



**ESPE**  
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS  
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

**UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS**

**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES**

**CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA  
MENCIÓN MOTORES**

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

**TEMA: “INSPECCIÓN DE LOS SISTEMAS DE IGNICIÓN Y  
ARRANQUE DEL MOTOR NÚMERO 2 DE LA AERONAVE  
HAWKER SIDDELEY 125-400 PERTENECIENTE A LA  
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA DE LA  
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS.”**

**AUTOR: MEDINA VACA ANDRÉS FERNANDO**

**DIRECTOR: TLGO. CRISTIAN EDWAR DÍAZ PACUSHCA**

**LATACUNGA**

**2018**



## **DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES**

### **CARRERA DE MÉCANICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES**

#### **CERTIFICACIÓN**

Certifico que el trabajo de titulación, “**INSPECCIÓN DE LOS SISTEMAS DE IGNICIÓN Y ARRANQUE DEL MOTOR NÚMERO 2 DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 PERTENECIENTE A LA CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS.**” realizado por el señor **ANDRÉS FERNANDO MEDINA VACA**, 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 **ANDRÉS FERNANDO MEDINA VACA** para que lo sustente públicamente.

**Latacunga. 18 de octubre del 2018**

Atentamente,

---

**TLGO. CRISTIAN EDWAR DÍAZ PACUSHCA  
DIRECTOR**



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES**

**CARRERA DE MÉCANICA AERONÁUTICA**

**MENCIÓN MOTORES**

**AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD**

Yo, **ANDRÉS FERNANDO MEDINA VACA**, con cédula de identidad N° **050402810-1**, declaro que este trabajo de titulación **“INSPECCIÓN DE LOS SISTEMAS DE IGNICIÓN Y ARRANQUE DEL MOTOR NÚMERO 2 DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 PERTENECIENTE A LA CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS.”**, 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 mi virtud de ello me declaro responsable del contenido, veracidad y alcance de la investigación mencionada.

**Latacunga. 18 de octubre del 2018**

---

**ANDRÉS FERNANDO MEDINA VACA**

**C.C. 050402810-1**



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES**

**CARRERA DE MÉCANICA AERONÁUTICA**

**MENCIÓN MOTORES**

**AUTORIZACIÓN**

Yo, **ANDRÉS FERNANDO MEDINA VACA**, 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 SISTEMAS DE IGNICIÓN Y ARRANQUE DEL MOTOR NÚMERO 2 DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 PERTENECIENTE A LA CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS.”**, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

**Latacunga. 18 de octubre del 2018**

-----  
ANDRÉS FERNANDO MEDINA VACA

C.C. 050402810-1

## DEDICATORIA

Este proyecto de grado primero se lo dedico a Dios por haberme permitido llegar hasta este punto y haberme dado salud para lograr mis objetivos, además de su infinita bondad y amor.

A mi madre Rosa. Por darme la vida, quererme mucho, tenerme paciencia, y lo más importante apoyarme en cada paso que doy. Mamá gracias por darme una carrera esto te lo debo a ti.

A mi padre Fernando. Por los ejemplos de perseverancia y constancia que lo caracterizan y que me ha infundado siempre, por el valor mostrado para salir adelante y por su amor.

Mis abuelitos Hugo y Pastora. Por quererme y apoyarme siempre, son esa luz que alumbra mi vida cada mañana, esto también se lo debo a ustedes.

A mis queridos tíos y primas: Nelly, Hernán, Marco, Pepo, Moni, Ángela, Belén y Liseth por estar conmigo apoyándome siempre, le agradezco a la vida por bendecirme con esta familia tan maravillosa, los quiero mucho.

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

ANDRÉS FERNANDO MEDINA VACA

## AGRADECIMIENTO

Primeramente, agradezco a Dios por darme la vida, bendecirme con la familia tan maravillosa que tengo, además por la sabiduría y fortaleza en aquellos momentos difíciles que se me presentaron a lo largo de mi carrera universitaria, y por brindarme la oportunidad de graduarme en la carrera que me apasionó durante toda mi vida.

Quiero agradecerles infinitamente a mis padres, que han sido la guía con la cual podré llegar a lo más alto de mi carrera profesional, gracias por educarme cada día y enseñarme que con trabajo y sacrificio se puede llegar muy lejos. Les agradezco ya que ustedes son los promotores de este magnífico sueño de la aviación. Gracias madre, padre por confiar en mí.

A mis profesores, por ser esa guía en el camino del saber, porque durante cada día en mi carrera universitaria supieron adiestrarme en este fabuloso mundo de la aviación, especialmente a mi director de proyecto Cristian Díaz en el cual podía confiar por demostrarme su apoyo en la realización de este proyecto.

Finalmente quiero agradecerle a toda mi familia por ser un pilar importante en mi vida, ese pilar que me mantiene en pie y es el apoyo que necesito para poder cumplir con los objetivos de mi vida y mi carrera.

ANDRÉS FERNANDO MEDINA VACA

## ÍNDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICACIÓN .....	ii
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD .....	iii
AUTORIZACIÓN .....	iv
DEDICATORIA .....	v
AGRADECIMIENTO .....	vi
INDICE DE TABLAS .....	xi
RESUMEN.....	xiv
ABSTRACT .....	xv

### CAPÍTULO I

#### TEMA

1.1 Antecedentes .....	1
1.2 Planteamiento del problema.....	1
1.3 Justificación e importancia.....	2
1.4.2 Específicos .....	3
1.5 Alcance.....	3

### CAPÍTULO II

#### MARCO TEÓRICO

2.1 Motores a reacción .....	4
2.1.1 Historia de motores a reacción.....	4
2.1.2 Elementos de un motor a reacción .....	6
2.1.2.1 Compresor .....	6
2.1.2.2 Cámara de combustión.....	6
2.1.2.3 Turbina .....	7
2.1.2.4 Tobera .....	8
2.1.3 Funcionamiento de motores a reacción.....	8
2.1.4 Tipos de motores a reacción.....	9
2.1.4.1 Motores turbohélice .....	9
2.1.4.2 Motores turbofan.....	10

2.1.4.3 Motores turboeje .....	12
2.2 Información general de la Aeronave Jet Hawker Siddeley 125 – 400.....	13
2.3 Variantes de Hawker Siddeley HS – 125.....	13
2.4 Especificaciones técnicas (HS-125-400).....	15
2.5 Motores de la aeronave Hawker Siddeley 125-400. ....	15
2.5.1 Sistemas del motor Roll Royce Viper 522.....	16
2.5.1.1 Sistema de combustible.....	16
2.5.1.2 Sistema de aire .....	17
2.5.1.3 Sistema de lubricación .....	18
2.5.1.4 Sistema de arranque .....	19
2.5.1.5 Sistema de ignición .....	19
2.5.1.5.1 Unidades de alta tensión.....	20
2.5.1.5.2 Igniter plug.....	20
2.6 Especificaciones del motor Roll Royce Viper 522 .....	21
2.7 Estructura de los motores .....	22
2.7.1 Disposición de los motores en la aeronave .....	23
2.7.2 Pared de fuego.....	24
2.7.2.1 Zona 1.....	24
2.7.2.2 Zona 2 y Zona B.....	24
2.7.3 Ventilación de los motores.....	25
2.7.3.1 Zona 1.....	25
2.7.3.2 Zona 2 y Zona B.....	26

### **CAPÍTULO III**

#### **DESARROLLO DEL TEMA**

3.1 Preliminares.....	27
3.2 Estudio técnico .....	27
3.3 Análisis de factibilidad.....	27
3.3.1 Ventajas y desventajas de la implementación.....	27
3.3.1.1 Ventajas.....	27
3.3.1.2 Desventajas .....	28
3.4 Parámetros de selección .....	28
3.4.1 Parámetros técnicos.....	28



3.4.2	Parámetro humano .....	29
3.4.3	Parámetro económico.....	29
3.4.4	Parámetros complementarios .....	29
3.5	Matriz de evaluación .....	29
3.5.1	Selección de alternativa.....	30
3.6	Implementación de equipos para el motor Viper 522 .....	30
3.6.1	Implementación del soporte móvil.....	30
3.6.2	Implementación del power plant sling .....	34
3.7	Normas de seguridad en los equipos del motor Viper 522 .....	37
3.8	Tareas de mantenimiento en el motor Viper 522 .....	38
3.8.1	Desmontaje del motor Viper 522 .....	38
3.8.1.1	Medidas de seguridad.....	38
3.8.1.2	Herramientas y equipos utilizados para el montaje y desmontaje del motor Viper 522.....	38
3.8.1.3	Procedimientos para el desmontaje del motor Viper 522 .....	39
3.8.2	Inspección del sistema de arranque del motor Viper 522 .....	45
3.8.2.1	Desmontaje del arranque / generador.....	45
3.8.2.2	Revisión de los carbones del arrancador / generador.....	47
3.8.3	Inspección del sistema de ignición de motor Viper 522 .....	49
3.8.3.1	Remoción de los igniter plugs.....	49
3.8.3.2	Revisión de los igniter plugs .....	50
3.8.3.3	Swap de las cajas de alta tensión del motor Viper 522 .....	51
3.9	Simbología en diagramas de flujo de análisis .....	52
3.9.1	Diagrama de flujo de análisis del tema .....	53
3.10	Presupuesto .....	54
3.10.1	Análisis de costos.....	54
3.10.1.1	Costos primarios.....	54
3.10.1.2	Costos Secundarios .....	55
3.10.2	Costo total del proyecto de grado .....	55

**CAPÍTULO IV**

4.2 Conclusiones .....	56
4.3 Recomendaciones.....	56
GLOSARIO .....	57
ABREVIATURAS .....	58
BIBLIOGRAFIA .....	59
ANEXOS .....	61

**ÍNDICE DE TABLAS**

Tabla 1	Matriz de información del proyecto.....	29
Tabla 2	Total de costos primarios .....	54
Tabla 3	Total de costos secundarios.....	55
Tabla 4	Costo total del proyecto de grado .....	55

## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Compresor.....	6
Figura 2. Cámara de combustión .....	7
Figura 3. Turbina.....	7
Figura 4. Tobera .....	8
Figura 5. Motor a reacción .....	8
Figura 6. Motor turbohélice .....	10
Figura 7. Motor turbofan.....	12
Figura 8. Motor turboeje .....	12
Figura 9. Hawker Siddeley 125 – 400.....	13
Figura 10. Sistema de combustible .....	16
Figura 11. Sistema de aire.....	17
Figura 12. Sistema de lubricación.....	18
Figura 13. Detalles del lado derecho del motor .....	23
Figura 14. Detalles del lado izquierdo del motor.....	23
Figura 15. Pared de fuego .....	24
Figura 16. Puntos de ventilación del motor .....	25
Figura 17. Estructura del soporte móvil.....	31
Figura 18. Estructura de elemento de fijación del motor.....	31
Figura 19. Ensamblaje de las garruchas a la estructura .....	32
Figura 20. Corrección del soporte.....	32
Figura 21. Pruebas del motor en el soporte móvil .....	33
Figura 22. Posicionamiento de los motores Viper 522 .....	33
Figura 23. Terminado del soporte móvil.....	33
Figura 24. Soportes móviles y motor Viper 522.....	34
Figura 25. Modelo del power plant sling .....	35
Figura 26. Estructura del power plant sling .....	35
Figura 27. Soporte principal del equipo.....	35
Figura 28. Soportes del power plant sling.....	36
Figura 29. Soporte perforado .....	36
Figura 30. Motor recto y nivelado.....	36
Figura 31. Pintura del power plant sling .....	37

Figura 32. Remoción de las igniter plugs.....	40
Figura 33. Desmontaje de cowlings .....	40
Figura 34. Cables del generador.....	41
Figura 35. Cañería de alimentación de combustible .....	42
Figura 36. Desconexión de los controles del motor .....	42
Figura 37. Cañerías del sistema hidráulico .....	43
Figura 38. Instalación del power plant sling .....	43
Figura 39. Montante delantero del motor.....	44
Figura 40. Montantes principales del motor .....	44
Figura 41. Muñón principal de montura .....	44
Figura 42. Desmontaje del motor.....	45
Figura 43. Aseguramiento del motor .....	45
Figura 44. Arnés principal del arranque / generador.....	46
Figura 45. Abrazadera de sujeción.....	46
Figura 46. Remoción del arranque / generador .....	47
Figura 47. Modelo del arrancador / generador .....	47
Figura 48. Apertura del arrancador / generador .....	47
Figura 49. Remoción de carbones.....	48
Figura 50. Carbones del arrancador / generador .....	48
Figura 51. Desmontaje del igniter plug.....	49
Figura 52. Remoción del igniter plug .....	50
Figura 53. Revisión del igniter plug.....	50
Figura 54. Cajas de alta tensión .....	51
Figura 55. Conectores eléctricos .....	51
Figura 56. Desmontaje de la caja de alta tensión .....	52

## **RESUMEN**

El presente proyecto describe los pasos y procedimientos de una inspección al sistema de ignición y al sistema de arranque del motor Viper 522. Como primer punto se detalla el tema del proyecto de graduación, además de los objetivos con los cuales se desea obtener resultados favorables. En el marco teórico se detallan las características básicas de la aeronave Hawker Siddeley 125 – 400 y del motor Viper 522, haciendo especial énfasis en los sistemas de ignición y arranque de dicho motor. En el desarrollo del tema se determinan los aspectos sobre la construcción de los equipos de apoyo en tierra como son: El soporte móvil y la eslinga del motor, además se especifican los procedimientos con los cuales se realizó la inspección de los sistemas de ignición y arranque del motor. Cada proceso fue desarrollado en base a información técnica y haciendo uso de equipos y herramientas específicas descritas por el fabricante. Como último punto, con el aporte de equipo de apoyo en tierra a la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE, la institución contará con un valioso material que será de gran utilidad tanto para estudiantes como para docentes.

