el desmontaje y montaje del motor y la inspección visual de sus montantes del AVION JET HAWKER SIDDLEY HS 125-400 y sus motores Roll Royce Viper Avon MK 522.
- De acuerdo al diseño planteado en ANSYS se logró la construcción del tecla en su 100% como el ejemplo tomado para su fabricación, con los métodos de seguridad necesarios evitando incidentes en el proceso.
- Por el estado de la aeronave y el tiempo o año de fabricación los manuales se hicieron complicados de adquirir, gracias a la navegación o internet se realizó una suscripción en la página de la casa fabricante para adquirir todos los manuales de la aeronave HAWKER SIDDELEY HS 125-400.

4.2 Recomendaciones

- Es importante que en el diseño y construcción de herramientas de equipos de apoyo como teclas se realice en base a un estudio o programa de simulación para observar cargas y esfuerzos que soportara la herramienta y evitar así incidentes estructurales.
- Para el correcto desarrollo del proyecto se utilizó el manual de mantenimiento específico de la aeronave y el fabricante, situación por lo cual determina el uso constante y correcto de este manual para la ejecución de las distintas tareas de mantenimiento.
- La seguridad en este proyecto es de suma importancia por lo que se debe tomar en cuenta todas las notas de precaución estipuladas en el manual de mantenimiento y se deben utilizar todos los equipos de protección personal y colocar señalética de prevención.

GLOSARIO

Planta de poder: Grupo motor de una aeronave que genera empuje para la aceleración, energía eléctrica, aire de sangrado para aire acondicionado y presiones hidráulicas para control de superficies.

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

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

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

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

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

Mantenimiento: Trabajos requeridos para asegurar el mantenimiento de la aeronavegabilidad de las aeronaves, lo que incluye una o varias de las siguientes tareas: reacondicionamiento, reparación, inspección, reemplazo de piezas, modificación o rectificación de defectos.

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

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

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

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

ABREVIATURA

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

ATL: Automatic Thrust Limiter (limitador automático de empuje)

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

CONSEP: Consejo Nacional de Sustancias Estupefacentes y Psicotrópicas

DIAF: Dirección de Industria Aeronáutica de la Fuerza Aérea Ecuatoriana

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

EPP: Equipos de Protección Personal

FAE: Fuerza Aérea Ecuatoriana

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

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

RAF: Royal Air Force (Real Fuerza Aérea Británica)

RPM: Revoluciones Por Minuto

SAR: Servicio Aéreo de Rescate

SHP: Shafted Horse Power (Turbo Caballos de Poder)

TTC: Top Temperature Control (control de temperatura superior)

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

BIBLIOGRAFÍA

Internet

BRISTOL-SIDDELEY. (1966). *DESCRIPCIÓN GENERAL DEL MOTOR VIPER MK 522*. WICHITA, KANSAS: RAYTHEON AIRCRAFT COMPANY.

commons. (13 de Marzo de 2001). *creativecommons*. Obtenido de <https://creativecommons.org/licenses/by-sa/3.0/>

Cunha, R. D. (30 de Noviembre de 2018). *Rudnei.Cunha*. Recuperado el 2 de Julio de 2017, de <http://www.rudnei.cunha.nom.br/FAB/en/vu-93.html>

EL UNIVERSO. (10 de Septiembre de 2004). EL UNIVERSO. Recuperado el 27 de Junio de 2017, de <http://www.eluniverso.com/2004/09/10/0001/12/9B6B49B372A14C35B7C5A5DAAA01E971.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>

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.

ANEXOS

ÍNDICE DE CONTENIDOS

ANEXO A: “Manual de Mantenimiento motor Rolls Royce, Capítulo 72, Descripción y Operación General del motor”

ANEXO B: “Manual de Mantenimiento motor Rolls Royce, Capítulo 71, Descripción General de los montantes del motor”

ANEXO C: “Manual de Mantenimiento motor Rolls Royce, Capítulo 71, Remoción e Instalación del motor”

ANEXO D: “Manual de Mantenimiento motor Rolls Royce, Capítulo 71, Inspección y chequeo de los montantes”

ANEXO E: “Manual de Operación y Mantenimiento Teclé Grúa”

ANEXO F: “Manual de Seguridad Teclé Grúa”

ANEXO A:

“MANUAL DE MANTENIMIENTO MOTOR ROLLS ROYCE CAPITULO 72, DESCRIPCIÓN Y OPERACIÓN GENERAL DEL MOTOR ROLL ROYCE”

