



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA

**MONOGRAFÍA, PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES**

**TEMA: INSPECCIÓN Y TRIMMING DE LOS MOTORES 1 Y 2 DEL
AVIÓN HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRÍCULA XB-ILD
MEDIANTE EL MANUAL DE MANTENIMIENTO DEL MOTOR
PERTENECIENTES A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS-
ESPE**

AUTOR: ARTEAGA PAUCAR, COLOMBO ELIAS

DIRECTOR: TLGO. DÍAZ PACUSHCA, CRISTIAN EDWAR

LATACUNGA

2020



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

CERTIFICACIÓN

Certifico que la monografía, ***“INSPECCIÓN Y TRIMMING DE LOS MOTORES 1 Y 2 DEL AVIÓN HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRÍCULA XB-ILD MEDIANTE EL MANUAL DE MANTENIMIENTO DEL MOTOR PERTENECIENTES A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS-ESPE”*** fue realizado por el señor ***Arteaga Paucar, Colombo Elías*** el mismo que ha sido revisado en su totalidad, analizado por la herramienta de verificación de similitud de contenido; por lo tanto cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que lo sustente públicamente.

Latacunga, Enero 2020



Tigo. Díaz Pacushca, Cristian Edwar

C.C.:1600408429



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **Arteaga Paucar, Colombo Elías**, declaro que el contenido, ideas y criterios de la monografía: ***Inspección y Trimming de los motores 1 y 2 del avión Hawker Siddeley 125-400 con matrícula XB-ILD mediante el manual de mantenimiento del motor pertenecientes a la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE*** es de mi autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas. Consecuentemente el contenido de la investigación mencionada es veraz.

Latacunga, Enero 2020

Una firma manuscrita en tinta azul que parece decir 'Colombo Elías'.

Arteaga Paucar, Colombo Elías

C.C.: 1002926820



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

AUTORIZACIÓN

Yo, **Arteaga Paucar, Colombo Elías** autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar la presente monografía ***Inspección y Trimming de los motores 1 y 2 del avión Hawker Siddeley 125-400 con matrícula XB-ILD mediante el manual de mantenimiento del motor pertenecientes a la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE*** en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi responsabilidad.

Latacunga, Enero 2020

Una firma manuscrita en tinta negra que parece decir 'Colombo Elías Arteaga Paucar'.

Arteaga Paucar, Colombo Elías

C.C.: 1002926820

DEDICATORIA

Este proyecto está dedicado a Dios por brindarme la vida y permitirme el haber llegado hasta este momento tan importante de mi formación profesional; de igual manera dedico este y todos los triunfos de mi vida futura a mis padres Colombo Difilo Jesús Arteaga Ponce que me guía desde el cielo y Gladys Margarita Paucar Garrido que me da la bendición todos los días por ser mi motivación y mis ganas de retribuirles lo que han hecho por mí.

Dedico esto a quienes han estado a mi lado brindándome su apoyo durante este tiempo, confiando en mí y en mis capacidades gracias por mantener viva la esperanza y la motivación en mí.

Arteaga Paucar, Colombo Elías

AGRADECIMIENTO

Primero agradezco a Dios por darme más de lo necesario y darme más de lo que le he pedido, soy muy bendecido por haberme dado tanto en la vida y me refiero a mis padres a los cuales agradezco su lucha constante e incansable por mejores días para mí, gracias a mi Papá Colombo Arteaga Ponce y a mi Mamá Gladys Margarita Paucar por su amor, trabajo, valentía y sacrificio de toda la vida por verme siempre bien.

A mi Papá que hoy día recuerdo con amor que me llevo sus mejores recuerdos estará siempre en mi corazón y en mi mente. A mi Mamá la mujer que será siempre el amor de mi vida y el modelo de amor a alcanzar. A ellos les debo mi vida la que estoy tan feliz de vivirla. Agradezco también a la Mamá de amor que siempre está al lado mío y de mi Mamá, Genoveva Sarzosa; a ella gracias por su cariño. A mi hermano Patricio Acosta por el constante apoyo y el darme la alegría de ser tío en tres ocasiones, a mi compadre Manuel Navarrete por ser un hermano más en el cual puedo confiar y el que siempre me brinda su mano.

A quienes en la vida me han formado desde niño también agradezco por los valores y la temprana formación a mi abuela Martha Garrido, mi tía Ana Paucar y tíos Patricio, Eduardo, Marcelo y Javier Paucar; y demás personas que me han brindado su amor y su apoyo, que han sido parte importante de mi crecimiento como persona, es por eso que ahora agradezco a Jacinto y María Vélez. En el camino se encuentran personas que

llenen de alegría los días, es por eso que a mis grandes amigos que la Universidad me dejó a Luis, Giuseppe, Joseph, Bryan, Samuel, a ellos y a más por las alegrías y las tristezas, la lealtad y el cariño que compartimos, los llevo siempre en el corazón.

Agradezco a los señores que me han brindado un apoyo y una guía en el campo laboral depositando su confianza en mí, Técnicos Junior Macías, Fernando Rosero, Jonathan Quintana, Juan Avilés y Alfredo Jaramillo.