### **PALABRAS CLAVES**

- Inspección
- Fabricante
- Equipos
- Información técnica

## **ABSTRACT**

This project details the steps and procedures of an inspection of Viper 522 engine's ignition system and starting system. As a first point the theme of the graduation project is detailed, as well as the objectives with which you want to obtain favorable results. In the theoretical framework, the basic characteristics of the aircraft Hawker Siddeley 125 - 400 and the Viper 522 engine are detailed, with special emphasis on the ignition and starting systems of said engine. In the development of the subject, the characteristics and construction of ground support equipment such as the mobile support and the power plant sling are detailed, as well as the procedures with which the inspection of the ignition and starting systems of the engine, each process was based on technical information and using specific equipment and tools described by the manufacturer. As a last point, with the contribution of ground support team to the Technology Management Unit - ESPE will serve as teaching material for both students and teachers

### **KEY WORDS**

- Inspection
- Maker
- Equipment
- Technical information

---

**Checked by**  
**Lic. Yolanda Santos E.**  
**Docente UGT**

## **CAPÍTULO I**

### **TEMA**

**“INSPECCIÓN DE LOS SISTEMAS DE IGNICIÓN Y ARRANQUE DEL MOTOR NÚMERO 2 DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 PERTENECIENTE A LA CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA DE LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS.”**

#### **1.1 Antecedentes**

Con fecha 13 de enero de 2014, se integra el Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico – ITSA a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, fusionando la experiencia del citado Instituto que fue creado desde el 8 de noviembre de 1999 y reconocido por el CONESUP desde el año 2000.

Actualmente se denomina Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE, que entre varias carreras está la de Mecánica Aeronáutica la que cuenta con laboratorios y talleres equipados con aeronaves para el estudio teórico y práctico de los estudiantes.

Entre las aeronaves con las que cuenta la Unidad de Gestión de Tecnologías se encuentra la aeronave Hawker Siddeley 125-400 con matrícula XB-ILD que lo adjudicó el Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público-INMOBILIAR.

Desde su adquisición, la aeronave Hawker Siddeley 125-400, ha sido objeto de experimentos, estudios y prácticas para los estudiantes en la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE, por lo que es necesario darle el mantenimiento adecuado periódicamente.

#### **1.2 Planteamiento del problema**

La aeronave Hawker Siddeley 125-400 se encuentra como una herramienta de estudio en la Universidad de las Fuerzas Armadas – Unidad de Gestión de Tecnologías y Carrera de Mecánica Aeronáutica, el mismo que fue trasladado desde el Aeropuerto de Cotopaxi para ser utilizado como medio de estudio, esta aeronave requiere mantenimiento periódico, para que pueda cumplir los fines dentro de la Universidad.



La Universidad de las Fuerzas Armadas, al ser la única institución que forma mecánicos aeronáuticos ha realizado las gestiones necesarias para contar con instalaciones y aeronaves que sirvan como instrumento de estudio, sin embargo, no ha logrado proporcionar todo el material didáctico necesario para elaborar un adecuado mantenimiento a los mismos, encontrándose en este caso la aeronave Hawker Siddeley 125-400.

Por lo que es necesario, proporcionar a futuras generaciones de estudiantes los materiales necesarios que les permita adquirir los conocimientos precisos en cuanto al desmontaje del motor de la aeronave Hawker Siddeley 125-400 así como la implementación de equipos que se requieren para elaborar un trabajo técnico y que fortalezca los conocimientos para el adecuado desarrollo en el ámbito laboral.

### **1.3 Justificación e importancia**

El proyecto en mención se convertirá en un instrumento de guía para los estudiantes de la carrera de Mecánica Aeronáutica de la Universidad de las Fuerzas Armadas, mediante la inspección del motor número 2 de la aeronave Hawker Siddeley 125-400 para darle mantenimiento principalmente a los sistemas de ignición y arranque.

Al contar con este instrumento los estudiantes podrán disponer de una guía planificada y eficiente para implementar los conocimientos teóricos mediante prácticas reales que servirán en su desempeño profesional y laboral. Además, es un instrumento de apoyo tanto para los docentes como para los estudiantes en el manejo de componentes y elementos que los estudiantes deberán realizar al momento de realizar las prácticas, facilitando el aprendizaje en los talleres.

Por lo señalado el proyecto es importante porque busca contribuir con la formación de los estudiantes y fortalecer tanto a nivel nacional como internacional a la Escuela de Mecánica Aeronáutica de la Universidad de las Fuerzas Armadas.

## **1.4 Objetivos**

### **1.4.1 General**

Inspeccionar los sistemas de ignición y arranque del motor número 2 de la aeronave Hawker Siddeley 125-400 perteneciente a la Escuela de Mecánica Aeronáutica mediante la aplicación de procedimientos proporcionados por los manuales e información técnica para asegurar el correcto mantenimiento de dichos motores.

### **1.4.2 Específicos**

- Compilar la información técnica necesaria de manuales para desmontar el motor número 2 de la aeronave Hawker Siddeley 125-400 y realizar el respectivo mantenimiento de los sistemas de ignición y arranque del mencionado motor.
- Realizar el análisis técnico para implementar una eslinga (power plant sling) y un soporte móvil del motor (cuna) como herramientas de apoyo en el desmontaje y mantenimiento de los motores de la aeronave Hawker Siddeley 125-400.
- Verificar el estado de los sistemas de ignición y arranque del motor número 2 de la aeronave Hawker Siddeley 125-400.

## **1.5 Alcance**

El presente proyecto busca brindar el conocimiento de inspección y mantenimiento de los sistemas ignición y arranque del motor número 2 de la aeronave Hawker Siddeley 125-400 mediante la implementación de equipos que permitan desarrollar esta actividad, las mismas que son un aporte para el aprendizaje de los estudiantes de la Escuela de Mecánica Aeronáutica de la Universidad de las Fuerzas Armadas.

## CAPÍTULO II

### MARCO TEÓRICO

#### 2.1 Motores a reacción

Un motor de reacción, reactor o jet, es un tipo de motor que descarga un chorro de fluido a gran velocidad para generar un empuje de acuerdo con las leyes de Newton; esta definición generalizada del motor de reacción incluye: Turborreactores, turbofans, motores cohete, estatorreactores y pulsorreactores, pero, en su uso común, el término se refiere generalmente a una turbina de gas utilizada para producir un chorro de gases para propósitos de propulsión. (Cuesta, 2003)

##### 2.1.1 Historia de motores a reacción

El principio de la propulsión a chorro se conoce desde hace siglos, aunque su empleo para propulsar vehículos que transportan cargas es relativamente reciente. El primer motor a reacción que se conoce fue un dispositivo experimental de vapor desarrollado alrededor del siglo I dc. Por el matemático y científico griego Heron de Alejandría. Conocido como eolípilo, el aparato de Heron no realizaba ningún trabajo práctico, aunque demostraba que un chorro de vapor expulsado hacia atrás impulsa al generador hacia delante. El eolípilo era una cámara esférica a la que se suministraba vapor desde un soporte hueco. El vapor podía escapar por dos tubos curvos situados en lados opuestos de la esfera, y la reacción a la fuerza del vapor expulsado provoca el giro de la esfera.

En 1910, siete años después de los primeros vuelos de los inventores estadounidenses Orville y Wilbur Wright, el científico francés Henri Marie Coanda diseñó y construyó un biplano con propulsión a chorro, que despegó y voló por sus propios medios, pilotado por el propio Coanda. Sin embargo, desalentado por la falta de aceptación pública de su aeronave, Coanda abandonó sus experimentos.

Durante los 20 años siguientes, la turbina de gas se fue perfeccionando. Uno de los resultados de los trabajos experimentales de aquel periodo fue la construcción en 1918 de un turbocompresor para motores aeronáuticos convencionales, impulsado por una turbina movida por los gases de escape. (Camacho, 2003)

En los primeros años de la década de 1930, numerosos ingenieros europeos obtuvieron patentes de turbinas de gas. El diseño patentado por el ingeniero aeronáutico británico Frank Whittle en 1930 suele considerarse como el primer esbozo práctico de la turbina de gas moderna. En 1935, Whittle aplicó su diseño básico al desarrollo del turborreactor W-1, que en 1941 realizó su primer vuelo.

Entretanto, el ingeniero aeronáutico francés René Leduc había mostrado en París (en 1938) un modelo de estatorreactor. El ingeniero alemán Hans Pabst von Ohain diseñó un turborreactor de flujo axial, y una aeronave propulsada por este motor realizó su primer vuelo en 1939, el Heinkel He 178. El año siguiente, bajo la dirección del ingeniero aeronáutico Secundo Campini, los italianos desarrollaron el Caproni-Campini. Su motor era algo parecido a un turbo-reactor, solo que el compresor iba movido por un motor de pistón de 9 cilindros normal y corriente. El resultado fue desastroso, no alcanzado apenas los 300km/h. La primera aeronave a reacción estadounidense, el Bell XP-59, estaba impulsado por el turborreactor I-16 de General Electric, una adaptación del diseño de Whittle realizada en 1942.

El pulsorreactor fue desarrollado por el ingeniero alemán Paul Schmidt a partir de un principio descrito por primera vez en 1906. Schmidt obtuvo su primera patente en 1931. El misil V-1, que voló por primera vez en 1942, estaba propulsado por un pulsorreactor. A mediados de la década de 1940 también tuvieron lugar los primeros vuelos comerciales con turbohélice. En 1947, la aeronave experimental X-1, propulsada por un motor cohete de cuatro cámaras con combustible líquido y transportada por un bombardero hasta la estratosfera para su lanzamiento, fue la primera aeronave pilotada en romper la barrera del sonido.