BRISTOL **RS** SIDDELEY

VIPER MAINTENANCE MANUAL

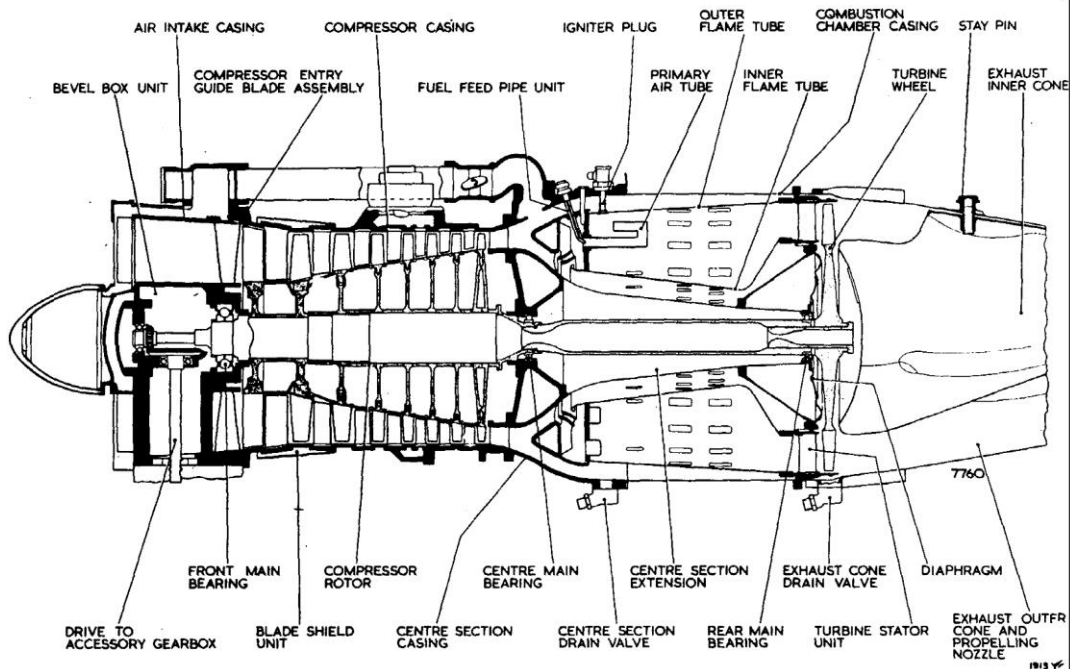
ENGINE - GENERAL

1. Description and operation

A. General

The Viper (Figs. 1, 2 and 3) is a straight-flow turbo-jet with an eight-stage axial compressor, coupled direct to a single-stage impulse/reaction turbine, and an annular combustion chamber. The rotating assembly is mounted in three main bearings; a ball bearing at the front and a roller bearing at the centre and rear.

Air flowing into the air intake is directed by entry guide vanes into the compressor where, progressively through each stage, the pressure is increased. When the airflow reaches the centre section, a two stage airflow straightening blade assembly guides the air into the combustion chamber, where fuel is injected.



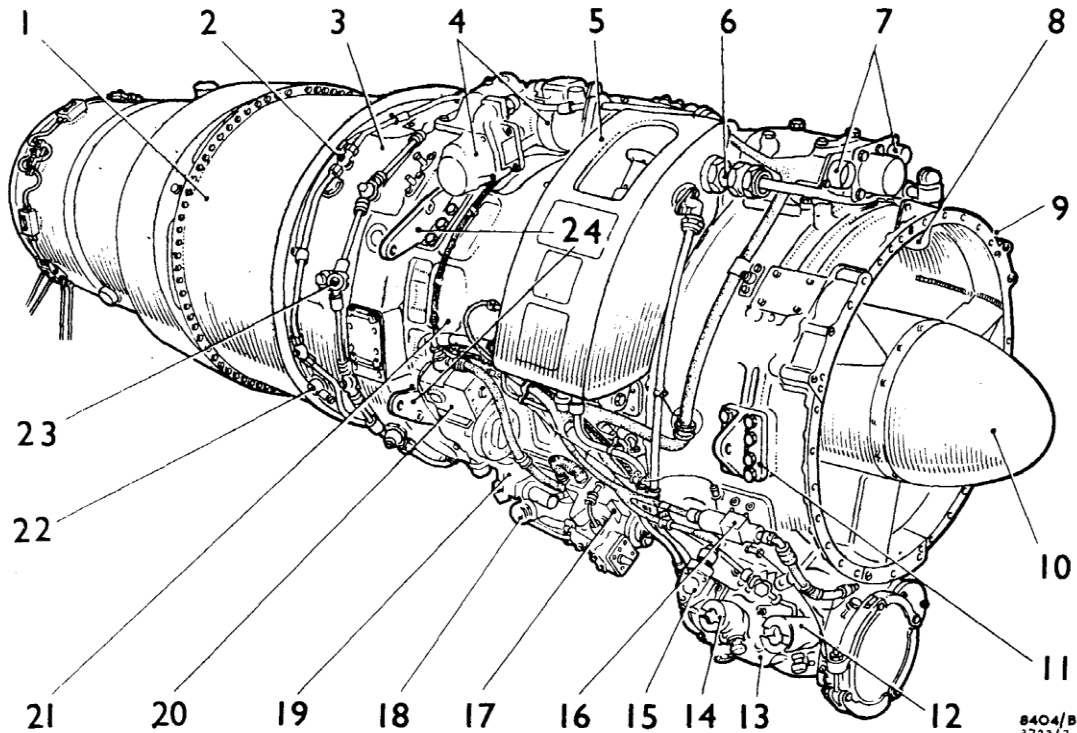
Sectioned view of engine

Fig. 1

Initially the mixture is ignited by two igniter plugs and the ensuing continuous combustion raises the temperature and velocity of the gas. Immediately downstream of the combustion zone, air is introduced to reduce the gas temperature to a value acceptable to the turbine blades. The turbine wheel is air cooled.

From the combustion chamber the gas flow is expanded through the turbine, with a resultant drop in pressure and temperature. The energy absorbed by the turbine