A mis profesores que, durante mi etapa universitaria me han apoyado y brindado los mejores conocimientos especialmente a mi Director de Proyecto el Tecnólogo Cristian Edwar Díaz, que ha sido otro amigo en el cual podía confiar por demostrarme su apoyo en la realización de este proyecto, a su vez agradezco a los Tecnólogos Paul Arcos y Édison Granda; a los Ingenieros Jairo Naranjo y Carlos Sánchez; a los docentes María Coque, Flavio Hurtado y Pablo Cevallos, a todos estos buenos docentes les agradezco su formación, cariño y confianza. Un agradecimiento especial quiero brindar al Coronel Pepe Ibáñez que por su ayuda y gestión es posible culminar pronto esta meta, a él mi respeto, admiración y gratitud.

Arteaga Paucar, Colombo Elías

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CARÁTULA

CERTIFICACIÓN	i
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD.....	ii
AUTORIZACIÓN.....	iii
DEDICATORIA	iv
AGRADECIMIENTO	v
ÍNDICE DE CONTENIDOS	vii
ÍNDICE DE TABLAS.....	xii
ÍNDICE DE FIGURAS	xiii
RESUMEN	xiv
ABSTRACT	xv

CAPÍTULO I

TEMA “INSPECCIÓN Y TRIMMING DE LOS MOTORES 1 Y 2 DEL AVIÓN HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRÍCULA XB-ILD MEDIANTE EL MANUAL DE MANTENIMIENTO DEL MOTOR PERTENECIENTES A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS-ESPE”

1.1 Antecedentes	1
1.2 Planteamiento del problema	2
1.3 Justificación e Importancia	3
1.4 Objetivos	4
1.4.1 Objetivo General	4
1.4.2 Objetivos Específicos	5
1.5 Alcance	5

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1	Historia de los motores turbojet	6
2.1.1	El hombre detrás del motor a reacción	7
2.2	Funcionamiento del motor a reacción	8
2.3.	El proceso de fabricación	11
2.3.1	Componentes de construcción - aspa del ventilador	11
a.	Disco compresor.....	11
b.	Palas del compresor	13
c.	Cámara de combustión.....	13
d.	Disco de turbina y palas	14
e.	Sistema de escape	16
2.4.	Ventajas y desventajas de los motores a reacción	16
2.5	TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET DEL MOTOR ROLLS ROYCE VIPER 522. 17	
2.5.1	Description	19
2.5.2	Dimensions (mm)	20
2.6	Avión Jet Hawker Siddeley HS 125-400 su historia.	20
2.7	Información general del Avión Jet Hawker Siddeley HS-125	22
2.7.1	Desarrollo del Hawker Siddeley HS-125.....	22
2.7.2	Variantes del Hawker Siddeley HS-125.....	23
2.7.3	Especificaciones del Hawker Siddeley HS 125-400.....	25
2.8	Motores del avión HAWKER SIDDELEY HS 125-400	27
2.8.1	Estructura de los motores.....	28
a.	Pared de fuego.....	30
a.1.	Zona 1	31
a.2.	Zona 2 y Zona B.....	31
b.	Ventilación de los motores.....	31
b.1.	Zona 1	32
b.2.	Zona 2 y Zona B.....	33

c.	Descripción general del motor Rolls Royce Viper 522	33
c.1.	Especificaciones del motor Rolls Royce Viper 522	34
c.1.1	Sistema de combustible del motor Rolls Royce Viper 522	35
c.1.2	Sistema de aire del motor Rolls Royce Viper 522	36
c.1.3	Sistema de lubricación del motor Rolls Royce Viper 522	37
2.9	INSPECCIONES	38
2.9.1	Inspecciones programadas.....	39
2.9.2	Inspección no programada	39
2.9.3	Inspecciones de 50 y 100 horas	43
2.9.4	Inspecciones progresivas	45
2.9.5	Chequeos Pre-fly.....	46
2.8	ENGINE TRIMMING.....	47
2.8.1	Como recortar para el vuelo nivelado	48
2.8.2	Pestañas ajustables en el suelo	49
2.8.3	Ajuste de las aletas de centrado fijas	50
2.8.4	Ajuste de las pestañas de recorte fijas	51
2.8.5	La línea central del motor de compensación	53
2.8.6	ENGINE TIMMING DEL HAWKER SIDDELEY HS-125	54
a.	Acciones preliminares previas a la ejecución en tierra.....	54
b.	Drenaje Primer.	57
c.	Limitaciones de funcionamiento en tierra - Rolls Royce Bristol Viper 522.....	58

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1	Preliminares	60
3.2	Medidas de seguridad	61
3.3	Herramientas y equipos utilizados para el trimming del motor	62
3.4	Procedimientos para instalación de los motores de la aeronave	63
a.	Elevación e instalación del motor	66

3.4	Procedimientos para ajuste de corrida en tierra de los motores de la aeronave	69
3.4.1	Procedimientos para el ajuste de velocidad de ralentí.	69
3.4.2	Procedimientos para el ajuste de la tasa de aceleración	70
3.5	Procedimientos para limpieza de tanques de combustible de la aeronave	71
3.6	Limitaciones para corrida en tierra de la aeronave	75
3.6.1	General	75
3.6.2	Lubricación.....	77
3.7	Arranque, parada y monitoreo de la aeronave.....	79
3.7.1	Lista de chequeo interna preliminar de Pre-arranque	79
3.7.2	Lista de chequeo de arranque	81
3.7.3	Lista de chequeo de monitoreo del motor.....	84
3.7.4	Test de baja potencia.	87
3.7.5	Test de alta potencia.	89

CAPÍTULO IV

4.1 CONCLUSIONES	91
4.2 RECOMENDACIONES	92
GLOSARIO DE TÉRMINOS	93
ABREVIATURAS.....	95
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS	96
ANEXOS.....	98

ÍNDICE DE ANEXOS

ANEXO A: Manual de Mantenimiento del Motor Rolls Royce Viper 522, Chapter 71,

Remoción/Instalación del Motor.