El primer reactor comercial, el británico Comet, comenzó a volar en 1952, pero el servicio se suspendió después de que en 1954 se produjeran dos accidentes graves, debido a un fenómeno desconocido hasta ese momento. La fatiga de los materiales. Ese mismo año, en Estados Unidos, la aeronave a reacción Boeing 707 se probó con fines comerciales. En 1958 los vuelos regulares comenzaron. El constante desarrollo de la propulsión a chorro ha llevado a avances espectaculares en la aeronáutica. (Camacho, 2003)

## 2.1.2 Elementos de un motor a reacción

### 2.1.2.1 Compresor

El compresor más habitual en estos tiempos es el axial. Su función es de succionar aire y comprimirlo. Está formado por unos discos con álabes que dan vueltas, y otros que están quietos. Los que giran se llaman "ROTOR", y los que están quietos se llaman "ESTATOR". Los álabes son aerodinámicos, como los perfiles de las alas. La misión del rotor es aportar una energía cinética al fluido, una velocidad, vaya. Después, ese incremento de energía cinética se convierte en un incremento de presión en el estator, ya que sus álabes forman conductos divergentes. (Bakers, 2008)

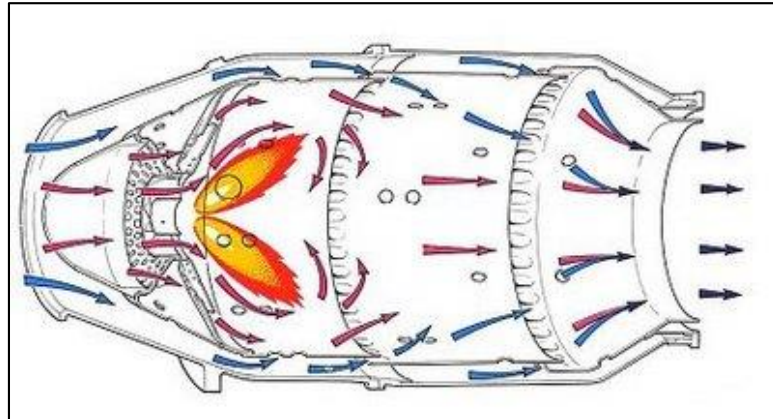


**Figura 1 Compresor**

**Fuente:** (Bakers, 2008)

### 2.1.2.2 Cámara de combustión

Una vez el fluido ha pasado el compresor, su presión es elevada. Ahora es el momento de inyectarle combustible y quemarlo. El aire llega comprimido, y se divide en dos flujos. El flujo primario se introduce en el "tubo de llama", se inyecta combustible con un vaporizador y a través de una bujía, se inflama la mezcla. La temperatura alcanza 1700-2000°C. El flujo secundario va entre el tubo de llama y la carcasa refrigerando el material del tubo a base de crear una película de aire. Al final de la cámara, el flujo secundario se mezcla con el primario para bajar la temperatura hasta unos 200-500°C. Si no se hiciese esto, la turbina se fundiría. (Bakers, 2008)



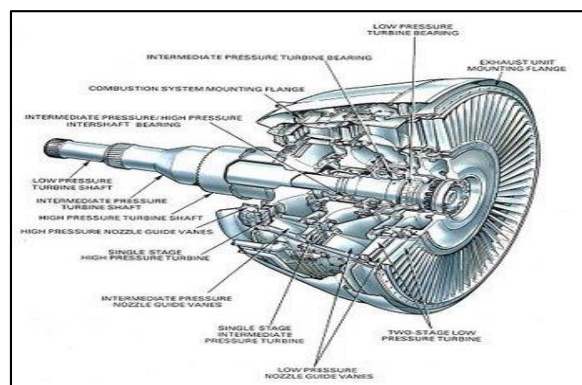
**Figura 2 Cámara de combustión**

**Fuente:** (Bakers, 2008)

### 2.1.2.3 Turbina

Cuando el aire atraviesa la turbina, la mueve como si fuese un molino. Y la turbina está conectada mediante un eje al compresor. También está conectada a un generador eléctrico. La turbina cuando gira, mueve al compresor y además genera electricidad. Es exactamente lo mismo que un generador eólico, o que una central hidroeléctrica. Eso es una turbina.

La turbina, al igual que el compresor, está formada por discos con álabes que giran (Rotor) y otros que están quietos (Estator). La diferencia con respecto al compresor es que el estator va antes del rotor, y sirve para exactamente lo contrario que en el compresor, en este estator se transforma la presión en energía cinética, y el rotor es movido por el aire, desarrollando trabajo. (Bakers, 2008)



**Figura 3 Turbina**

**Fuente:** (Bakers, 2008)

### 2.1.2.4 Tobera

En la tobera los gases se expanden, adquiriendo velocidad. Después, salen a la atmósfera. El empuje es función de la diferencia de velocidades entre la salida y la entrada del motor. De esta forma, haciendo uso de los componentes descritos, conseguimos que el aire que atraviese el motor se acelere lo suficiente como para generar un empuje suficiente. (Bakers, 2008)

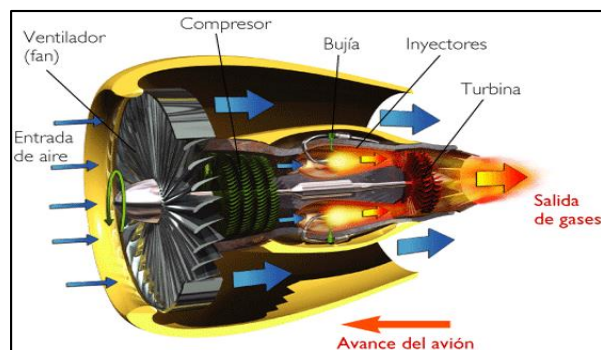


**Figura 4 Tobera**

**Fuente:** (Bakers, 2008)

### 2.1.3 Funcionamiento de motores a reacción

El motor a reacción se basa en la tercera ley de Newton (Ley de acción/reacción). En este caso la acción sería la gran masa de aire expulsada por el motor y esto causa una fuerza de igual intensidad. Esta tercera Ley de Newton la podemos comprobar simplemente inflando un globo, dejamos la boquilla sin atar y al soltarlo se produce la salida a gran velocidad del aire. (TakeOffBriefing - Powered, 2012)



**Figura 5 Motor a reacción**

**Fuente:** (TakeOffBriefing - Powered, 2012)

## **2.1.4 Tipos de motores a reacción.**

### **2.1.4.1 Motores turbohélice**

El motor turbohélice es una combinación de un motor de turbina de gas, caja de engranajes de reducción y una hélice. Los turbopropulsores son básicamente motores de turbina de gas que tienen un compresor, cámaras de combustión, turbina y una boquilla de escape (generador de gas), todos los cuales funcionan de la misma manera que cualquier otro motor de gas. Sin embargo, la diferencia es que la turbina en el motor turbohélice generalmente tiene etapas adicionales para extraer energía para impulsar la hélice.

Además de operar el compresor y los accesorios, la turbina turbohélice transmite una mayor potencia hacia delante a través de un eje y un tren de engranajes para impulsar la hélice. La mayor potencia es generada por los gases de escape que pasan a través de etapas adicionales de la turbina.

Algunos motores usan una turbina multirotor con ejes coaxiales para la conducción independiente del compresor y la hélice. Aunque en esta ilustración se utilizan tres turbinas, se han utilizado hasta cinco etapas de turbina para impulsar los dos elementos del rotor, la hélice y los accesorios. Los gases de escape también contribuyen a la producción de potencia del motor a través de la producción de empuje, aunque la cantidad de energía disponible para el empuje se reduce considerablemente. (Aviation, 2012)

Dos tipos básicos de motores turbohélice están en uso: turbina fija y turbina libre. La turbina fija tiene una conexión mecánica desde el generador de gas (motor de turbina de gas) a la caja de engranajes de reducción y la hélice. La turbina libre solo tiene un enlace de aire desde el generador de gas a las turbinas de potencia. No hay un enlace mecánico desde la hélice al motor de la turbina de gas (generador de gas).

Dado que los componentes básicos de los motores de turbinas de turbina y turbinas de gas normales difieren ligeramente solo en las características de diseño, debería ser bastante simple aplicar los conocimientos adquiridos de la turbina de gas básica. El típico motor turbohélice se puede dividir en conjuntos de la siguiente manera:



El conjunto de sección de potencia contiene los principales componentes habituales de un motor de turbina de gas (es decir, compresor, cámara de combustión, turbina y secciones de escape). El engranaje de reducción o el conjunto de caja de engranajes contiene las secciones exclusivas de las configuraciones de turbohélice.

El conjunto del par de torsión transmite el par del motor a la caja de engranajes de la sección de reducción. El conjunto de la carcasa de accionamiento de accesorios montado en la parte inferior de la carcasa de entrada de aire del compresor.

Incluye los trenes de engranajes necesarios para conducir todos los accesorios accionados por la sección de potencia a sus rpm correctas en relación con los rpm del motor. (Aviation, 2012)



**Figura 6 Motor turboprop**

**Fuente:** (Aviation, 2012)

#### **2.1.4.2 Motores turbofan**

El motor de turbina de turbo ventilador es, en principio, el mismo que un turboprop, excepto que la hélice se reemplaza por un ventilador cerrado de flujo axial. El ventilador puede formar parte de las palas del compresor de la primera etapa o puede montarse como un conjunto separado de álabes del ventilador. Los álabes se pueden montar adelante del compresor. (Aviation, 2012)

El principio general del motor turbo ventilador es convertir más energía del combustible en presión. Con una mayor cantidad de energía convertida en presión, se puede lograr un mayor producto de presión por área de tiempo. Una de las principales ventajas es la producción de empuje adicional sin aumentar el flujo de combustible. (Aviation, 2012)

El resultado final es el ahorro de combustible con el consiguiente aumento en el rango. Debido a que una mayor parte de la energía del combustible se convierte en presión en el motor turboventilador, se deben agregar etapas adicionales en la sección de la turbina para proporcionar la potencia necesaria para impulsar el ventilador.

Esto significa que queda menos energía y menos empuje de los gases de escape del núcleo. Además, en una boquilla de escape mixto (donde el aire del ventilador y el aire del núcleo se mezclan en una boquilla común antes de entrar a las condiciones ambientales), la boquilla de escape debe tener un área más grande. El resultado es que el ventilador desarrolla la mayor parte del empuje. El empuje producido por el ventilador compensa con creces la disminución del empuje del núcleo (generador de gas) del motor. Dependiendo del diseño del ventilador y la relación de derivación, produce el 80 por ciento del empuje total del motor turboventilador.

Se usan dos diseños diferentes de boquillas de escape con motores turbo ventilador. El aire que sale del ventilador se puede canalizar por la borda mediante una boquilla de ventilador separada, o se puede canalizar a lo largo de la carcasa exterior del motor básico para descargar a través de la boquilla mixta (núcleo y escape del ventilador). El aire del ventilador se mezcla con los gases de escape antes de que se descargue (boquilla mixta o común), o pasa directamente a la atmósfera sin una mezcla previa (boquilla separada). El motor turbo ventilador es el motor de turbina de gas más utilizado para aeronaves de transporte aéreo. El motor turbo ventilador es un compromiso entre la buena eficiencia operativa y la alta capacidad de empuje. (Aviation, 2012)



**Figura 7 Motor turbofan**

**Fuente:** (Aviation, 2012)

#### 2.1.4.3 Motores turboeje

Un motor de turbina de gas que entrega potencia a través de un eje para operar algo que no sea una hélice se conoce como motor de turboeje. El eje de salida puede estar acoplado directamente a la turbina del motor, o el eje puede ser accionado por una turbina propia (turbina libre) situada en la corriente de escape. Como se mencionó con el turbohélice, la turbina libre gira de forma independiente. Este principio se usa ampliamente en la producción actual de motores de turboeje. La salida del motor del turboeje se mide en caballos de fuerza en lugar de en empuje porque la potencia de salida es un eje de giro. (Aviation, 2012)



**Figura 8 Motor turboeje**

**Fuente:** (Aviation, 2012)

## 2.2 Información general de la Aeronave Jet Hawker Siddeley 125 – 400.

Birreactor de transporte ejecutivo, diseñado originalmente por de Havilland a inicios de los años 60 del pasado siglo, como DH.125 Jet Dragon, es producido en serie por Hawker Siddeley tras el vuelo del prototipo el 13 de agosto de 1962. El primer ejemplar de serie realiza su vuelo inaugural el 12 de febrero de 1963 y es entregado al cliente de lanzamiento el 10 de septiembre de 1964.