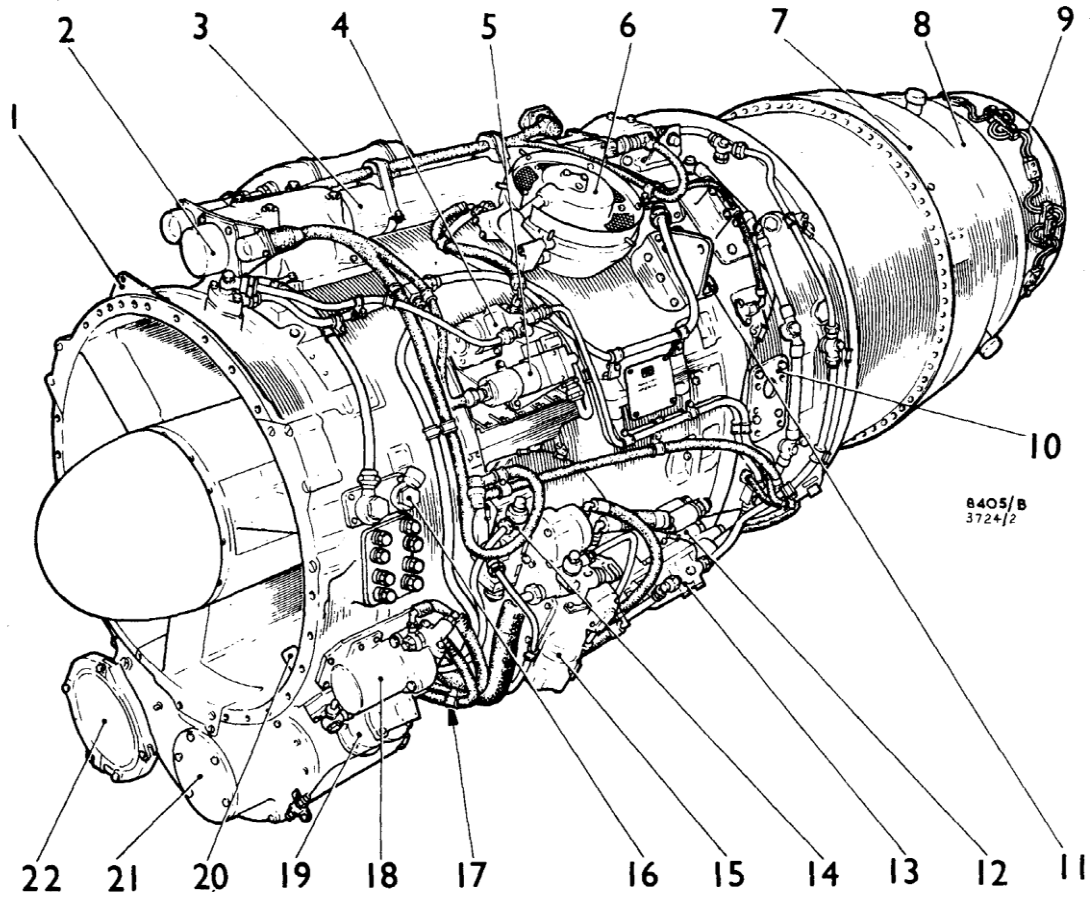
**VIPER
MAINTENANCE MANUAL**



8404/B
3723/2

- | | |
|---|---|
| 1. COMBUSTION CHAMBER OUTER CASING. | 13. ACCESSORY GEARBOX. |
| 2. PRIMER UNITS. | 14. MICROPUMPS FILTER. |
| 3. CENTRE SECTION CASING. | 15. OIL LOW PRESSURE WARNING SWITCH. |
| 4. ANTI-ICING BUTTERFLY VALVE AND ACTUATOR ASSEMBLY | 16. OIL PRESSURE TRANSMITTER. |
| 5. OIL TANK. | 17. AUTOMATIC THRUST LIMITER. |
| 6. OIL TANK PRESSURE RELIEF VALVE. | 18. FUEL INLET TO LOW PRESSURE FUEL FILTER. |
| 7. ELECTRICAL SERVICES CONNECTIONS. | 19. FUEL LOW PRESSURE WARNING SWITCH. |
| 8. PITOT HEAD SERVING PRESSURE RATIO SWITCH. | 20. TOP TEMPERATURE CONTROL UNIT. |
| 9. AIR INTAKE CASING. | 21. COMPRESSOR CASING. |
| 10. NOSE BULLET. | 22. IGNITOR PLUG. |
| 11. ENGINE FRONT MOUNTING BRACKET. | 23. FUEL FEED PIPE UNITS. |
| 12. SCAVENGE OIL FILTER. | 24. ENGINE REAR MOUNTING BRACKETS. |

**VIPER
MAINTENANCE MANUAL**



8405/B
3724/2

- | | |
|---|--|
| <ol style="list-style-type: none"> 1. ENGINE FRONT LIFTING BRACKET 2. ANTI-ICING AIR SUPPLY ADAPTER (TO POD NOSE COWL). 3. ANTI-ICING AIR DUCT. 4. PRESSURE RATIO SWITCH (COMPRESSOR AIR BLEED CONTROL SYSTEM). 5. SOLENOID VALVE (DATUM RESETTING OF COMPRESSOR AIR BLEED VALVE). 6. COMPRESSOR AIR BLEED VALVE. 7. TURBINE SHIELD. 8. EXHAUST CONE AND PROPELLING NOZZLE ASSEMBLY. 9. THERMOCOUPLE HARNESS. 10. ENGINE MOUNTING TRUNNION HOUSING. | <ol style="list-style-type: none"> 11. ENGINE REAR LIFTING BRACKET. 12. AIR/FUEL RATIO CONTROL. 13. PRIMER SOLENOID VALVE. 14. RATE RESET VALVE. 15. BAROMETRIC FLOW CONTROL UNIT. 16. BREATHER CONNECTION. 17. FUEL PUMP. 18. SYNCHRONIZER CORRECTOR UNIT (LEFT-HAND ENGINE ONLY). 19. TACHOMETER/SYNCHRONIZER A. C. GENERATOR. 20. PITOT HEAD SERVING BAROMETRIC FLOW CONTROL UNIT. 21. HYDRAULIC PUMP LOCATION. 22. A. C. GENERATOR LOCATION. |
|---|--|

3/4 Left hand view of engine
Fig.3

VIPER MAINTENANCE MANUAL

...Engine - General continued

wheel is utilized to drive the compressor and the accessories. On leaving the turbine, the gas flows through the exhaust cone and is finally discharged to atmosphere, at high velocity, via the propelling nozzle.

For descriptive purposes, the engine is divided into six main sections : Air inlet, Compressor, Combustion, Turbine, Exhaust cone and propelling nozzle and the Accessory drives and gearbox.

B. Air inlet section

The light alloy air intake casing is bolted to the front end of the compressor casing and serves the following purposes :-

Directs the air into the compressor.

Houses the front bearing of the rotating assembly.

Houses a bevel box unit centrally in the casing which transmits the drive from the rotating assembly to an accessory gearbox at the base of the casing.

Embodies the engine breather system.

Accommodates the compressor entry guide blade assembly at its rear.

Provides location for two pitot heads, one providing sensing air (P1) for the pressure ratio switch of the compressor air bleed valve control system, the other providing sensing air to the barometric flow control unit (b. f. c. u.) and the automatic thrust limiter (a. t. l.) of the fuel system.

C. Compressor section

The compressor comprises two major components, the rotor and the casing.

The rotor is mounted in two main bearings and has eight stages, the initial stage being referred to as the 'zero' stage. The zero and first stage rotor blades are steel and their blade roots are of fir-tree form. The remaining six stages are all light alloy, except for the last which is steel, and all are riveted to their respective discs. The bore of the rotating assembly forms part of the compressor bearing seal pressurizing and turbine cooling bleed air systems (Chapter 75). Internal serrations at the front of the rotor receive a quill shaft to engage and drive the bevel box unit in the air intake casing. Serrations at the rear of the rotor are engaged by the turbine mainshaft serrations, thus transmitting the drive.