ANEXO B: Manual de Mantenimiento del Motor Rolls Royce Viper 522, Chapter 71,
Ajuste/Prueba del Motor.

ANEXO C: Manual de Mantenimiento de la Aeronave Hawker Siddeley 125-400, Chapter
28, Descripción/Operación.

ANEXO D: Manual de Mantenimiento de la Aeronave Hawker Siddeley 125-400,
Chapter 28, Limpieza/Pintura.

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Dimensiones (mm)	20
Tabla 2. Parámetros generales de durante etapas de trabajo.....	77
Tabla 3. Parámetros para test de baja potencia.....	87
Tabla 4. Parámetros para test de alta potencia.....	89

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Heinkel He 178, primer avión turbojet del mundo.	6
Figura 2. Motor a reacción seccionado	8
Figura 3. Motor a reacción seccionado	14
Figura 4. Avión Hawker Siddeley incautado	21
Figura 5. Avión Hawker HS 125.....	25
Figura 6. Dimensiones del avión Hawker Siddeley HS 125-400	26
Figura 7. Detalles externos del motor derecho I	29
Figura 8. Detalles externos del motor derecho II	29
Figura 9. Pared de fuego	30
Figura 10. Puntos de ventilación del motor	32
Figura 11. Motor Rolls Royce Viper 522	34
Figura 12. Inspecciones	39
Figura 13. Chequeos Pre-fly.....	46
Figura 14. Sistema electrónico del motor.....	48
Figura 15. Trimming for cruise	53
Figura 16. Áreas de peligro.	56
Figura 17. Uso de equipo de protección de manos.....	61
Figura 18. Planta externa.	62
Figura 19. Juego de copas y llaves en pulgadas.	62
Figura 20. Diagonal, alicate, destornilladores.	63
Figura 21. Limpieza de los carenados del motor.	64
Figura 22. Limpieza de la unión del fuselaje.	64
Figura 23. Motor completo.....	65
Figura 24. Posicionamiento del motor al nivel de la instalación.	65
Figura 25. Aeronave frenada con topes en las ruedas.....	66
Figura 26. Elevación del motor.	67
Figura 27. Liberación de la eslinga.	67
Figura 28. Conexión del arnés eléctrico superior del motor.	68
Figura 29. Conexión de cableado de la pared de fuego.....	68
Figura 30. Drenado de combustible, con presencia de contaminación.	71
Figura 31. Alimentación de combustible al motor.	72
Figura 32. Remoción de las tapas sobre las alas.	73
Figura 33. Flujo de combustible.....	73
Figura 34. Instalación de las tapas sobre las alas.	74
Figura 35. Relación de velocidad de Ralentí con la presión ambiente.	76

RESUMEN

En la presente monografía se detalla los procesos necesarios para realizar el trimming del motor Viper del Avión Hawker Siddeley HS 125-400 en el campus de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE. El trimming es un procedimiento de mantenimiento que se realiza en los motores turbina que cumplen con el ciclo brayton, el cual se enfoca en el ajuste del control de combustible para que de esta manera las RPM's de ralenti en el motor se ajusten obteniendo así valores específicos de los gases de escape y una relación de presión. En primera instancia se detalla el tema de la presente monografía seguido se indican los objetivos para la obtención de los resultados deseados. El Capítulo II, está enfocado en la información general de la aeronave Hawker Siddeley HS 125-400 con matrícula XB-ILD seguido está detallada la información de los motores que conforman la aeronave. En el desarrollo se detalla todos los procesos realizados para la calibración de los componentes de partes móviles, limpieza de sistema de combustible y parámetros estipulados por el fabricante para el arranque del motor; todo esto se llevó a cabo basándonos en manuales proporcionados por el fabricante y siguiendo procesos técnicos para cumplir con éxito esta monografía.

PALABRAS CLAVE:

- **AERONAVES - MOTORES**
- **AERONAVE HAWKER SIDDELEY HS 125-400**
- **AERONAVES - MANTENIMIENTO**

ABSTRACT

The present monograph details the necessary processes to perform the trimming of the Viper engine of the Hawker Siddeley HS 125-400 aircraft on the campus of the Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE. The trimming is a maintenance procedure performed on turbine engines that comply with the brayton cycle, which focuses on the adjustment of the fuel control so that the idle RPM's in the engine are adjusted thus obtaining specific values of exhaust gases and a pressure ratio. In the first instance, the subject of the present monograph is detailed, followed by the objectives for obtaining the desired results. Chapter II focuses on the general information of the Hawker Siddeley HS 125-400 aircraft with XB-ILD registration, followed by detailed information on the engines that make up the aircraft. Finally, the development details all the processes carried out for the calibration of the components of moving parts, fuel system cleaning and the manufactured parameters establish to do the engine starting, based on manuals provided by the manufacturer and following technical processes to successfully carry out this monograph.

KEYWORDS:

- **AIRCRAFT – ENGINE**
- **HAWKER SIDDELEY HS 125-400 AIRCRAFT**
- **AIRCRAFT – MAINTENANCE**

CAPÍTULO I

TEMA

“INSPECCIÓN Y TRIMMING DE LOS MOTORES 1 Y 2 DEL AVIÓN HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRÍCULA XB-ILD MEDIANTE EL MANUAL DE MANTENIMIENTO DEL MOTOR PERTENECIENTES A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS-ESPE”

1.1 Antecedentes

El Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico–ITSA, es 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, a partir DE ESTE HITO HISTÓRICO el Instituto brinda sus actividades educativas a los jóvenes de nuestro país brindando diferentes campos laborales en la industria aeronáutica y en la industria en general.