Propulsado por dos turbofans ubicados en la parte posterior, dotado de un fuselaje cilíndrico totalmente presurizado, alas bajas en flecha y cola en T, capaz de transportar 7 pasajeros con 2 pilotos. Hasta la fecha se han producido más de 1600 unidades, las cuales fueron fabricadas en principio por Hawker Siddeley, luego a partir de 1977 por British Aerospace, desde 1993 por Raytheon y desde 2007 por Hawker Beechcraft. (Golpe, 2013)



**Figura 9 Hawker Siddeley 125 – 400**

**Fuente:** (Golpe, 2013)

## 2.3 Variantes de Hawker Siddeley HS – 125

- **Serie 1.** Modelo de pre-producción (7 unidades) con turbofan Rolls-Royce Viper 520
- **Serie 1A/1B** Variante equipada con motores Bristol Siddeley Viper 521 o 522 de 14KN
- **Serie 1A-R522/1B-R522.** Variantes del anterior con fuselaje alargado y mayor capacidad de combustible. (Golpe, 2013)

- **Serie 1A-S522/1B-S522.** Variante con mejoras estructurales y mayor altitud operativa.
- **Serie 2.** Variante de entrenamiento para la Royal Air Force (20 unidades) equipadas con motores Rolls-Royce Viper 301, denominados por la RAF como Dominie T.1
- **Serie 3A/B.** Modelo de serie con mayor peso operativo y motores Viper 522
- **Serie 3A/R y 3B/R.** Variante del anterior con mayor peso de despegue y techo operativo incrementado.
- **Serie 3A/RA y 3B/RA.** Variante del anterior, mejoras estructurales.
- **Serie 400A/400B.** Modelo de serie fabricado desde 1970 con nueva puerta de acceso y sistema de frenos mejorado.
- **Serie 401B.** Variante con nueva cabina y peso de despegue incrementado.
- **HS.125 CC1.** Variante de transporte de autoridades empleada por la RAF
- **Serie 600A/600B.** Modelo de serie con el fuselaje alargado, capacidad para 14 pasajeros, mayor capacidad de combustible y alerones mejorados.
- **HS.125 CC2.** Variante del anterior, empleada por la RAF para transporte de autoridades y enlace. (Golpe, 2013)
- **Serie 700A/700B.** Modelo de serie con turbo fans Honeywell TFE731-3RH de 16.5KN, el prototipo alzo vuelo por primera vez el 19/06/1976.
- **BAe.125 CC3.** Variante del anterior, empleada por la RAF como aeronave de enlace.
- **BAe.125-800.** Variante de serie con envergadura aumentada, mayor capacidad de combustible, motores de mayor potencia y aviónica dotada de EFIS. Vuelo inaugural, el 26/05/1983.
- **Hawker 800.** Variante mejorada del anterior producida por Hawker.
- **Hawker 800XP.** Modelo de serie con motores TFE731-5BR1H de 20.7KN.
- **Hawker 800SP y XP/XP2.** Denominación aplicada a los Serie 800 equipados con winglets.
- **Hawker 900.** Modelo de serie con motores TFE731-50R
- **BAe 125-1000A/1000B.** Variante del modelo 800 para vuelos intercontinentales equipados con motores P&W Canadá PW-305 de 23KN, primer vuelo el 16/06/1990 (Golpe, 2013).

- **U-125.** Denominación aplicada a los BAe-125-800 empleados por las Fuerzas de Autodefensa Japonesas en vuelo de inspección.
- **U-125A.** Denominación aplicada a los Hawker 800 empleados por las Fuerzas de Autodefensa Japonesas en tareas de búsqueda y rescate equipados con un radar APS-134LW. (Golpe, 2013)

#### **2.4 Especificaciones técnicas (HS-125-400)**

- **Planta motriz:** 2 turbofans Rolls-Royce Viper 522 de 1.525kg de empuje c/u
- **Dimensiones:** Envergadura 14.32mts; longitud 14.42mts
- **Pesos:** Vacío kg / máximo de despegue 10.555kg
- **Prestaciones:** Velocidad máxima 695km/h; alcance máximo 2.600 km/techo de servicio mts; autonomía 2.5hs
- **Capacidad de transporte:** 7 pasajeros y 3 tripulantes. (Golpe, 2013)

#### **2.5 Motores de la aeronave Hawker Siddeley 125-400.**

El Viper 522 es un motor de flujo axial directo. El aire que ingresa al motor se dirige al compresor mediante paletas de guía de entrada. A medida que el aire se mueve a través de las etapas del compresor, su presión aumenta. (Jewell, 2003)

Cuando el flujo sale del compresor, un juego de cuchillas rectas de dos etapas alimenta el aire comprimido en la sección de combustión. La cámara de combustión es anular y utiliza 12 quemadores vaporizadores tipo "bastón" como el método principal para quemar combustible.

Seis "quemadores de atomización" de arranque se utilizan al arrancar el motor y estos se apagan por el control del motor cuando la presión de aumento de la válvula (PIV) alcanza la presión de combustible primaria. (Jewell, 2003)

## 2.5.1 Sistemas del motor Roll Royce Viper 522

### 2.5.1.1 Sistema de combustible

El combustible se bombea desde la bomba de combustible accionada por la caja de cambios a través de la unidad de control de flujo barométrico (BFCU) y el controlador de relación de combustible de aire (AFRC) y limitado por la unidad de control de temperatura superior (TTC) y el limitador de empuje automático (ATL).

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

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

El resto del flujo de gas se expande en el tubo de chorro y se endereza un tanto por el cono de la tobera de la turbina, donde se fuerza a la atmósfera a través de una tobera de tubo de chorro convergente, desarrollando así el empuje. (Jewell, 2003)

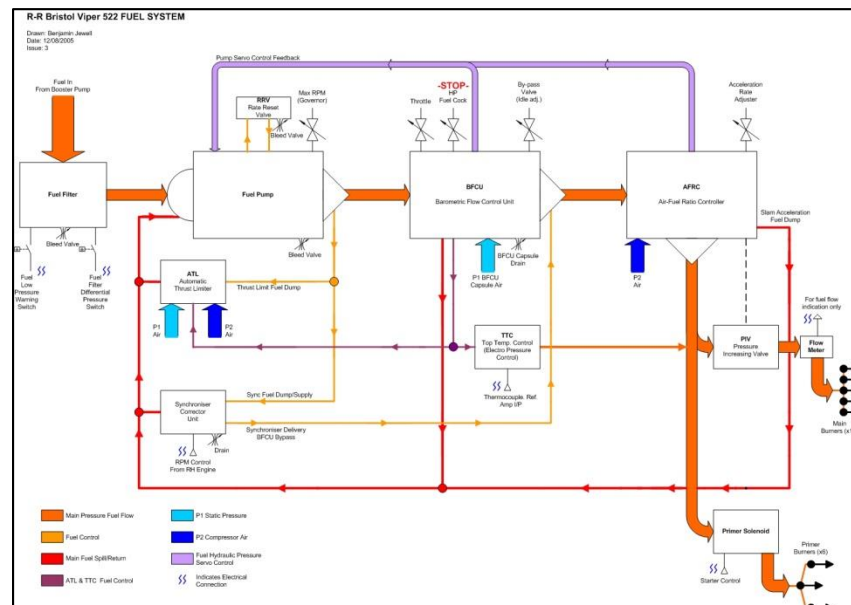


Figura 10 Sistema de combustible

Fuente: (Jewell, 2003)

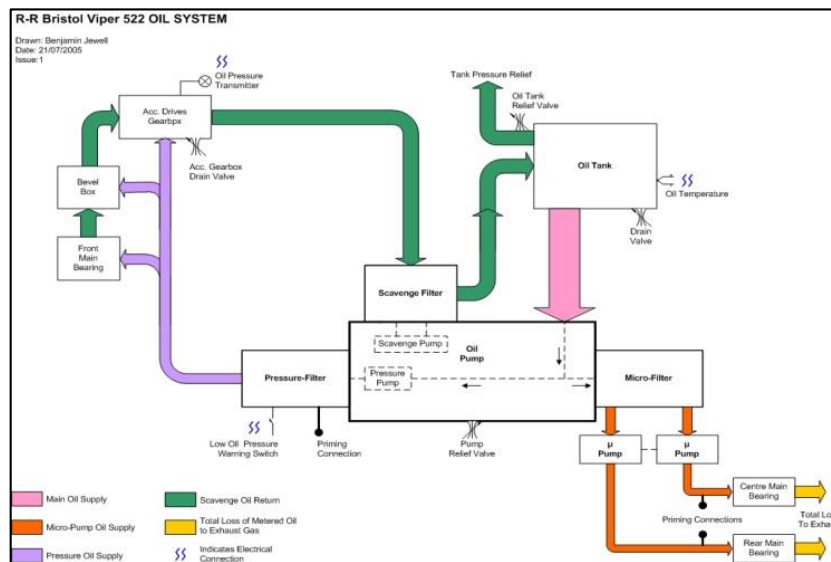




### 2.5.1.3 Sistema de lubricación

El sistema de lubricación del Viper se compone de un tanque de almacenamiento que contiene casi 8 litros de aceite, una bomba y filtros. El aceite del centro y los cojinetes de los rodillos traseros principales no tienen retorno, ya que eso haría que el proceso de fabricación fuera complejo y el aceite debería enfriarse. Tan integrales en la bomba de aceite son dos "micro-bombas". Su trabajo es proporcionar un chorro medido de aceite medido para alimentar el centro y los cojinetes principales posteriores. El aceite usado luego se agrega al flujo de gas y sale por el tubo de chorro. (Jewell, 2003)

Esto significa que el motor usa aceite y, por lo tanto, tiene un tiempo limitado de funcionamiento, pero en realidad es más largo que cualquier vuelo. El cojinete principal delantero, que es un cojinete de bolas, y la caja de cambios de accesorios están provistos de lubricación a través de la misma bomba, pero la parte delantera del motor tiene líneas de retorno y canales a través de un filtro de barrido donde el aceite puede regresar, limpiarse y filtrarse al tanque. (Jewell, 2003)



**Figura 12 Sistema de lubricación**

**Fuente:** (Jewell, 2003)

#### **2.5.1.4 Sistema de arranque**

El sistema de arranque del motor permite que cada motor tenga una velocidad autosostenida mediante el uso de su generador de arranque que funciona en el modo de arranque. El suministro eléctrico para el arranque puede derivarse de d.c. fuentes. El sistema comprende interruptores maestros y selectores, contactores, relés, lámparas y equipos para encender el combustible.

Siempre que sea posible, una fuente de alimentación externa de 28.5 V d.c, que tenga una capacidad suficiente para resistir el fuerte drenaje de corriente que se produce durante el arranque, se debe usar para arrancar. (Aircraft, 2003)

En ausencia o falla de fuentes de alimentación externas, una disposición de interruptores y contactores diseñada en el sistema permite la puesta en marcha utilizando suministros de las baterías de la aeronave; durante el arranque interno, las baterías de aeronave N ° 1 y N ° 2 están conectadas en serie, por lo que proporcionan una corriente nominal de 48 voltios d.c. para el arranque, pero que se reduce considerablemente durante el período inicial de arranque debido a la gran caída de tensión en el motor de arranque. (Aircraft, 2003)

El encendedor o la batería de reserva, 24 voltios 2.5 A.H., aseguran que hay un potencial de 24 voltios disponible para proporcionar energía eléctrica para el selector principal, y los interruptores de retardo de tiempo, y los encendedores y anillos de pulverización. (Aircraft, 2003)

#### **2.5.1.5 Sistema de ignición**

Durante el ciclo de arranque, la ignición es provista por dos unidades de alta energía, instaladas en el compartimento del equipo del fuselaje trasero de la aeronave, cada una de las cuales sirve enchufes de encendedor individuales. Los enchufes del encendedor están montados en la carcasa de la sección central del motor, en las posiciones 5 y 7 en punto, junto a dos de las seis unidades de cebado del sistema de combustible. Los cables apantallados convencionales, con accesorios roscados, conectan las unidades de alta energía a los enchufes del encendedor.

Las fuentes de alimentación a las unidades de alta energía y el solenoide de la imprimación (consulte el Capítulo 73) se enrutan a través de los contactos del relé de servicios de arranque. Durante el arranque normal, la bobina de retención de este relé recibe energía de suministros controlados por el interruptor de tiempo, pero cuando se utiliza el interruptor de encendido, los suministros se alimentan directamente al relé. Cuando se presiona el interruptor de encendido, se enciende la luz de encendido del motor de arranque. (Aircraft, 2003)

#### **2.5.1.5.1 Unidades de alta tensión**

Esta unidad es operada por la aeronave d.c. suministros y funcionará entre los límites de 16 a 29 voltios en un rango de temperatura de  $-50^{\circ}\text{C}$  a  $+100^{\circ}\text{C}$ . Una resistencia protectora se conecta a través del circuito de salida para limitar el valor al que se elevará el condensador del depósito, si se produce un circuito abierto en el circuito. Las resistencias de descarga instaladas en el condensador aseguran la disipación de la energía almacenada si el condensador se deja en condiciones de carga cuando la unidad no está en uso. (Aircraft, 2003)

Cuando la unidad está en funcionamiento, una bobina de inducción energizada a través de un mecanismo de vibración, carga un condensador de reserva a través de rectificadores de alto voltaje.