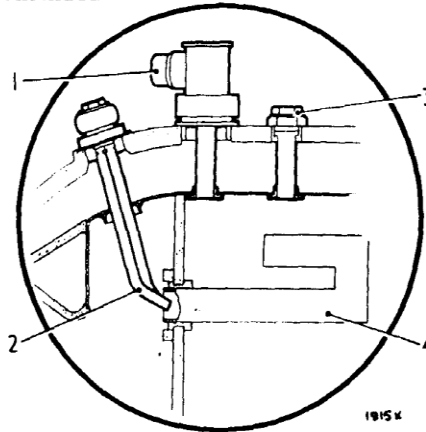
The compressor casing consists of two half-sections, bolted together at their axial joint flanges. The stator blades are retained in carrier ring halves which locate in the casing grooves. Two separate blade shield units encircle the casing at the location of the first two stages. An annular chamber in the casing is linked to the compressor fourth stage by a series of radial ports, the outlet from the chamber being controlled by an air bleed valve (Chapter 75).

D. Combustion section

There are four major components in this section : the centre section casing, combustion chamber casing and concentrically-mounted inner and outer flame tubes (Fig. 1).

VIPER MAINTENANCE MANUAL

...Engine - General continued



1. Igniter plug
2. Fuel feed pipe unit
3. Primer unit
4. Primary air tube

Scrap section detail of centre section/combustion chamber

Fig. 4

The centre section is bolted to the rear of the compressor casing, has a rearward extension and serves the following purposes :-

Directs the air from the compressor into the combustion chamber, through a two stage airflow straightening blade assembly. This blade assembly is bolted to the front face of the centre section, and forms the final stage of stator blades.

Houses the centre and rear main bearings of the rotating assembly. The rear bearing is housed in the rearward extension.

Provides locations for the primer units of the starting fuel system, the fuel feed pipe units (burners) of the main system and the igniter plugs, together with the engine mounting trunnion housings (Chapter 71).

Incorporates an integral annular chamber which is in direct communication with the compressor delivery air and provides connections to the engine anti-icing and compressor air bleed control systems (Chapter 75), engine fuel system units, (Chapter 73) and the Aircraft services.

A spring-loaded poppet-type drain valve is secured to the base of the casing and carries an overboard drain pipe.

Secured to the rear of the centre section, the combustion chamber casing encloses the inner and outer flame tubes and provides the mounting for the turbine stator unit and the exhaust cone at its rear. At their front ends, the flame tubes are secured to an air tube support plate which incorporates primary and secondary air tubes, the plate being retained within the centre section. Deeply-grooved flanges at the rear end of the flame tubes engage support rings in the turbine assembly, thus permitting axial expansion of the tubes.

VIPER MAINTENANCE MANUAL

... Engine - General continued

E. Turbine section

Bolted between the combustion chamber outer casing and the exhaust cone, the turbine stator unit has a rearward extension that provides the turbine wheel shroud. The stator inner ring is bolted to a conical support secured to a flange on the centre section extension. The forward end of the turbine chamber is closed by a diaphragm attached to the rear of the centre section and the stator inner ring.

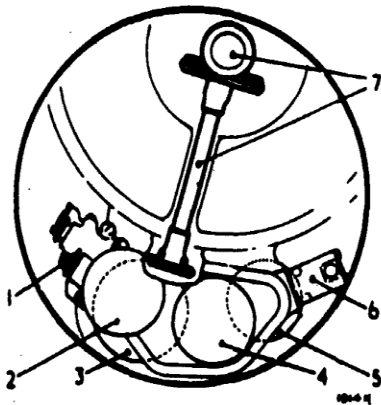
A hollow clamp bolt secures the turbine wheel to the radial serrations at the rear end of the mainshaft, the shaft being mounted in the rear main bearing and extending forward to engage the compressor rotor. The turbine wheel unit incorporates a damper wire, divided into five segments, which passes through each turbine blade at 80% blade height.

F. Exhaust cone and propelling nozzle

Bolted to the rear of the turbine stator ring, the exhaust cone and its integral propelling nozzle has an inner cone secured to it by three radial staypins that locate in housings in the outer cone and in the vanes of the inner cone. The pins are retained by capnuts. A spring-loaded drain valve is housed at the lower forward end; in addition, the outer casing is encircled at this location by a turbine shield. Provision is made in the exhaust cone for the installation of exhaust temperature thermocouples and a power loss pitot (Chapter 77). The complete assembly is made interchangeable for left or right-hand installation; any such change requires the drain valve to be moved to its alternative position.

G. Accessory drives and gearbox

The drives for all engine accessories are housed in the accessory gearbox mounted on the bottom of the intake casing. The drive is transmitted from the bevel box unit in the air intake casing to the gearbox through a radial drive shaft. The gearbox provides mountings and/or drives for the following accessories as shown on Fig. 5 (looking from the front).



1. Oil pump.
2. AC generator.
(front face R. H. engine only).
3. Starter/generator
(rear face).
4. Hydraulic pump
(front face).
5. Fuel pump (rear face).
6. Tachometer/synchronizer generator.
7. Drive to accessory gearbox.

Detail of drive to accessories
Fig. 5



BRISTOL ENGINE DIVISION

MAINTENANCE VIPER

...Engine - General continued

The gearbox incorporates oil drain, level and filler plugs and a connection for the pipe to the oil pressure transmitter.

2. Data

Type of engine	Viper Mk. 522
Engine mounting system	See Chapter 71
Dimensions				
Length, air intake front flange to final nozzle centre line	85.050 in. nominal
Maximum width (at engine horizontal centre line)	28.200 in.
Maximum height (at engine vertical centre line)	32.850 in.
Centre of gravity				
Left-hand engine	2.600 in. forward of trunnion housing.
Right-hand engine	2.300 in. forward of trunnion housing.
Weight				
Left-hand engine E.C.U.	816 lb.
Right-hand engine E.C.U.	806 lb.
NOTE : These weights are quoted as a guide only to ensure the use of safe lifting tackle and will not be subject to regular amendment action.				
Exhaust system				
Nozzle	13.64 to 13.70 in. dia.