El 13 de enero de 2014, el Honorable Consejo Universitario Provisional de la Universidad de las Fuerzas Armadas–ESPE, resuelve aprobar la creación de la Unidad de Gestión de Tecnologías–UGT, fortaleciendo así la unificación del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico–ITSA a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE.

La Unidad de Gestión de Tecnologías–ESPE en la actualidad posee varios laboratorios, talleres totalmente equipados, y aviones escuela, que están adecuados para realizar tareas de inspección, mantenimiento, remoción e instalación de componentes accediendo de esta manera los estudiantes de Mecánica Aeronáutica adquieran conocimientos de calidad en base a la práctica conjugando con la teoría, que favorece el progreso profesional de los educandos de esta célebre Institución. El avión HAWKER SIDDELEY 125-400 con matrícula XB-ILD se encuentra inoperativo por haber perdido su aeronavegabilidad, ubicándose en el campus de la Unidad Gestión de Tecnologías.

1.2 Planteamiento del problema

La carrera de Mecánica Aeronáutica de la Unidad de Gestión de Tecnologías cuenta con una aeronave de característica turbo jet para adiestramiento. Por el pasar del tiempo se ha visto afectada por situaciones que conllevan a su inoperatividad e inadecuadas para su uso, por lo tanto, sufrió deterioro y pérdida de algunos mecanismos (componentes) lo que provoca una inoperatividad en los propulsores, los cuales son fuente fundamental para el desarrollo teórico práctico de los estudiantes de la carrera de Mecánica Aeronáutica.

Al verse afectado la funcionalidad de la aeronave, no existe un desenvolvimiento de los estudiantes al cien por ciento en materias netamente prácticas, en lo cual se ve

limitado el desarrollo continuo del aprendizaje de los estudiantes en los contenidos de ciertas materias que tienen como guía el avión escuela de la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE.

En aviación los componentes que tienen una vida limitada según su condición necesitan de mantenimiento para alargar su vida útil, al no desarrollar este tipo de proyectos, se puede catalogar componentes como obsoleto e incluso condición inservible; por lo que, la inspección y el trimming darán como resultado una interpretación de parámetros acerca de la condición de los motores para conocimiento de los estudiantes de la carrera de Mecánica Aeronáutica de la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE.

1.3 Justificación e Importancia

La Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE está calificada dentro de los centros de educación superior de alto nivel en el Ecuador e internacionalmente, parte importante de esto es la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE que oferta la carrera de Mecánica Aeronáutica; única en el país, es por esto que la excelencia es parte de su historia y oferta, dicha carrera cuenta con material de adiestramiento imprescindible que deben estar en buen estado para la formación de futuros mecánicos para que lleguen a tener una efectividad del cien por ciento para que de esta manera se puedan optimizar al máximo las tareas de inspección y mantenimiento desarrollando destrezas de alto nivel.

Tanto docentes como estudiantes se verán beneficiados al tener el avión y componentes operativos, garantizando una funcionalidad lo que contribuirá al desarrollo de destrezas técnicas tanto teóricas y prácticas mediante conocimientos del proceso a seguir en el desmontaje, montaje de los motores e inspección de los mismos.

Este proyecto es factible porque garantiza la preservación de los componentes y operatividad de mismos; además ofrecerá la optimización del aprendizaje para los estudiantes al tener componentes servibles, en forma teórica como práctica permitiéndoles acceder al conocimiento claro y preciso de prácticas estándar de mantenimiento en aeronaves ejecutivas como este tipo de turbo jet, mejorando así un óptimo desenvolvimiento de las prácticas pre-profesionales y posterior en su vida profesional.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo General

- Realizar la inspección Y Trimming de los motores 1 y 2 del avión Hawker Siddeley 125-400 mediante el manual de mantenimiento del motor perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE.

1.4.2 Objetivos Específicos

- Recopilar información de los motores Rolls-Royce Viper a través de documentación técnica para facilitar el estudio de los mismos y mejorar las prácticas de mantenimiento.
- Inspeccionar los motores Rolls-Royce Viper y análisis del trimming mediante documentación e información técnica para la verificación de parámetros.
- Realizar del trimming de los motores Rolls-Royce Viper y análisis de parámetros de operación.

1.5 Alcance

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

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 Historia de los motores turbojet

Turbojet, un motor a reacción en el que un compresor impulsado por turbina aspira y comprime el aire, forzándolo a una cámara de combustión en la que se inyecta combustible. La ignición hace que los gases se expandan y se precipiten primero a través de la turbina y luego a través de una boquilla en la parte trasera. El empuje hacia delante se genera como reacción al impulso hacia atrás de los gases de escape. (BRITANICA, 2008)

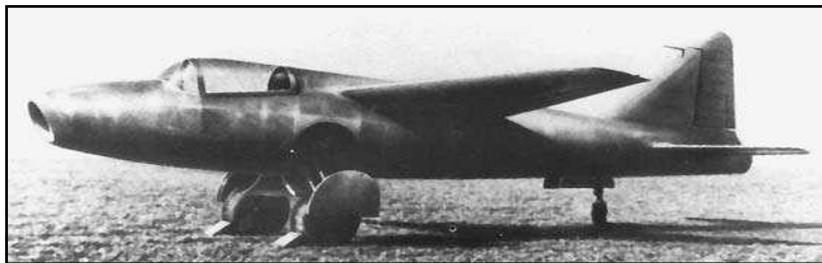


Figura 1. Heinkel He 178, primer avión turbojet del mundo.