Cuando la tensión del condensador alcanza un valor predeterminado, descompone una brecha de descarga sellada en el circuito de salida; se produce una descarga que produce una chispa en el encendedor de la antorcha. El condensador se recarga y el proceso se repite a una frecuencia de no menos de dos descargas por segundo. (Aircraft, 2003)

#### **2.5.1.5.2 Igniter plug**

Cada igniter plug está conectado a su cable del encendedor a través de una carcasa de terminal en ángulo recto incorporada en el cuerpo del igniter. El electrodo central del tapón del igniter está alojado en un manguito externo que forma el electrodo de tierra, pero está aislado de él. Un pellet de material semiconductor se interpone entre los extremos de los electrodos. (Aircraft, 2003)

Cuando la corriente fluye desde las unidades de alta energía, una pequeña fuga eléctrica inicial, a través de la pastilla del tapón del igniter, crea una trayectoria ionizada a lo largo de la cual se produce la descarga principal. (Aircraft, 2003)

## 2.6 Especificaciones del motor Roll Royce Viper 522

- **Fabricante:** Rolls-Royce (fabricado durante la adquisición de Bristol / R-R)
- **Fecha de fabricación:** 1966
- **Serie:** Viper 522
- **Número de serie:** 522113
- **Peso:** 370 kg / 816 libras
- **Centro de gravedad:** 66 mm / 2.6 "adelante de la carcasa del muñón.
- **Tipo:** Turbojet, flujo directo, sin recalentamiento.
- **Compresor:** 8 Etapas Axiales
- **Turbina:** Impulsión de una sola etapa / Turbina de reacción
- **Combustión:** Cámara de combustión anular. (Jewell, 2003)
- **Inyección de combustible:** 6 Tipo de atomizador de arranque Quemadores y 12 quemadores principales de tipo Vapourising principal .
- **Flujo de combustible a RPM máx:** 1,551 kg / hr / 3,420 lb / hr
- **Temperatura de la tubería de chorro (JPT):** 645 ° C para un funcionamiento normal; 740 ° C máx. velocidad gobernada; 800 ° C máx. **Encendido:** 2 High Energy Spark Ignition Modules, 6J @ 3kV.
- **Empuje:** 14.9 kN / 3,360 lbs
- **Diámetro de la boquilla del tubo de chorro:** 350 mm / 13.7 "
- **RPM máximas:** 13,760 RPM (100%; 103% permitido durante 5 segundos)
- **Velocidad de auto sostenimiento:** 1,513 RPM (11%)
- **Combustible:** Jet-A1 / AVTUR / AVGAS / AVTAG o cualquier Kerosine de corte ancho.
- **Sistema de aceite:** Cojinete delantero y caja de engranajes = sistema de barrido . Rodamiento principal y trasero = sistema de pérdida medida.
- **Tipo de aceite:** Shell ASTO 500 / Mobil Jet Oil / Texaco SATO 7730 / Castrol 580
- **Consumo de aceite:** Menos de 1 pinta por hora. (Jewell, 2003)

- **Capacidad de aceite:** 7.4 litros / 13 pintas
- **Presión de aceite nominal:** 32 psi / 1.44 bar
- **Temperatura nominal del aceite:** 60-70 ° C
- **Enfriamiento:** Rueda de turbina Frente y parte posterior por 7 ° Etapa de aire. Cono de nariz / anticongelante por sexta etapa de aire. (Jewell, 2003)

## 2.7 Estructura de los motores

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

Parte del espacio de instalación está formado por la mitad delantera cóncava del carenado; Los cowlings laterales montados en esta zona se fijan directamente al carenado de unión. (Aircraft, 2003)

Las paredes de fuego dividen cada instalación en zonas que son ventiladas por el aire RAM y protegidas por los detectores de incendio auto-reajustados. Un sistema de extinción de incendios de dos disparos protege la Zona 1.

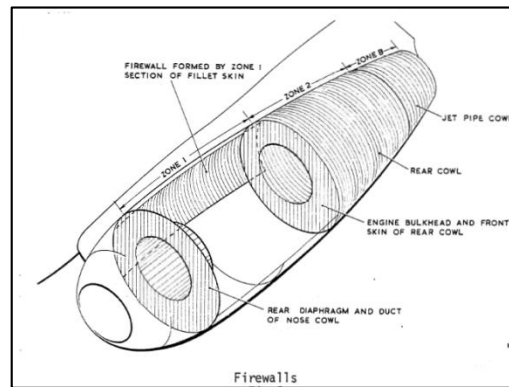
El cowling y las partes de la nariz del motor y de admisión están anti congelados por el aire caliente que sale del compresor del motor. Los sangrados del compresor se utilizan también para los sistemas de presurización y aire acondicionado de la aeronave y el sistema de polarización del rudder. La inyección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

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



## 2.7.2 Pared de fuego

Cada motor se aloja en una bahía ignífuga aislada del resto de la aeronave. Para evitar la propagación de un incendio, la bahía se divide en tres zonas. La zona 1 o zona frontal, alberga todas las partes de la instalación capaces de sostener un incendio. La zona 2 o zona central, encierra el sistema de combustión. La zona b o zona trasera, rodea el sistema de escape. (Aircraft, 2003)



**Figura 15 Pared de fuego**

**Fuente:** (Aircraft, 2003)

### 2.7.2.1 Zona 1

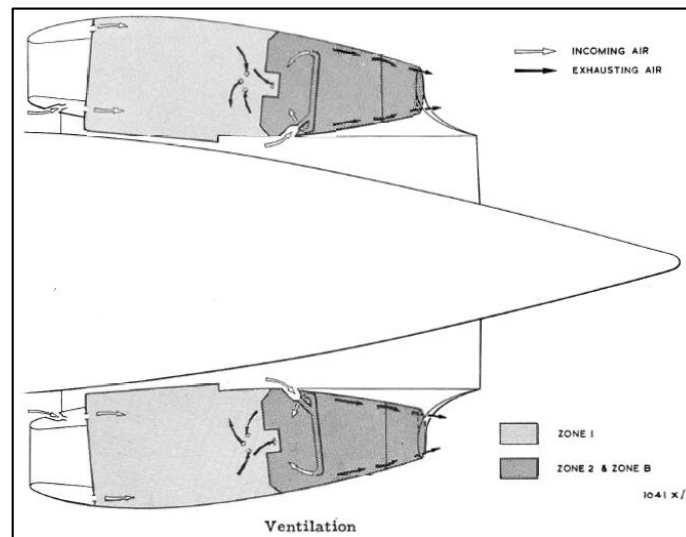
La zona 1 está limitada en la parte delantera por una pared de fuego de titanio formado por el diafragma trasero del cowling de nariz y la sección trasera del conducto de admisión. La pared de fuego posterior consiste en el diafragma de acero inoxidable del cowling trasero, que también forma el límite inter zonal de la Zona 1 / Zona 2. La sección cóncava del carenado de unión, fabricada a partir de titanio, y las pieles superiores e inferior del carenado completa la ignifugación de la Zona 1. (Aircraft, 2003)

### 2.7.2.2 Zona 2 y Zona B

La zona 2 está completamente cerrada por el cowling trasero; Aparte de su diafragma delantero del acero inoxidable, este cowling es todo titanio. La zona 2 termina en un sello de tipo anillo de pistón en la parte trasera del cowling trasero. La parte posterior de esto es la Zona B que está envuelta por el carenado de tubo de chorro de titanio. (Aircraft, 2003)

### 2.7.3 Ventilación de los motores

Durante el vuelo, el aire de empuje fluye hacia cada zona de la bahía del motor a través de las tomas de descarga sin congelación. El sistema de ventilación está dispuesto de modo que la presión en la Zona 2 supere la de la Zona 1, reforzando así el confinamiento de un incendio en la Zona 1. (Aircraft, 2003)



**Figura 16 Puntos de ventilación del motor**

**Fuente:** (Aircraft, 2003)

#### 2.7.3.1 Zona 1

El aire entra en una entrada en el lado de la cubierta de la nariz y fluye en una cámara plena, formada entre los diafragmas delantero y trasero de la cubierta de la nariz. Los orificios en el diafragma trasero (tela metálica cubierta para mantener la eficacia de la pared de fuego) permiten que el aire fluya hacia la Zona 1.

El aire se descarga de la Zona 1 a través de un orificio cubierto de gauze en el carenado superior y una serie de orificios de ventilación / drenaje en cada uno de los cowlings inferiores y la parte inferior del careando de unión. (Aircraft, 2003)

Además, el aire que fluye entre el tanque de drenaje y el cowling trasero - agotando a través de una ranura en la parte trasera inferior del tanque - impide la acumulación de combustible o aceite en o alrededor del tanque de drenaje. (Aircraft, 2003)



### **2.7.3.2 Zona 2 y Zona B**

Una admisión en el cowling trasero admite aire a un colector asegurado al interior del cowling. Las perforaciones en el colector hacen que el aire se difunda por toda la zona. El aire sale de la zona 2 por fugas pasadas y por agujeros en el sello trasero. Ese aire que escapa de la parte trasera de la Zona 2 fluye hacia la Zona B, y alrededor del tubo de chorro, a la atmósfera. (Aircraft, 2003)

## **CAPÍTULO III**

### **DESARROLLO DEL TEMA**

#### **3.1 Preliminares**

En el presente capítulo se detallan los procedimientos que se realizó en el desmontaje, montaje del motor, construcción del soporte móvil y del power plant sling, además la inspección al sistema de ignición y el sistema de arranque del motor Viper 522. En todas las tareas a continuación descritas se aplicó todo el conocimiento y entrenamiento adquiridos en la Unidad de Gestión de Tecnologías y con la tutoría del Tlgo. Cristian Díaz encargado de este proyecto para el correcto desenvolvimiento en este tipo de trabajos. Este proyecto de titulación es con el objetivo de facilitar a institución equipos de apoyo en tierra para que sean de gran ayuda para el aprendizaje teórico y práctico de los docentes y estudiantes.

#### **3.2 Estudio técnico**

En este estudio se busca verificar la factibilidad de la construcción del soporte móvil (cuna) y la power plant sling para el motor Viper 522, mediante simulaciones para determinar las cargas que soporta cada elemento del soporte móvil, resistencia del material con el cual se construyó cada uno de los equipos, y puntos de quiebre con el cual se determina la viabilidad del proyecto. Estas pruebas se las realizó en el programa SolidWork.

#### **3.3 Análisis de factibilidad**

En este punto del proyecto de analizan las ventajas, desventajas y las opciones que se tienen para poder definir los requerimientos técnicos que conlleva la construcción e implementación del soporte móvil y del power plant sling.

##### **3.3.1 Ventajas y desventajas de la implementación**

###### **3.3.1.1 Ventajas**

- Fácil transportación del motor Viper 522.
- Capacidad del desmontaje del motor Viper 522 de forma técnica.

- Brinda un sistema de seguridad tanto para el motor como para el técnico.
- Ofrece facilidad y simplicidad en el chequeo en tierra del motor.
- Optimización del tiempo mediante el uso de equipos designados para el desmontaje del motor.

### 3.3.1.2 Desventajas

- Los usos incorrectos de los equipos pueden ser causa de daño en los mismos.
- El uso incorrecto de los equipos podría causar daños al motor Viper 522.

## 3.4 Parámetros de selección

Los parámetros de selección que se ha creído conveniente considerar son:

- Parámetros técnicos.
- Parámetros humanos.
- Parámetros económicos.
- Parámetros complementarios.