* * *

ANEXO B:

“MANUAL DE MANTENIMIENTO MOTOR ROLLS ROYCE CAPITULO 71, DESCRIPCIÓN GENERAL DE LOS MONTANTES DEL MOTOR”



MOUNTS

1. General

Each power plant is secured to the airframe by two mounting assemblies (Fig.1) connected to attachments on the side of the engine. Thrust is applied to the airframe via the main rear mount only; the front mount merely supports and aligns the front of the engine. Spherical bearings are incorporated in both mounts, to facilitate the alignment of a power plant.

2. Main mount

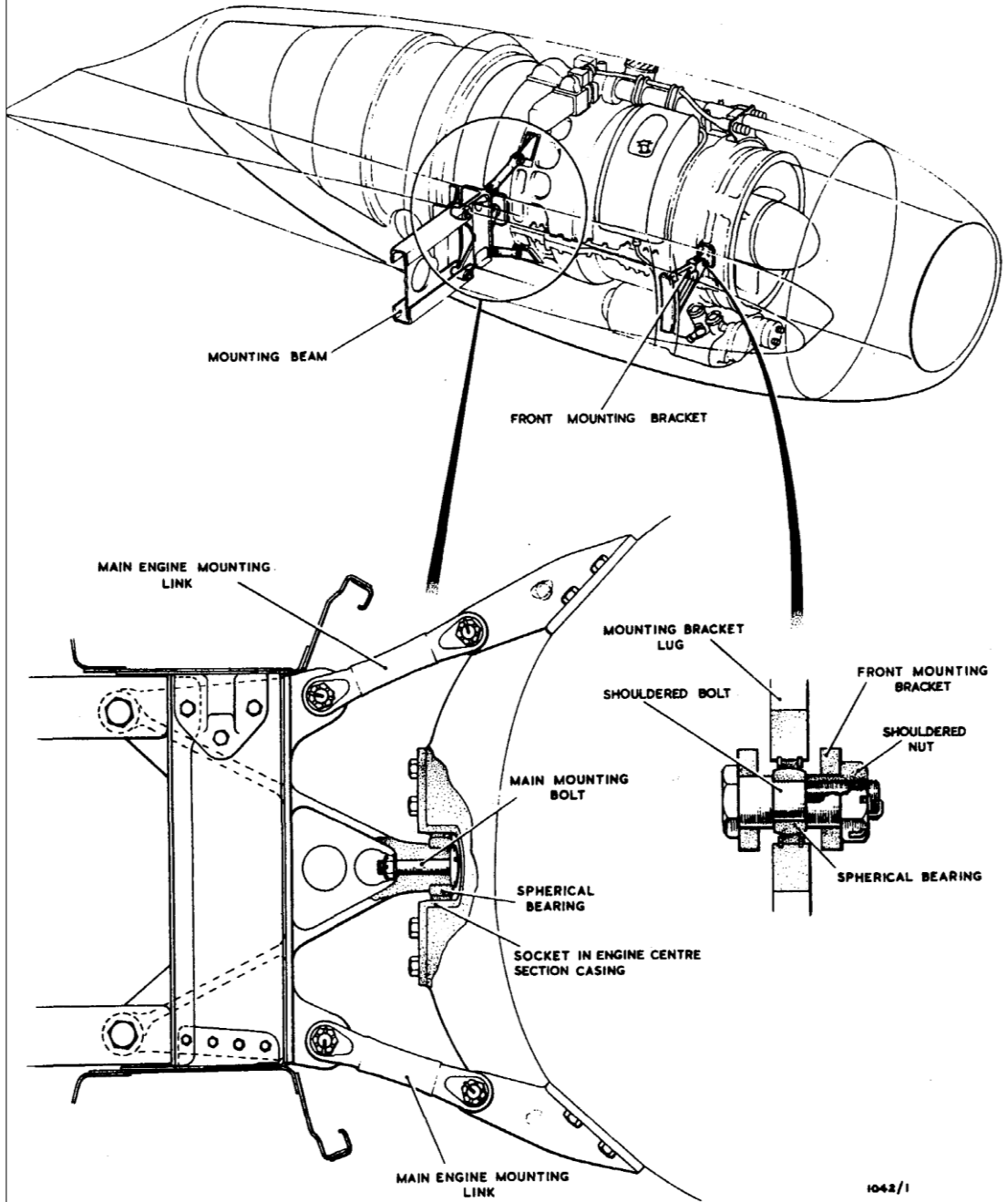
Each main mount comprises three basic portions: a central trunnion, two fixed-length attachment links and an engine-mounted socket. The trunnion is forged integral with a base plate which is bolted to the airframe; the outer end of the trunnion carries a spherical bearing, the outer race of which mates with the socket in the side of the engine centre section. The attachment links are bolted (one above and one below the trunnion) to lugs on the compressor casing and trunnion base plate, to retain the trunnion bearing in engagement with the casing socket.

Thrust loads are transmitted from the engine via the trunnion spherical bearing; loads in the vertical plane are carried by the trunnion in conjunction with the attachment links.

3. Front mount

The front mount consists of a forged mounting bracket bolted, via spherical bushes, to lugs on the airframe structure and compressor.

Fig. 1 overleaf



ANEXO C:

“MANUAL DE MANTENIMIENTO MOTOR ROLLS ROYCE CAPITULO 71, REMOCIÓN E INSTALACIÓN 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 BLANK.

- (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.

BRITISH AEROSPACE
BAe 125 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

...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 1.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 1.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.D.
- 'Connect slinging gear and lower power plant.
- (10) Disconnect power loss indicator hose at adapter on engine exhaust.
- (11) Left engine only - Disconnect horizontal cross-over control rods from bell crank and engine levers; discard split pins and tab washers.