Fuente: (ECUATORIANA, 2000)

El primer avión propulsado por turborreactor tipo Heinkel He 178, voló en Alemania en 1939, Sir Frank Whittle ideó un turborreactor algunos años antes en Inglaterra, pero el primer vuelo con su motor no tuvo lugar hasta 1941.

Durante la década de 1960 el turbofan , o fan-jet fue una modificación del turboreactor, entró en uso común, parte del aire entrante se deriva alrededor de la cámara de combustión y se acelera hacia atrás por un ventilador operado por turbina.

El turbo ventilador mueve una masa de aire mucho mayor que el turboreactor simple, proporcionando ventajas en potencia y economía, este motor fue comparado con el motor "ramjet". (BRITANICA, 2008)

2.1.1 El hombre detrás del motor a reacción

Hans von Ohain de Alemania fue el diseñador del primer motor a reacción operativo, aunque el crédito por la invención del motor a reacción fue para Frank Whittle, de Gran Bretaña. Whittle, quien registró una patente para el motor turboreactor en 1930. Ohain obtuvo una patente para su motor turboreactor en 1936 y se unió a la Compañía Heinkel en Rostock, Alemania.

En 1937 había construido un motor de demostración, en 1939, realizó un avión a reacción completamente operativo, el He 178. Poco después, Ohain dirigió la construcción del He S.3B, el primer motor turboreactor de flujo centrífugo completamente operativo.

Este motor se instaló en el avión He 178, que realizó el primer vuelo de un avión Ohain desarrolló un motor mejorado, el He S.8A, que fue lanzado por primera vez el 2 de abril de 1941. Este motor, sin embargo, el diseño fue menos eficiente. (MIND, 2005)

Durante sus 32 años de servicio en el gobierno de EE. UU., Ohain publicó más de 30 documentos técnicos y registró 19 patentes de EE. UU. En 1991, Ohain fue honrado por la Academia Nacional de Ingeniería de EE. UU. Con el Premio Charles Stark Draper como pionero de la era del jet. Ohain murió el 13 de marzo de 1998 en su casa de Melbourne, Florida. (KFIR G, 2004)

2.2 Funcionamiento del motor a reacción

Este diagrama simplificado le muestra el proceso a través del cual un motor a reacción convierte la energía en combustible en energía cinética que hace que un avión se eleve por el aire. (FULL, 2019)

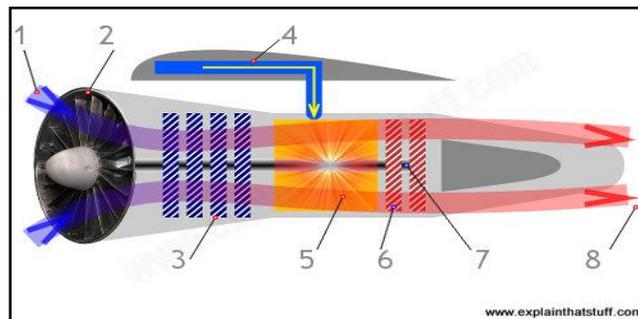


Figura 2. Motor a reacción seccionado

Fuente: (Flickr Hive Mind, 2005)

Para un jet que va más lento que la velocidad del sonido, el motor se mueve por el aire a aproximadamente 1000 km / h (600 mph).

Un ventilador en la parte delantera aspira el aire frío del motor y la fuerza a través de la entrada. Esto ralentiza el aire en aproximadamente un 60% y sus velocidades aproximadamente de 400 km / h (240 mph).

Un segundo ventilador llamado compresor exprime el aire (aumenta su presión) unas ocho veces, y esto aumenta dramáticamente su temperatura, el queroseno (combustible líquido) se vierte en el motor de un tanque de combustible de la aeronave. (FULL, 2019)

En la cámara de combustión, justo detrás del compresor, el queroseno se mezcla con el aire comprimido y arde ferozmente, emitiendo gases de escape calientes y produce un gran aumento de temperatura. La mezcla ardiente alcanza una temperatura de alrededor de 900 ° C (1650 ° F).

Los gases de escape pasan rápidamente por un conjunto de palas de turbina , haciéndolos girar como un molino de viento, las palas de la turbina están conectadas a un eje largo (representado por la línea gris media) que recorre la longitud del motor. El

compresor y el ventilador también están conectados a este eje si la turbina gira, también hacen girar el compresor y el ventilador. (FULL, 2019)

Los gases de escape calientes salen del motor a través de una boquilla de escape cónica, el diseño cónico de la boquilla de escape ayuda a acelerar los gases a una velocidad de más de 2100 km / h (1300 mph). Por lo tanto, el aire caliente que sale del motor por la parte trasera viaja más del doble de la velocidad del aire frío que ingresa por la parte delantera, y eso es lo que impulsa el avión. (FULL, 2019)

En resumen, puede ver que cada parte principal del motor hace algo diferente a la mezcla de aire o combustible que pasa a través de:

- *Compresor*: aumenta drásticamente la presión del aire (y, en menor medida) su temperatura.
- *Cámara de combustión*: aumenta drásticamente la temperatura de la mezcla de aire y combustible al liberar energía térmica del combustible.
- *Boquilla de escape*: aumenta drásticamente la velocidad de los gases de escape, alimentando así el avión. (FULL, 2019)

2.3. El proceso de fabricación

La construcción y el ensamblaje de los componentes de un motor a reacción llevan aproximadamente dos años, después de un período de diseño y prueba que puede tomar hasta cinco años para cada modelo.