### 3.4.1 Parámetros técnicos

- **Funcionabilidad:** Hace hincapié en las características del soporte móvil y del power plant sling y hace que los mismos cumplan con los fines para los cuales van a ser implementados cumpliendo con los patrones planteados en la operación, mantenimiento y seguridad.
- **Precisión:** Permite calcular la precisión con el cual se va a montar el motor en el soporte móvil y la capacidad de levantamiento del power plant sling y así determinar el óptimo funcionamiento de los equipos.
- **Fiabilidad:** Trata de evaluar el correcto funcionamiento de los equipos.
- **Mantenimiento:** Es muy importante ya que esto conlleva a que los equipos se mantengan en un óptimo estado y así poder brindar un mejor desempeño tanto en el aspecto técnico como en el de seguridad operacional.

### 3.4.2 Parámetro humano

- **Operación y control:** Simplificar al técnico el desmontaje del motor Viper 522 garantizando los parámetros de seguridad necesarios para las tareas de mantenimiento en los cuales se requiera la utilización del soporte móvil y del power plant sling.
- **Seguridad:** El parámetro principal es apuntar a garantizar la seguridad operacional de los equipos para evitar incidentes y/o accidentes de los técnicos.

### 3.4.3 Parámetro económico

- **Costo de implementación de los equipos:** En la adquisición de los materiales para la construcción de los equipos se buscaron alternativas económicas, pero certificando que sean materiales de primera calidad.
- **Costo de operación:** Una vez implementado el soporte móvil y el power plant sling se pretende economizar el desmontaje y montaje del motor Viper 522.

### 3.4.4 Parámetros complementarios

- **Espacio:** Se refiere al espacio ocupado por el soporte móvil y el power plant sling, los mismos no deben influir con la parte estructural de la institución.
- **Forma:** Los equipos deben ser precisos para simular un aspecto original y los técnicos realicen trabajos sin ninguna complejidad.

## 3.5 Matriz de evaluación

Tabla 1

Matriz de información del proyecto

MATRIZ DE INFORMACION		
Evaluación	Alternativa	Alternativa ideal
Funcionabilidad	0.9	1
Precisión	0.9	1
Fiabilidad	0.8	1

<b>Mantenimiento</b>	0.8	1
<b>Operación y control</b>	1	1
<b>Seguridad</b>	0.9	1
<b>Costo de implementación</b>	0.7	1
<b>Costo de operación</b>	0.9	1
<b>Espacio</b>	0.8	1
<b>Forma</b>	0.8	1
<b>Total</b>	8.5	10
<b>Porcentaje (%)</b>	85%	100%

### 3.5.1 Selección de alternativa

Después de concluir con el estudio técnico, análisis de alternativa, y la evaluación de parámetros, se puede determinar que la alternativa dada presenta magníficos resultados y es de gran beneficio la implementación del soporte móvil y del power plant sling como equipos de apoyo en tierra de la aeronave Hawker Siddeley 125 – 400.

## 3.6 Implementación de equipos para el motor Viper 522

### 3.6.1 Implementación del soporte móvil

La implementación del soporte móvil para el motor Viper 522 se basa en los requerimientos técnicos necesarios para el montaje y desmontaje de dicho motor, la estructura está diseñada para soportar las 800 libras que pesa el motor, además posee un factor de seguridad de 1200 libras, con esto logramos alcanzar una mayor facilidad en el montaje, desmontaje y transporte del motor Viper 522 (Anexo A). A continuación, se detallan los elementos necesarios para la construcción del soporte móvil:

- Vigas IPN 100 x 50
- Garruchas de 6 pulgadas
- Plancha de tool de 1/2 pulgada
- Eje de 2 pulgada

- Electrodo 6011
- Pernos de 1 pulgada
- Materiales varios

Las propiedades mecánicas que poseen las vigas de IPN las hacen satisfactorias para la utilización de electrodos 6011, esto permitirá la elaboración de una estructura compacta y que pueda soportar las cargas extremas y el gran peso que posee el motor.



**Figura 17 Estructura del soporte móvil**

Se procedió a la construcción de los puntos de fijación los cuales irán acoplados en los lugares destinados en el motor Viper 522, Los elementos estructurales de estas fijaciones constan de un eje de 2 pulgadas, plancha de tool de 1/2, acoplado en un solo cuerpo mediante la soldadura con electrodos 601.



**Figura 18 Estructura de elemento de fijación del motor**

Como siguiente procedimiento en la construcción del soporte móvil para el motor Viper 522 se procedió a colocar las garruchas de seis pulgadas, en la parte delantera del soporte móvil se colocó garruchas locas para permitir la maniobrabilidad del mismo, en la parte posterior del soporte móvil se colocó garruchas fijas ya que solo son un punto de apoyo del motor. Dichas garruchas tienen un soporte de 500 kilogramos cada una.



**Figura 19 Ensamblaje de las garruchas a la estructura**

Se procedió a realizar correcciones al soporte móvil ya que se pudo evidenciar que los puntos de soporte delanteros no coincidían con el motor.



**Figura 20 Corrección del soporte**

Una vez culminado la construcción de la estructura del soporte móvil se procedió a realizar las pruebas para establecer la correcta ubicación del motor en el soporte, para ello se necesitó desmontar el motor Viper 522 de la aeronave.

Como resultado de las pruebas se pudo evidenciar que los pesos y cargas del motor se distribuyen en todo el soporte, demostrando de esta manera que el motor se encuentra recto y nivelado.



**Figura 21 Pruebas del motor en el soporte móvil**



**Figura 22 Posicionamiento de los motores Viper 522**

Como punto final en la construcción de los soportes móviles se procedió a pintar los mismo.



**Figura 23 Terminado del soporte móvil**





**Figura 24 Soportes móviles y motor Viper 522**

### **3.6.2 Implementación del power plant sling**

La implementación del power plant sling para el motor Viper 522 se basa en los requerimientos técnicos necesarios para el montaje y desmontaje de dicho motor, la estructura está diseñada para soportar las 800 libras que pesa el motor, además posee un factor de seguridad de 1200 libras (Anexo B), con esto logramos alcanzar una mayor facilidad en el montaje, desmontaje del motor Viper 522. A continuación, se detallan los elementos necesarios para la construcción del soporte móvil:

- Barras estructurales ASTM A36
- Plancha de tool de 1/2 pulgada
- Electrodo 6011
- Pernos de 1 pulgada
- Eje de 1 pulgada de diámetro
- Materiales Varios

Las propiedades mecánicas que poseen las vigas estructurales ASTM A36 las hacen eficaces para la utilización de electrodo 6011, esto permitirá la elaboración de una estructura compacta y que pueda soportar las cargas extremas y el gran peso que posee el motor Viper 522 de la aeronave Hawker Siddeley 125 – 400. El power plant sling se lo realizó de acuerdo a las especificaciones del fabricante descritas en el catálogo de partes de la aeronave.



**Figura 25 Modelo del power plant sling**

**Fuente:** (Aircraft, 2003)



**Figura 26 Estructura del power plant sling**

Se procedió a la construcción de la base principal del power plant sling el cual consiste de una viga estructural ASTM A36, a este elemento se le adjuntaran un soporte el cual dará la nivelación del motor, además los brazos de soporte y sujeción.



**Figura 27 Soporte principal del equipo**

A continuación, se procedió con la fabricación de los brazos los mismos que servirán como soportes y sujetarán al motor, según la distribución que se especifica en el manual del mantenimiento tenemos un punto de apoyo en la parte delantera del motor y dos puntos de apoyo en la parte trasera del mismo.



**Figura 28 Soportes del power plant sling**

Como siguiente paso en la construcción del power plant sling, se procedió a realizar el soporte perforado con el cual tendremos la facilidad de poner el motor en una condición recta y nivelada al momento del izaje del mismo.



**Figura 29 Soporte perforado**



**Figura 30 Motor recto y nivelado**

Como parte final en la construcción del power plant sling se procedió al pintado del mismo el cual se lo realizó con un color amarillo Caterpillar, además para precautelar su integridad y cuidar el terminado del power plant sling se lo cubrió con plástico de embalar.



**Figura 31 Pintura del power plant sling**

### **3.7 Normas de seguridad en los equipos del motor Viper 522**

Todas las medidas de seguridad necesarias para precautelar la integridad personal del técnico que opere el soporte móvil y el power plant sling se deben tomar en cuenta siempre, antes y durante de la operación de los equipos antes mencionados. El no cumplimiento de las disposiciones puede dar a lugar a lesiones del personal técnico, daños a los equipos o al motor de la aeronave. Todo el personal técnico que opere el soporte móvil y el power plant sling debe estar familiarizado con su utilización.

Se debe tener especial cuidado con los avisos de precaución que se encuentran en el soporte móvil y en el power plant sling.

- **Carga pesada:** Se debe tener un especial cuidado con el excesivo peso con el cual se va a trabajar ya que el motor Viper 522 cuenta con un peso de 800 libra.
- **Trabajos en el motor:** Bajo ninguna circunstancia podrán realizar el desmontaje y montaje del motor Viper 522 personal que no cuente con el respectivo adiestramiento, o si no cuentan con la tutela de un instructor calificado.

- **Levantamiento de objetos pesados:** El montaje y desmontaje del motor Viper 522 implica el izaje del mismo, para ello los técnicos responsables de esta tarea deberán usar fajas de seguridad, además asegurarse de usar los equipos de elevación de la manera correcta.
- **Equipo de protección personal (E.P.P):** Los técnicos responsables en las tareas de mantenimiento que se realicen en el motor Viper 522 deberán tener el equipamiento necesario para precautelar su integridad física, unos ejemplos son: Overol, zapatos con punta de acero, mascarilla, orejeras, guantes, etc.

### **3.8 Tareas de mantenimiento en el motor Viper 522**

#### **3.8.1 Desmontaje del motor Viper 522**

##### **3.8.1.1 Medidas de seguridad**

De acuerdo al manual de mantenimiento según el capítulo 71 para realizar el desmontaje del motor Viper 522 se deben tener las siguientes medidas de seguridad

- Utilización de equipos de protección personal.
- Señalética de información y precaución.
- Uso de equipos y herramientas correctos.

##### **3.8.1.2 Herramientas y equipos utilizados para el montaje y desmontaje del motor Viper 522**

De acuerdo al manual de mantenimiento según el capítulo 71 para realizar el desmontaje del motor Viper 522 se deben tener los siguientes equipos y herramientas de manera técnica.

- Tecele (Debe tener una capacidad de carga de 1200 libras)
- Power plant sling
- Soporte móvil
- Juego de copas en milímetros y pulgadas
- Juego de llaves en milímetros y pulgadas

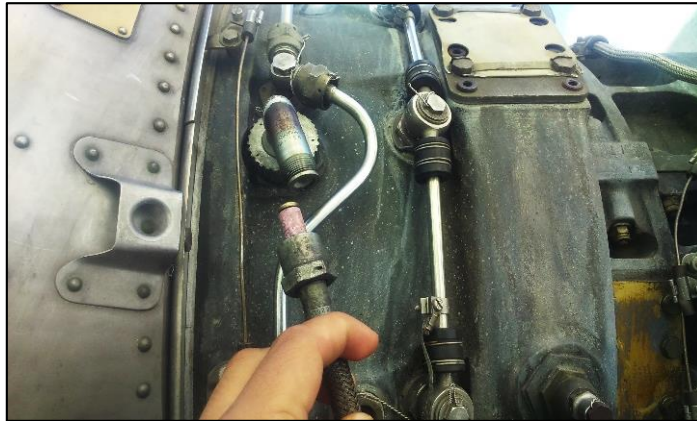
- Berbiquí
- Pinza
- Alicates
- Diagonal

### **3.8.1.3 Procedimientos para el desmontaje del motor Viper 522**

Se procedió a realizar el desmontaje del motor Viper 522 de acuerdo al manual de mantenimiento capítulo 71, con los siguientes procedimientos

1. Prepare y coloque un soporte vacío para recibir la planta de energía o el motor removidos. (Aircraft, 2003)
2. Posicionar y preparar la aeronave.
  - a. Aplique los frenos y bloquee las ruedas delanteras y traseras.
  - b. Asegúrese de que los espacios de entrada de aire, la válvula de purga y las tapas de escape estén instalados antes y después de quitar los carenados.
  - c. Verifique que las llaves de combustible LP y HP apropiadas estén apagadas. (Aircraft, 2003)
3. Aislar los suministros de energía eléctrica a las unidades de ignición de alta energía. (Aircraft, 2003)
4. Elimine la entrada a las unidades de ignición de alta energía de la planta de energía. (Aircraft, 2003)