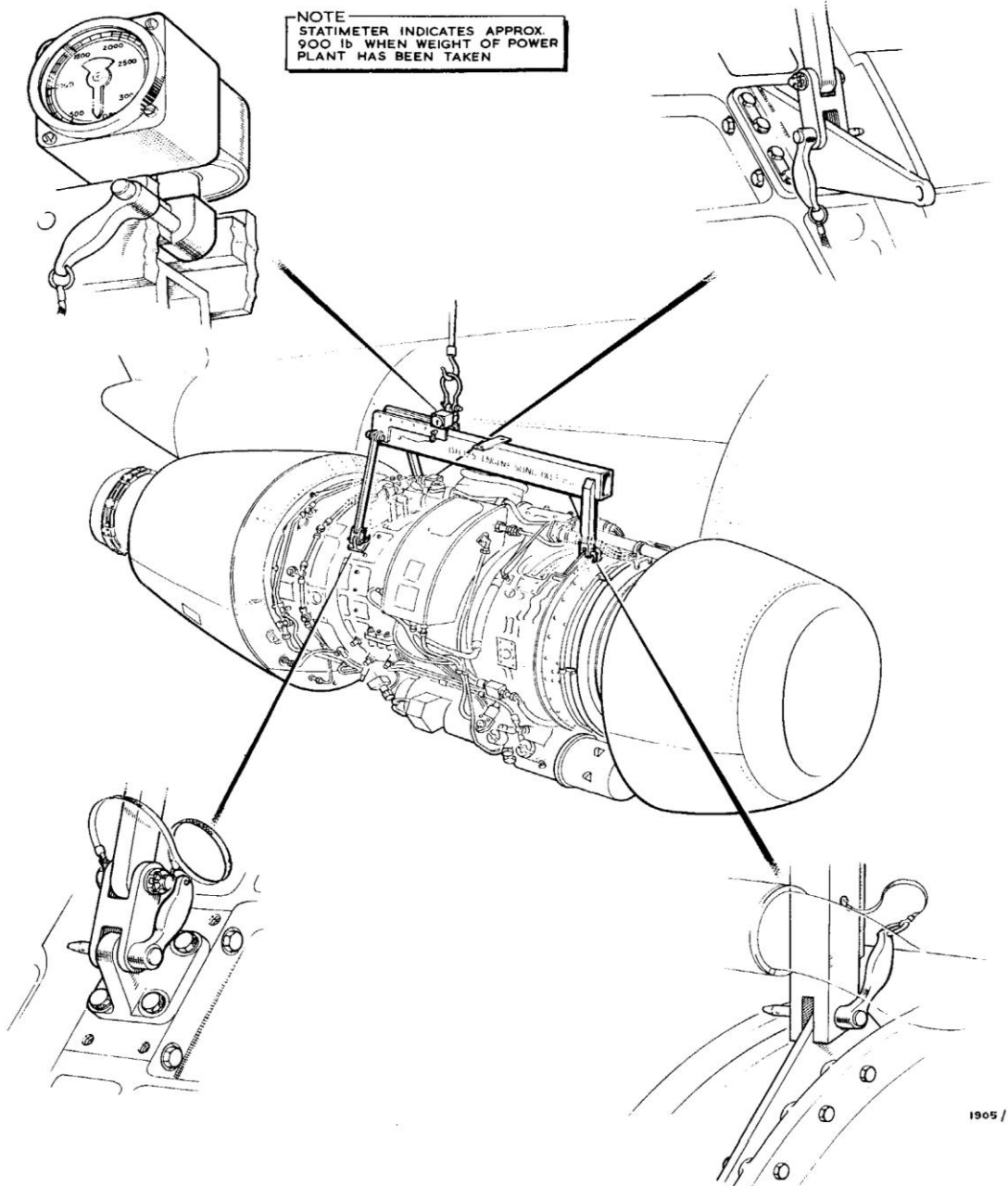
BRITISH AEROSPACE
BAe 125 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

...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



1905 / 1

Power plant slinging
Fig.401

BRITISH AEROSPACE
BAe 125 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

...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 1.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 rehand 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.

BRITISH AEROSPACE
BAe 125 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

...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 matting 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 80lbf.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 cowl; 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.



...Install power plant continued

E. Prepare for flight clearance

- (1) Prime engine oil system (Chapter 72, LUBRICATION SYSTEM).
- (2) Replenish engine oil system (Chapter 12, SERVICING ENGINE OIL).
- (3) Restore d.c. power supplies to the power plant(s) (Chapter 24, GENERAL).
- (4) Bleed engine fuel system (Chapter 73, ENGINE FUEL AND CONTROL - GENERAL).
- (5) Check that power plant installation is clean and free from tools, servicing materials, etc.
- (6) Place drip trays beneath rear of jet pipe and engine drain pipes.
- (7) Complete two motoring cycles, one wet (with l.p. and h.p. fuel cocks open) and one dry (Chapter 71, POWER PLANT - Adjustment/Test, Ground running general, para.3).

NOTE: During first motoring cycle check functioning of primer solenoid by feel, check for evidence of fuel and oil leaks and check functioning of drains system.

Mod.252367 only - Check correct functioning of primer shut-off valve by the "see-feel" device on top of the actuator.

After dry motoring cycle ensure that the jet pipe fairing, the cowlings around the drains and the ground beneath the installation are free from fuel.

- (8) Connect and secure l.t. input to high energy ignition units.
- (9) Complete high power performance tests of power plant installation (Chapter 71, POWER PLANT - Test 1B of Adjustment/Test - Ground running tests).
- (10) Calibrate exhaust gas temperature indicating system - Engine running, see Chapter 77, EXHAUST GAS TEMPERATURE INDICATION.
- (11) With engine static, service the lubrication system pressure and scavenge filters (Chapter 72, LUBRICATION SYSTEM).
- (12) Replenish engine oil system.
- (13) Fit all cowlings and access panels.
 - (a) Connect cooling air inlet duct to starter/generator after fitment of bottom front cowl, lubricate and use new seal.
 - (b) Left engine only - Connect and tighten breather hose to bottom front cowl.



...Install power plant continued

- (c) Right engine only - After fitment of top cowl connect and tighten cooling air inlet to a.c. generator and, Mod.25/1911 only, drain to flush air inlet.
- (14) Check alignment of drain pipes and wire-lock adapters.
 - (a) Pre mod.252085 only. Wire-lock fuel l.p. warning switch drain pipe.
 - (b) Left engine only - Wire-lock engine breather pipe.
- (15) Finally cowl up power plant.