2.3.1 Componentes de construcción - aspa del ventilador

En primer lugar, se fabrican individualmente como parte de subconjuntos; Los subconjuntos se unen para formar el motor. Una de esas partes es el aspa del ventilador, situada en la parte delantera del motor. Cada aspa del ventilador consiste en dos pieles de aspas moldeando por titanio y fundido en una prensa caliente. Cuando se quita, cada piel de la cuchilla se suelda a una pareja, con una cavidad hueca en el centro. Para aumentar la resistencia del producto final, esta cavidad se llena con un panal de titanio.

a. Disco compresor

El disco, el núcleo sólido al que están unidas las palas del compresor, se asemeja a una rueda grande con muescas. Debe ser extremadamente fuerte y estar libre de imperfecciones incluso diminutas. Durante mucho tiempo, la forma más popular de

fabricar el disco consistió en cortar a máquina una pieza en bruto de metal de la forma deseada.

Hoy, sin embargo, cada vez más fabricantes utilizan un método más sofisticado llamado metalurgia de polvos, consiste en verter metal fundido en un plato giratorio que gira rápidamente y lo rompe en millones de gotas microscópicas que se vuelven a levantar casi de inmediato, debido al giro de la mesa.

Cuando salen de la mesa, la temperatura de las gotas cae repentinamente (aproximadamente 2,120 grados Fahrenheit, 1,000 grados Celsius, en medio segundo), lo que hace que se solidifiquen y formen un polvo de metal de grano fino. El polvo resultante es muy puro porque se solidifica demasiado rápido para recoger contaminantes.

En el siguiente paso, el polvo se empaqueta en una caja de formación y se pone al vacío. Vibrado, el polvo se tamiza hacia abajo hasta que está bien apretado en la caja; el vacío garantiza que no se desarrollen bolsas de aire. La caja se sella y se calienta a alta presión (aproximadamente 25,000 libras por pulgada cuadrada) el disco se forma en una máquina de corte grande y se atornilla a las aspas del ventilador.

b. Palas del compresor

La fundición, un método extremadamente antiguo, todavía se utiliza para formar las palas del compresor. En este proceso, la aleación a partir de la cual se formarán las cuchillas se vierte en un molde de cerámica, se calienta en un horno y se enfría. Cuando se rompe el molde, las cuchillas se mecanizan hasta su forma final.

c. Cámara de combustión

Las cámaras de combustión deben mezclar aire y combustible en un espacio pequeño y trabajar durante períodos prolongados en condiciones de calor extremo. Para lograr esto, el titanio se alea para aumentar su ductilidad, su capacidad de forma, luego se calienta antes de verterlo en varios moldes de segmento discretos y muy complejos. Las secciones se eliminan de sus moldes, se dejan enfriar y se sueldan juntos antes de ser montados en el motor.

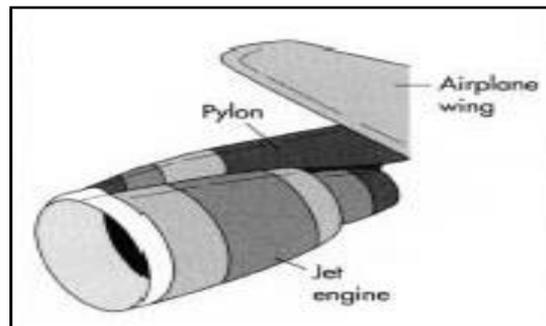


Figura 3. Motor a reacción seccionado

Fuente: (Flickr Hive Mind, 2005)

Un motor a reacción está montado en el ala del avión con una torre. El pilón (y el ala) deben ser muy fuertes, ya que un motor puede pesar hasta 10,000 libras.

d. Disco de turbina y palas

El disco de la turbina está formado por el mismo proceso de metalurgia utilizado para crear el disco del compresor. Sin embargo, las palas de la turbina se fabrican mediante un método algo diferente al utilizado para formar las palas del compresor, ya que están sometidas a una tensión aún mayor debido al intenso calor de la cámara de combustión que se encuentra justo delante de ellas.

Primero, se forman copias de las cuchillas vertiendo cera en moldes de metal. Una vez que se ha fraguado cada forma de cera, se retira del molde y se sumerge en un baño

de lechada de cerámica, formando un recubrimiento cerámico de aproximadamente 0.25 pulgadas (.63 centímetros) de espesor. Cada grupo se calienta para endurecer la cerámica y derretir la cera. El metal fundido ahora se vierte en el hueco dejado por la cera derretida.

Los granos de metal en la cuchilla están alineados paralelos a la cuchilla mediante un proceso llamado solidificación direccional. El proceso de solidificación tiene lugar en hornos controlados por computadora en los que las cuchillas se calientan cuidadosamente de acuerdo con especificaciones precisas. Los granos de metal asumen la configuración correcta a medida que se enfrían después de su extracción de los hornos.