Advertencia: la descarga eléctrica del equipo de alta energía es potencialmente letal. no maneje los conductores HT o los enchufes del encendedor por al menos un minuto después de la desconexión de la entrada LT. (Aircraft, 2003)



**Figura 32 Remoción de las igniter plugs**

5. Desmontaje del motor Viper 522
  - a. Abra las dos cubiertas del motor. (Aircraft, 2003)



**Figura 33 Desmontaje de cowlings**

- b. Desconecte la entrada de aire de refrigeración en el arrancador / generador.
  - c. Retire la cubierta superior y la cubierta articulada de la junta
  - d. Retire los paneles superior e inferior de la cubierta del filete.
6. Coloque una bandeja de goteo debajo del motor. (Aircraft, 2003)
7. Desconecte los cables del arrancador / generador y asegúrelos alejados del motor. (Aircraft, 2003)



**Figura 34 Cables del generador**

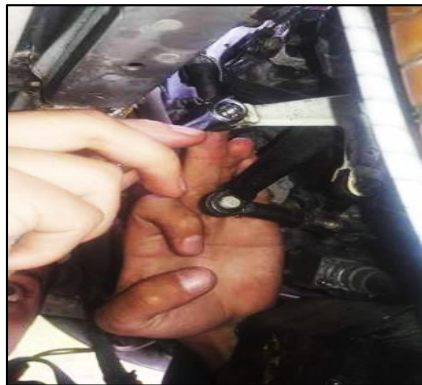
8. Desconecte ambos enchufes del arnés en la parte superior del motor y libere el cable de las abrazaderas al motor. (Aircraft, 2003)
9. Modo. 252367 solamente - Desconecte el conector eléctrico del actuador de la válvula de cierre del cebador en la carcasa del filtro. (Aircraft, 2003)
10. Desconecte los cables del sistema de sobrecalentamiento de la turbina del bloque de terminales debajo de la sección central del motor, vuelva a colocar las arandelas y las tuercas. (Aircraft, 2003)
11. Desconecte el arnés del termopar de ambos bloques de terminales en el filete. Precaución: No desconecte los conductos de despegue de la terminación que instala un arnés. (Aircraft, 2003)
12. Desconecte el arnés eléctrico del interruptor de presión diferencial y desconecte el cable de extensión del arnés; transferir el plomo a la planta de energía de reemplazo. (Aircraft, 2003)
13. Desconecte la manguera de alimentación de combustible (y las mangueras del interruptor de presión diferencial, si se desmonta) del filtro. (Aircraft, 2003)





**Figura 35 Cañería de alimentación de combustible**

14. Desconecte el acelerador y controles de la llave de combustible en los extremos inferiores de las barras verticales.
  - a. Motor derecho solamente - Descartar arandelas con pestañas.
  - b. Sólo motor izquierdo: descarte los pasadores de división. (Aircraft, 2003)



**Figura 36 Desconexión de los controles del motor**

15. Retire la bomba hidráulica.
  - a. Desconecte la tubería de drenaje.
  - b. Solo motor derecho - Desconecte el tubo suministro de aire de refrigeración para el parabrisas desde el generador.
  - c. Retire las arandelas y tuercas de seguridad y retire la bomba hidráulica.
  - d. Apoye la bomba libre de instalación. (Aircraft, 2003)



**Figura 37 Cañerías del sistema hidráulico**

16. Desconecte la manguera indicadora de pérdida de potencia en el adaptador de la cubierta trasera. (Aircraft, 2003)
17. Retire el carenado de la tubería de inyección, evite ensuciar los cables flexibles de despegue del termopar. (Aircraft, 2003)
18. Conecte la eslinga a los puntos de eslinga delantero y trasero del motor. (Aircraft, 2003)



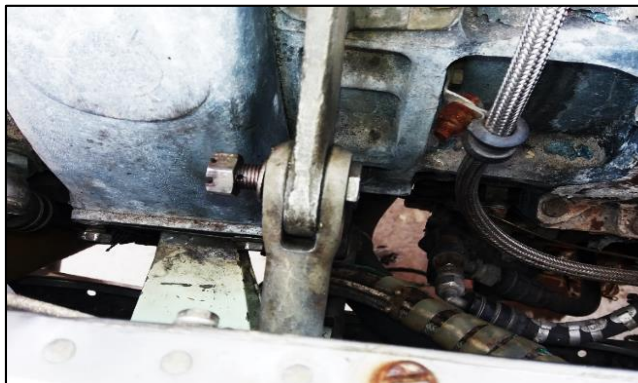
**Figura 38 Instalación del power plant sling**

19. Coloque el soporte del motor vacío preparado junto a la posición de instalación. (Aircraft, 2003)
20. Desconectar el montaje frontal (Aircraft, 2003)



**Figura 39** Montante delantero del motor

21. Desconecte los dos enlaces de montaje del motor principal en el motor.  
(Aircraft, 2003)



**Figura 40** Montantes principales del motor

22. Libere la planta de energía lejos del filete para desenganchar el muñón principal de la montura. (Aircraft, 2003)



**Figura 41** Muñón principal de montura

23. Baje la planta de energía y asegúrela en el soporte preparado, (Anexo C)  
(Aircraft, 2003)



**Figura 42 Desmontaje del motor**

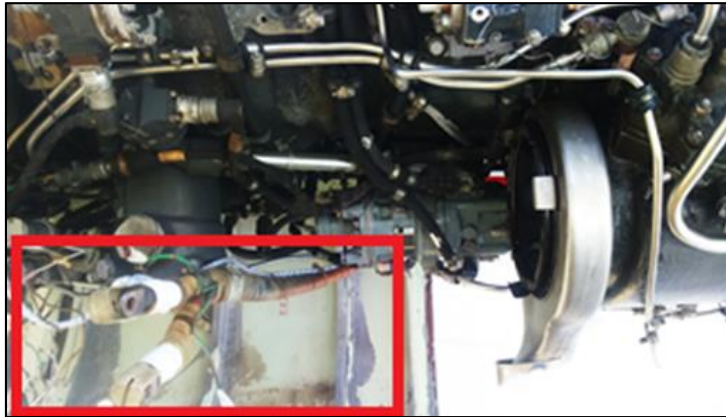


**Figura 43 Aseguramiento del motor**

### **3.8.2 Inspección del sistema de arranque del motor Viper 522**

#### **3.8.2.1 Desmontaje del arranque / generador**

1. Remoción del arranque / generador
  - a. Aísle los circuitos eléctricos relevantes.



**Figura 44 Arnés principal del arranque / generador**

- b. Desconecte la manguera de entrada de aire de enfriamiento del arranque / generador.
- c. Desconecte la manguera del respiradero de la cubierta delantera inferior.
- d. Retire la abrazadera de sujeción.



**Figura 45 Abrazadera de sujeción**

- e. Retire el interruptor de sobrecalentamiento del generador de arranque. (Aircraft, 2003)
- f. Desconecte los cables eléctricos del arrancador / generador. (Aircraft, 2003). Advertencia: El potente de arranque / generador tiene un peso aprox. 54 lb.



**Figura 46 Remoción del arranque / generador**

- g. Apoye el peso del arrancador / generador, suelte el anillo de la abrazadera y retire el arrancador / generador, (Anexo D). (Aircraft, 2003)



**Figura 47 Modelo del arrancador / generador**

### 3.8.2.2 Revisión de los carbones del arrancador / generador

1. Como siguiente paso en la inspección del sistema de arranque del motor Viper 522 de procedió a abrir el arrancador / generador.



**Figura 48 Apertura del arrancador / generador**

2. Con ayuda de un cable de frenado se procedió a levantar los seguros ya que son un tipo de espiral que mantienen en su lugar a los carbones del arrancador / generador



**Figura 49 Remoción de carbones**

3. Como último punto de la inspección se realizó la verificación de los carbones, los mismos que se encuentran en óptimas condiciones ya que las líneas de referencia se encuentran a una altura que se encuentra dentro de los límites permisibles descritas por el fabricante y dado por la experiencia del tutor del proyecto de titulación.



**Figura 50 Carbones del arrancador / generador**

### 3.8.3 Inspección del sistema de ignición de motor Viper 522

#### 3.8.3.1 Remoción de los igniter plugs

Se procedió a realizar el desmontaje de los igniters plugs de acuerdo a los procedimientos descritos en el manual de mantenimiento, capítulo 80. Las instrucciones se describen a continuación.

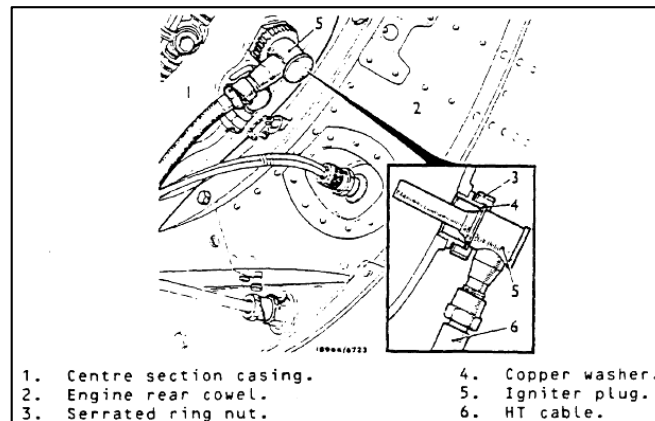
1. Antes de tocar alguna parte del circuito de alta energía, desconecte la entrada de baja tensión de las unidades de encendido de alta energía, luego espere al menos un minuto antes de continuar. (MAINTENANCE, 1970)
2. Desatornille el conector del cable HT del cuerpo del enchufe e instale una tapa de cierre sobre el terminal expuesto. (MAINTENANCE, 1970)



**Figura 51 Desmontaje del igniter plug**

3. Desatornille la tuerca dentada con la llave del kit de herramientas, luego retire el tapón del encendedor de la sección central. Retenga la arandela de cobre, si es útil. Retenga en la ubicación del enchufe, (Anexo E). (MAINTENANCE, 1970)



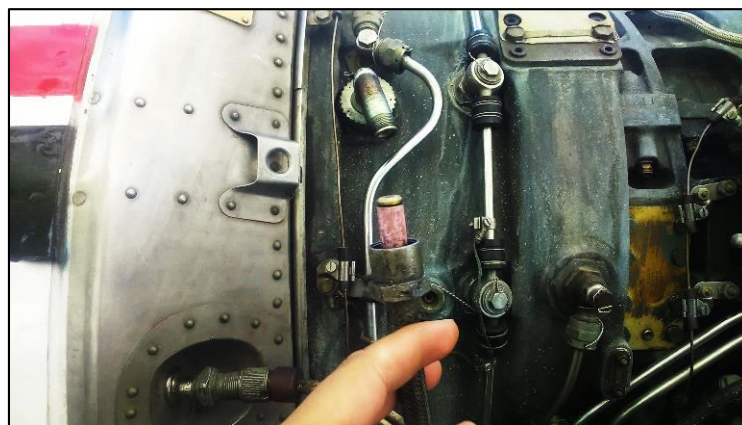


**Figura 52 Remoción del igniter plug**

**Fuente:** (MAINTENANCE, 1970)

### 3.8.3.2 Revisión de los igniter plugs

1. Examine visualmente el enchufe para detectar daños, grietas y distorsión; preste especial atención a la brida de la carcasa. (MAINTENANCE, 1970)
2. Examine los electrodos para detectar erosión mediante comparación visual con un nuevo encendedor. Rechace el tapón si se advierte más del 50 por ciento de erosión. (MAINTENANCE, 1970)
3. El enchufe del encendedor no requiere normalmente limpieza, si los depósitos de carbono impiden una evaluación exacta de la erosión del electrodo. retire los depósitos con un raspador, teniendo cuidado de no tocar la superficie semiconductor. (MAINTENANCE, 1970)



**Figura 53 Revisión del igniter plug**

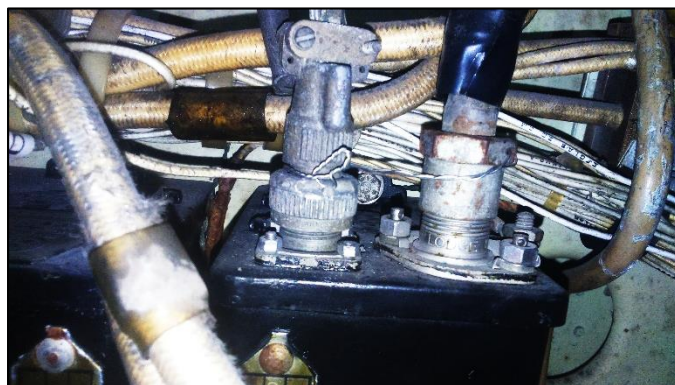
### 3.8.3.3 Swap de las cajas de alta tensión del motor Viper 522

Para realizar una prueba de funcionamiento del sistema de ignición del motor derecho de la aeronave Hawker Siddeley 125 – 400 se procedió a realizar un swap de las cajas de alta tensión del motor número uno al motor número dos.