* * *

Pages 430 to 500 intentionally omitted.

ANEXO D:
**“MANUAL DE MANTENIMIENTO MOTOR ROLLS ROYCE CAPITULO 71,
INSPECCIÓN DE LOS MONTANTES DEL MOTOR”**



MOUNTS - MAINTENANCE PRACTICES

1. Unit servicing

A. Reposition mounting and slinging brackets

Special tools and equipment

Torque wrench PE.25492

NOTE : This procedure details the method of repositioning the mounts and slinging brackets, as part of the procedure for changing a left-hand engine change unit (e.c.u.) to a right-hand e.c.u. and vice versa. It is assumed the e.c.u. is mounted in a transit stand.

- (1) Connect hoist and slinging equipment to the e.c.u.
- (2) Take weight of e.c.u., release it from stand and hoist it clear.
- (3) Remove lower mounting bracket (1 left or 2 right see Fig.201); ensure liner at each mounting face remains in position.

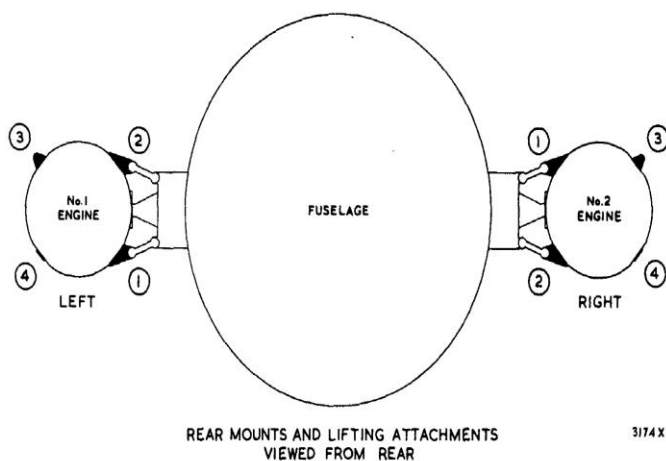
NOTE : After removing each mounting bracket and retaining plate clean the old jointing compound from the appropriate faces; apply approved jointing compound to these faces before fitting the items in their new positions. See POWER PLANT - SERVICING MATERIALS.

- (4) Remove retaining plate (4 see Fig.201) from compressor.
- (5) Fit retaining plate, with new tab washer and original bolts to new position (4 see Fig.201) on compressor casing.
- (6) Torque tighten retaining plate bolts to 70-80 lb in. and lock with tab washer.
- (7) Lower e.c.u. into stand and secure.
- (8) Remove lifting bracket (3 left and right see Fig.201).
- (9) Fit mounting bracket, removed in operation (3), to new position (1 right or 2 left see Fig.201) using new tab washer and original bolts.
- (10) Remove upper mounting bracket (2 left or 1 right see Fig.201).
- (11) Fit lifting bracket (3 left and right see Fig.201), removed in operation (8), to new position using new tab washers and original bolts.
- (12) Torque tighten retaining bolts fitted in operation (9) and (11) to 70-80 lb in. and lock with tab washers.
- (13) Connect hoist and slinging equipment to e.c.u.
- (14) Take weight of e.c.u., release it from stand and hoist it clear.
- (15) Fit mounting bracket removed in operation (10) to the remaining mounting face using new tab washers and original bolts.

...Mounts - Maintenance practices continued

- (16) Torque tighten retaining bolts to 70-80 lb in. and lock with tab washers.

NOTE
 TO CHANGE 'HANDING' OF REAR MOUNTS AND LIFTING ATTACHMENTS TRANSFER ITEMS FROM POSITION NUMBERS SHOWN ON LEFT ENGINE TO THOSE SHOWN ON RIGHT ENGINE AND VICE VERSA.
 FIT BRACKETS CORRECTLY WITH WEBS TO REAR



PRINTED IN ENGLAND

Relative position of rear mounting and lifting brackets
Fig. 201

- (17) Remove front mounting slave bracket (painted red).
- (18) Remove front mounting bracket and transfer it, complete with new tab washers and original bolts, to position vacated by slave bracket.

NOTE : Retaining rings must be to rear.

- (19) Torque tighten retaining bolts to 150-170 lb in. and lock with tab washers.
- (20) Fit front mounting slave bracket and torque tighten to 150-170 lb in.
- (21) Transfer front mountings on stand.
- (22) Lower engine into stand and secure.

* * *

...Mounts - Maintenance practices continued

2. Inspection/check

A. Check wear on mounts


NOTE : Excessive vibration has been attributed to wear between the main engine mounting links and attachment bolts, and also between the front mounting bracket and the attachment bolts and shouldered nuts (Fig. 1). The max. acceptable worn clearance between any of these bolts or shouldered nuts and the bore of the link or mounting bracket is 0.0025 in. If an excessive clearance exists, a new bolt and shouldered nut (diameter new 0.4992 - 0.4997 in.) may cure vibration. If the bore of the link or bracket (diameter new 0.500 - 0.501 in.) is excessive, either fit a new link or bracket (and bolt) or refer to Structural Repair Manual. When assembling the mounts use the grease specified in SERVICING MATERIALS (Chapter 71).

PRINTED IN ENGLAND

* * *

ANEXO E:

“MANUAL DE OPERACIÓN Y MANTENIMIENTO TECLE GRÚA”

	MANUAL DE OPERACIÓN	PÁG.: 01 DE 03
	MANUAL DE PROCEDIMIENTOS PARA EL MANEJO DEL TECLE GRUA	CÓDIGO: EMC-MD-006
	ELABORADO POR: CALAPIÑA GUAMANI	REVISIÓN: 001
	APROBADO POR: DARWIN ESTEBAN PANTOJA MONTENEGRO	FECHA: 13/11/2018

1. OBJETIVO

Documentar los procedimientos para el manejo del tecle grúa.

2. ALCANCE

Instruir a los usuarios sobre el correcto uso de EPP antes de iniciar cualquier tarea o trabajo con el tecle grúa, y conocimiento de uso del equipo para un correcto desempeño.