Las etapas siguientes y finales en la preparación de las palas de la turbina son la conformación de máquinas y la perforación con láser o la erosión por chispa. Los agujeros están formados por un pequeño rayo láser o por erosión por chispa, en la cual se permite que chispas controladas cuidadosamente coman agujeros en la cuchilla.

e. Sistema de escape

El conducto interno y los quemadores posteriores del sistema de escape están moldeados de titanio, mientras que el conducto externo y la góndola (la carcasa del motor) están formados de Kevlar. Después de que estos tres componentes se hayan soldado en un subconjunto, todo el motor está listo para ser ensamblado. (Harris, s.f.)

2.4. Ventajas y desventajas de los motores a reacción

Entonces, ¿Por qué el tanque M-1 usa un motor de turbina de gas de 1,500 caballos de fuerza en lugar de un motor diésel?

Resulta que hay dos grandes ventajas de la turbina sobre el diésel:

- Motores de turbina de gas tienen una gran relación potencia-peso en comparación con motores alternativos . Es decir, la cantidad de potencia que obtiene del motor en comparación con el peso del motor en sí es muy buena.
- Los motores de turbina de gas son más pequeños que sus equivalentes alternativos de la misma potencia.

La principal desventaja de las turbinas de gas es que, en comparación con un motor alternativo del mismo tamaño, son caras. Debido a que giran a velocidades tan altas y debido a las altas temperaturas de operación, diseñar y fabricar turbinas de gas es un problema difícil tanto desde el punto de vista de ingeniería como de materiales. Las turbinas de gas también tienden a usar más combustible cuando están inactivas, y prefieren una carga constante en lugar de fluctuante. Eso hace que las turbinas de gas sean excelentes para cosas como aviones a reacción transcontinentales y plantas de energía, pero explica por qué no tiene una debajo del capó de su automóvil. (Brain, 2000)

2.5 TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET DEL MOTOR ROLLS ROYCE VIPER 522.

General

1. Type/ Model

Type: Viper

Models: Viper 521, Viper 522, Viper 601-22

2. Type Certificate Holder

Rolls-Royce Deutschland Ltd & Co KG

Eschenweg 11

Dahlewitz

15827 Blankenfelde-Mahlow

Germany

DOA ref.: EASA.21J.065

formerly (until 20 February 2019):

Rolls-Royce plc

62 Buckingham Gate

Westminster

London

SW1E 6AT

United Kingdom

former Design Organisation Approval No.: EASA.21J.035

3. Manufacturer

Rolls-Royce plc

4. Date of Application

Not identified.

5. Certification Reference Date

Not identified¹

¹ As the application date for the individual models could not be identified (see 4. The reference date for determining the applicable airworthiness requirements are also not identified.

6. EASA Type Certification Date

Viper 521: 13 August 1964

Viper 522: 17 May 1966

Viper 601-22: 21 August 1972

2.5.1 Description

Turbojet comprising an 8 stage axial compressor, annular combustion chamber, single (Viper 521 and Viper 522) stage or 2 stage (Viper 601-22) axial flow turbine and mechanical control system

2.5.2 Dimensiones (mm)

Tabla 1

Dimensiones (mm)

	Length	Width	Height
Viper 521	2160.3	716.3	834.4
Viper 522	2160.3	716.3	834.4

Fuente: (EASA, 2019)

2.6 Avión Jet Hawker Siddeley HS 125-400 su historia.

El avión Jet Hawker Siddeley HS 125-400 con matrícula mexicana XB-ILD fue propiedad de César Fernández (ex gobernador de Manabí y sospechoso de narcotráfico) la aeronave fue incautada en el caso de narcotráfico llamado “Aniversario” era utilizado para transporte personal de César Fernández, cubría rutas de México a Ecuador ya que se comprobó que Fernández trabajaba para el Cartel de narcotráfico de Sinaloa. (ECUATORIANA, 2000)

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

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

La aeronave siguió siendo propiedad del Servicio de Gestión Inmobiliaria del Sector Público INMOBILIAR y fue trasladado al Aeropuerto Internacional “Cotopaxi” específicamente al hangar de la DIAF (Dirección de Industria Aeronáutica de la Fuerza Aérea Ecuatoriana). Debido a que la aeronave se encontraba inoperativa y ocupaba espacio en el interior del hangar, fue trasladada a la plataforma militar del ALA DE TRANSPORTE N°11.

La Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE, mediante de realizar los trámites respectivos, consiguió que INMOBILIAR donará la aeronave a la institución para que sea utilizada como avión de instrucción para los estudiantes de la Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE.



Figura 4. Avión Hawker Siddeley incautado

Fuente: (EL UNIVERSO, 2004)

2.7 Información general del Avión Jet Hawker Siddeley HS-125

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

2.7.1 Desarrollo del Hawker Siddeley HS-125

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

Cuando Hawker Siddeley Aircraft se fusionó con British Aircraft Corporation para formar British Aerospace en 1977, el nombre fue cambiado al de BAe 125. Sin embargo, cuando British Aerospace vendió su división de reactores ejecutivos a Raytheon en 1993, el reactor adquirió el nombre de Raytheon Hawker. El fuselaje, alas y cola eran hasta ese día totalmente ensamblado y parcialmente equipado (controles de vuelo primarios y

secundarios) en la planta británica de Airbus en Broughton, a las afueras de Chester, los sub-ensamblajes se producían en Buckley, también de Airbus.