**Figura 54 Cajas de alta tensión**

Como primer paso en el intercambio de las cajas de alta tensión se procedió a retirar el cable de frenado que poseían los plugs, se retiró los conectores eléctricos los cuales son dos por cada caja de alta tensión. Para cada motor existen dos cajas de alta tensión.



**Figura 55 Conectores eléctricos**

A continuación, se procedió a retirar los montantes que sujetan a las cajas de alta tensión a la estructura de la aeronave, cada una de las cajas de alta tensión poseen dos montantes, uno en la parte superior y una en la parte inferior.



**Figura 56 Desmontaje de la caja de alta tensión**

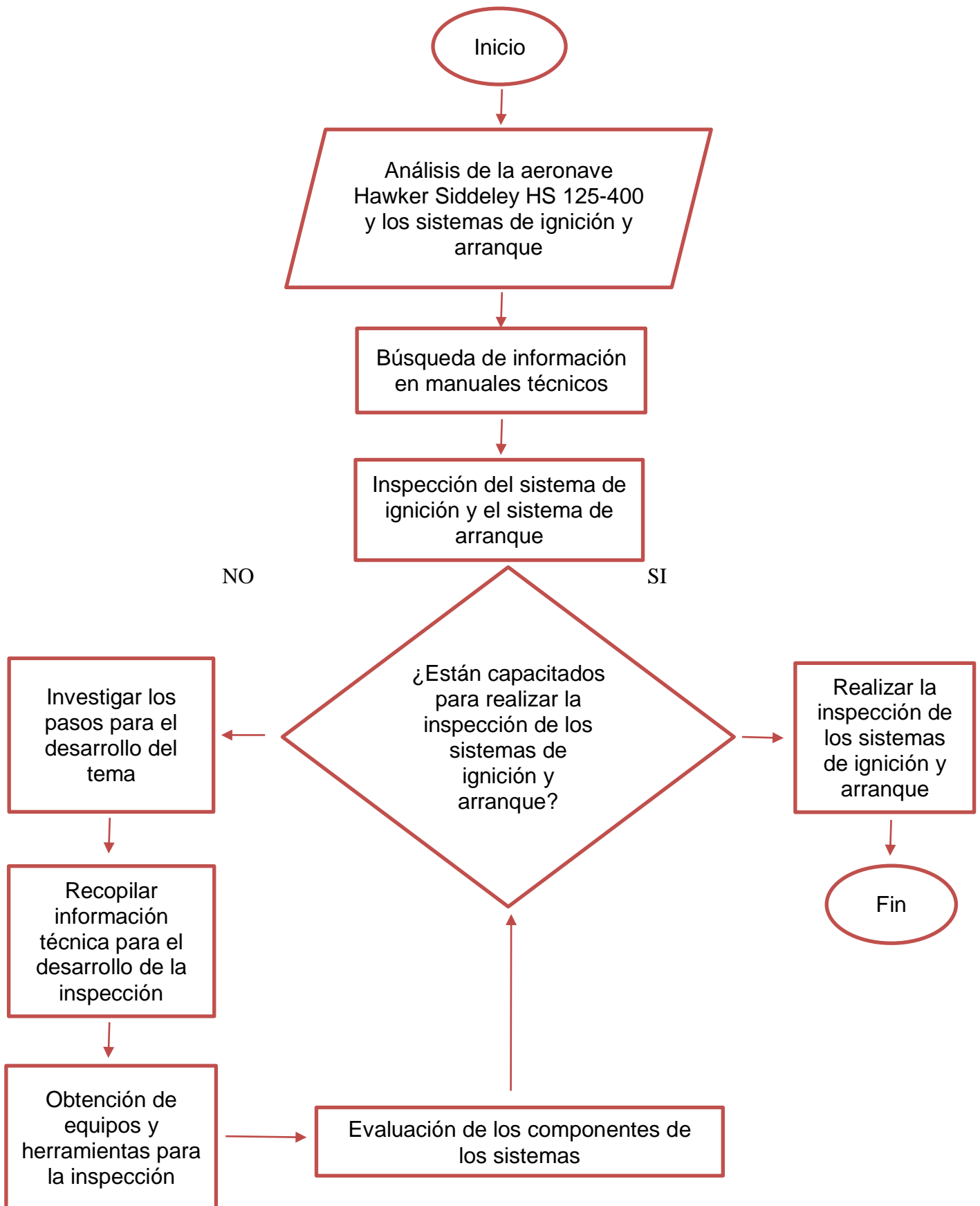
Como último procedimiento del swap de las cajas de alta tensión fue instalar las mismas en el motor derecho de la aeronave Hawker Siddeley 125 – 400 y se pudo evidenciar que el problema en el sistema de ignición del motor derecho eran las cajas de alta tensión, ya que no brindan el poder eléctrico que requieren los igniter plugs.

### **3.9 Simbología en diagramas de flujo de análisis**

Un diagrama de flujo es una representación gráfica que desglosa un proceso en cualquier tipo de actividad a desarrollarse tanto en empresas industriales o de servicios y en sus departamentos, secciones u áreas de su estructura organizativa.

Son de gran importancia ya que ayudan a designar cualquier representación gráfica de un procedimiento o parte de este. En la actualidad los diagramas de flujo son considerados en la mayoría de las empresas como uno de los principales instrumentos en la realización de cualquier método o sistema. (MANENE, 2011)

### 3.9.1 Diagrama de flujo de análisis del tema



### 3.10 Presupuesto

El presupuesto expuesto en el anteproyecto era un valor estimado con cantidades promedio que rodeaba los 1300 USD y no eran valores fijos, pero en el desarrollo del proyecto se llegó al costo total.

#### 3.10.1 Análisis de costos

Para la implementación del soporte móvil y del power plant sling se detallan a continuación los costos primarios y secundarios.

##### Costos primarios

- Materiales y equipos.

##### Costos secundarios

- Tramites de solicitud de graduación.
- Elaboración de textos.
- Gastos varios.

#### 3.10.1.1 Costos primarios

**Tabla 2**

##### Total de costos primarios

<b>Descripción</b>	<b>Cantidad</b>	<b>Valor Unitario</b>	<b>Valor Total</b>
Vigas IPN 100x50	2	80	160
Barras estructurales ASTM A36	1	45	45
Garruchas de 6 pulgadas	4	80	320
Plancha de tool de 1/2 pulgada	1	45	45
Eje de 2 pulgadas	1	50	50
Eje de 1 pulgada	1	35	35
Electrodos 6011	40	0.40	16
Pernos de 1 pulgada	11	0.30	3.30
Plástico de embalar	1	20	20

Pintura	2	35	70
Mano de obra	1	400	400
<b>Total</b>			1164.30

### 3.10.1.2 Costos Secundarios

**Tabla 3**

#### **Total de costos secundarios**

<b>Descripción</b>	<b>Valor Total</b>
Tramites de solicitud de graduación	20
Elaboración de textos	150
Gastos varios (transporte, alimentación)	150
<b>Total</b>	320

### 3.10.2 Costo total del proyecto de grado

**Tabla 4**

#### **Costo total del proyecto de grado**

<b>Descripción</b>	<b>Valor Total</b>
Gastos primarios	1164.30
Gastos secundarios	320
<b>Total</b>	1484.30

## CAPÍTULO IV

### 4.2 Conclusiones

- Se realizó la recopilación de información técnica de la aeronave Hawker Siddeley 125 – 400, para la implementación de una biblioteca virtual la misma que servirá de material didáctico para los estudiantes de la carrera de Mecánica Aeronáutica.
- Con la ayuda de información técnica y los conocimientos práctico y teóricos adquiridos a lo largo de la carrera universitaria se logró satisfactoriamente la inspección de los sistemas de ignición y arranque del motor Viper 522.
- Las pruebas realizadas en el montaje, desmontaje y transporte del motor Viper 522 fueron satisfactorias, cumpliendo con los objetivos propuestos de una manera técnica y precautelando la seguridad mediante la utilización de equipos diseñados para las tareas anteriormente mencionadas.

### 4.3 Recomendaciones

- Es de suma importancia antes de realizar cualquier tarea de mantenimiento en el motor o en la aeronave, revisar la información técnica para no tener problemas al momento de realizar el trabajo.
- Es importante conocer las normas de seguridad que se deben tener en cuenta al momento del montaje y desmontaje del motor, además tener conocimiento de la operación de los equipos de apoyo en tierra de la aeronave.
- Se debe establecer parámetros de seguridad antes de realizar una tarea de mantenimiento como el uso de equipos de protección personal o el uso de herramientas y equipos específicos.

## GLOSARIO

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

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

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

**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.

**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.



**ABREVIATURAS**

**PSI:** Libra-fuerza por pulgada cuadrada.

**PN:** Número de parte.

**SN:** Número de serie.

**EPP:** Equipo de Protección Personal.

**FOD:** Daños por Objetos Extraños.

**BFCU:** Unidad de control de flujo barométrico.

**AFRC:** Relación de combustible de aire.

**TTC:** Unidad de control de temperatura superior.

**ATL:** Limitador de empuje automático.

**P1:** Aire atmosférico.

**P2:** Aire de entrega del compresor.

**RPM:** Revoluciones por minuto.

## BIBLIOGRAFÍA

- ADMINISTRATION, F. A. (2012). *Aviation Maintenance Technician - Powerplant* .
- Bakers, D. (13 de DICIEMBRE de 2008). *SYSTEM AND SOFTWARE ENGINEERING* . Recuperado el 02 de MAYO de 2018, de SYSTEM AND SOFTWARE ENGINEERING : <http://www.gtd.es/es/blog/como-funciona-un-motor-reaccion-i>
- Camacho, J. (12 de FEBRERO de 2003). *SELEWEE AVIATION* . Recuperado el 02 de MAYO de 2018, de SELEWEE AVIATION : <http://www.sandglasspatrol.com/IIGM-12oclockhigh/Motores%20a%20Reaccion.htm>
- COMPANY, R. A. (2003). *POWER PLANT CHAPTER 71* . Wichita, Kansas, U.S.A.
- Cuesta, J. G. (2003). *Terminología Aeronáutica*. Madrid: Díaz de Santos. S.A.
- Golpe, A. (2013). *AMILARG*. Recuperado el 29 de MAYO de 2018, de <http://www.amilarg.com.ar/hawker-125-400.html>
- Jewell, B. (24 de Enero de 2003). *Power Jets*. Recuperado el 30 de Abril de 2018, de Power Jets: <http://www.powerjets.co.uk/Viper%20theory.htm>
- MAINTENANCE, R. -R. (1970). *IGNITION* .
- MANENE, L. M. (28 de JUNIO de 2011). *LUIS MIGUEL MANENE*. Obtenido de LUIS MIGUEL MANENE: <http://www.luismiguelmanene.com/2011/07/28/los-diagramas-de-flujo-su-definicion-objetivo-ventajas-elaboracion-fases-reglas-y-ejemplos-de-aplicaciones/>

- *TakeOffBriefing - Powered.* (09 de DICIEMBRE de 2012). Recuperado el 29 de MAYO de 2018, de <http://www.takeoffbriefing.com/como-funciona-un-motor-a-reaccion/>

# ANEXOS