3. HERRAMIENTAS Y MATERIALES

1. Guantes de fricción
2. Overol industrial
3. Zapatos industriales con punta de acero
4. Casco (de ser necesario)

4. PROCEDIMIENTO

1. Verificar el alcance en peso que soporta el tecle grúa.
2. Revisar el mecanismo de rodaje de levantamiento y descenso, que se encuentre funcional incluyendo el freno y el seguro de retroceso.
3. Inspeccionar el estado del cable tensor que se encuentre en buen estado sin ningún tipo de ruptura.
4. Verificar en ojal del gancho acorde al tamaño de la eslinga donde se va a sujetar.
5. Tomar en cuenta altura y tamaño del tecle grúa para su movilidad sin afectar a otras aeronaves o en especial el direccionamiento de la rueda principal.
6. Utilizar guantes de fricción para sujetar el gancho a cualquier tipo de eslinga.
7. Retirar al personal en un rango de tres metros alrededor del objeto a ser levantado en caso de que se suelte el componente.

SISTEMA DE RODAJE

MECANISMO DE
RODAJE DE
LEVANTAMIENTO
Y DESCENSO



TECLE GRÚA TERMINADO



OPERACIÓN DEL TECLE EN DESMONTAJE DEL MOTOR



	MANUAL DE MANTENIMIENTO	PÁG.: 01 DE 02
	HERRAMIENTAS Y EQUIPOS PARA EL MANTENIMIENTO DEL TECLE GRUA	CÓDIGO: EMC-MD- 006
	ELABORADO POR: CALAPIÑA GUAMANI DIEGO ISRAEL	REVISIÓN: 001
	APROBADO POR: DARWIN ESTEBAN PANTOJA MONTENEGRO	FECHA: 13/11/2018

1. OBJETIVO

Mantener el tecele grúa en perfectas condiciones para el uso y manejo cuando sea requerido.

2. ALCANCE

Preservar de la mejor manera los componentes y estructura.

3. HERRAMIENTAS Y MATERIALES


1. Guantes de caucho
2. Wipe
3. Brochas
4. Magnificador
5. Anti oxidante
6. Tintas penetrantes
7. Revelador
8. Grasa semi pesada

4. MANTENIMIENTO SEMESTRAL


1. Realizar una inspección visual de la estructura verificando posibles rajaduras en las uniones de punto de solda.
2. Verificar el mecanismo de rodaje que no se encuentre oxidado y limpiarlo o servicialo con el cambio de grasa.
3. Limpiar la estructura y determinar algún tipo de herrumbre.
4. En el caso de que exista herrumbre realizar el proceso anti oxidante.
5. Ajustar los pines de sujeción del gancho y verificar la tensión de los cables de soporte.

5. MANTENIMIENTO ANUAL

1. Remover el mecanismo de rodaje limpiarlo y hacerle una inspección

	MANUAL DE MANTENIMIENTO	PÁG.: 02 DE 02
	HERRAMIENTAS Y EQUIPOS PARA EL MANTENIMIENTO DEL TECLE GRUA	CÓDIGO: EMC-MD- 006
	ELABORADO POR: CALAPIÑA GUAMANI DIEGO ISRAEL	REVISIÓN: 001
	APROBADO POR: DARWIN ESTEBAN PANTOJA MONTENEGRO	FECHA: 13/11/2018
<ol style="list-style-type: none"> 2. Instalar el mecanismo de rodaje previo su servicio de lubricación. 3. Inspeccionar la estructura por líquidos penetrantes, para descartar posibles rajaduras de las uniones por suelda. 4. En caso de encontrar algún tipo de rajadura realizar la debida reparación por medio de suelda eléctrica. 5. Verificar el estado de las ruedas, si se encuentran desgastadas realizar el respectivo cambio. 		

ANEXO F:
“MANUAL DE SEGURIDAD”

	MANUAL DE SEGURIDAD	PÁG.: 01 DE 01
	HERRAMIENTAS Y EQUIPOS PARA USO DEL TECLE GRUA	CÓDIGO: EMC-MD- 006
	ELABORADO POR: CALAPIÑA GUAMANI DIEGO ISRAEL	REVISIÓN: 001
	APROBADO POR: DARWIN ESTEBAN PANTOJA MONTENEGRO	FECHA: 13/11/2018
<p>1. OBJETIVO</p> <p>Prevenir incidentes o accidentes al momento de usar o manipular el tecle grúa.</p> <p>2. ALCANCE</p> <p>Minimizar los daños que pueden ocurrir al momento de usar el tecle grúa.</p> <p>3. PROCEDIMIENTO</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Colocar énfasis en las señaléticas del rombo de seguridad de la aeronave o componentes. 2. Utilizar todos los equipos de protección EPP para evitar lesiones 3. Utilizar conscientemente el equipo de rodaje. 4. Verificar el buen estado de los mecanismos y estructura antes de su uso 5. Alejar al personal a una distancia prudente al momento de su operación 6. No utilizar el tecle grúa en días lluviosos. 7. Mantener al equipo de apoyo fuera de lugares donde le provoque herrumbre. 		

HOJA DE VIDA

DATOS PERSONALES

NOMBRE: Calapiña Guamani Diego Israel

NACIONALIDAD: Ecuatoriana

FECHA DE NACIMIENTO: 16 de abril de 1995

CÉDULA DE CIUDADANÍA: 1805215108

TELÉFONOS: 0991981288 - 033066022

CORREO ELECTRÓNICO: dicgdiego@hotmail.com

DIRECCIÓN: Pillarlo-Santa Rita



ESTUDIOS REALIZADOS

PRIMARIA: Escuela "Albert Einstein" – Pillaro, Ecuador

SECUNDARIA: Colegio Nacional "Jorge Alvarez" – Pillaro, 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 (160 H)

EMPRESA: Falcon Air, Shell-Puyo (160 H)

EMPRESA: Departamento de la Industria Aeronáutica del Ecuador (DIAF)
, Latacunga-Cotopaxi (200 H)

EMPRESA: Departamento de la Industria Aeronáutica del Ecuador (DIAF)
, Latacunga-Cotopaxi (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

CALAPIÑA GUAMANI DIEGO ISRAEL
C.C. 1805215108

DIRECTOR DE CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

ING. BAUTISTA ZURITA RODRIGO CRISTOBAL

Latacunga, 14 de noviembre del 2018