Todos los componentes de ensamblaje fueron entonces enviados a Wichita, Kansas en los Estados Unidos, para ser ensamblados en 1996. Más de 1.000 aviones han sido construidos, debido al interés de la Fuerza Aérea Uruguaya en una aeronave HS125 700a su precio en el mercado de usados se disparó a U\$S 1 000 000 por unidad. (Göde, 2016)

2.7.2 Variantes del Hawker Siddeley HS-125

- **DH.125 Series 1** - Primera versión producida, 8 construidos.
- **DH.125 Series 1A/1B** - mejorado con motores Bristol Siddeley Viper521 (Series 1A) o 522 (Series 1B) con 13,8 kN de empuje cada uno.
- **HS.125 Series 2** - entrenador de navegación para la RAF, conocido en servicio como el Dominie T.Mk.1 - (Rolls Royce Viper 301)
- **HS.125 Series 3** - mejora de motores
- **HS.125 Series 400** - mejora de motores
- **HS.125 Series 600** - 3 pies 1 pulgada (0,94 m) de ampliación de longitud hasta incrementar la capacidad a los catorce pasajeros.
- **HS.125 Series 700** - motores turbo fan Honeywell TFE731-3RH con 16,6 kN de empuje cada uno. Primer vuelo el 19 de junio de 1976.

- **HS.125 Protector** - basado en las Series 700. Avión patrullero marítimo con radar de búsqueda y cámaras.
- **BAe 125 Series 800** - incremento de envergadura, afilado de morro, ampliación de cola, incremento de capacidad de combustible, primer reactor ejecutivo equipado con EFIS, motores mejorados, primer vuelo el 26 de mayo de 1983.
- **Hawker 800** - BAe 125-800 tras 1993.
- **Hawker 800XP** - motores TFE731-5BR1H turbo fan con 20,8 kN de empuje cada uno.
- **Hawker 800SP y 800XP2** - Nueva designación para el 800A/B y el 800XP y equipado con winglets.
- **Hawker 850XP** - 800XP con winglets e interiores mejorados.
- **Hawker 900XP** - 850XP con motores turbo fan Honeywell TFE731-50R para incrementar el alcance y las situaciones de trabajo.
- **Hawker 750** - 800XP con un interior ligero y compartimento de equipaje ampliado en lugar del tanque de combustible ventral.
- **C-29A** - Series 800 para la USAF para reemplazar el Lockheed C-140A.
- **U-125** - basado en las Series 800 como avión para inspección de vuelo para Japón (similar al C-29A).
- **U-125A** - basado en las Series 800 es un avión SAR para Japón.
- **BAe 125 Series 1000** - versión intercontinental del Series 800, 2 pies 9 pulgadas (0,84 m) de ampliación de fuselaje para incrementar su capacidad hasta quince pasajeros, incrementar la capacidad de combustible y, motores turbo fan Pratt &

Whitney Canadá PW-305 con 23,2 kN de empuje cada uno, primer vuelo el 16 de junio de 1990, 52 construidos.

- **Hawker 1000** - BAe 125-1000 tras 1993.
- **Handley Page HP.130** - Una propuesta de 1965 que no llegó a ser construida. Iba a contar con dos motores Bristol Siddeley Viper 520 de 3.000 lb de empuje.



Figura 5. Avión Hawker HS 125

Fuente: (Flickr Hive Mind, 2005)

2.7.3 Especificaciones del Hawker Siddeley HS 125-400

- **Fabricante:** Hawker Siddeley
- **Modelo:** HS.125 Series 400A
- **Año de construcción:**1969
- **Número de construcción:**25190
- **Tipo de aeronave:** Multi-motor de ala fija
- **Número de motores:**2

- **Tipo de motor:** Turborreactor
- **Fabricante y modelo de motor:** Rolls Royce Viper 522 de 14,9 kN (3360 lb)
- **Rendimiento:** Velocidad de crucero a larga distancia 724km / h (390kt), velocidad inicial de subida 4800ft / min, rango con carga útil de 454kg (1000lb) y reservas 2835km (990nm).
- **Peso:** Funcionamiento típico en vacío 5557 kg (12,260lb), despegue máximo 10,569kg (23,300lb).
- **Dimensiones:** Envergadura 14.32m (47 ft), longitud 14.42m (47 ft 5 in), altura 5.26m (17ft 3in). Área del ala 32.8m² (353 ft²).
- **Capacidad:** Tripulación de vuelo de 2 personas. Varias configuraciones interiores opcionales se ofrecen según la preferencia del cliente. Asientos máximos para cabina principal para 12 personas.
- **Producción:** Las ventas totales del HS-125 hasta la serie 600 llegaron a 358, incluida la serie 2 Dominie para la RAF de Gran Bretaña. Más de 230 permanecen en uso.

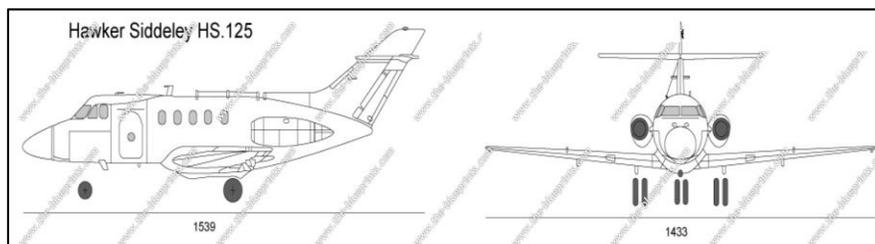


Figura 6. Dimensiones del avión Hawker Siddeley HS 125-400

Fuente: (Saranga, 2016)

2.8 Motores del avión HAWKER SIDDELEY HS 125-400

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

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

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

El cowling y las partes de la nariz del motor y de admisión están 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.

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

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

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

2.8.1 Estructura de los motores

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

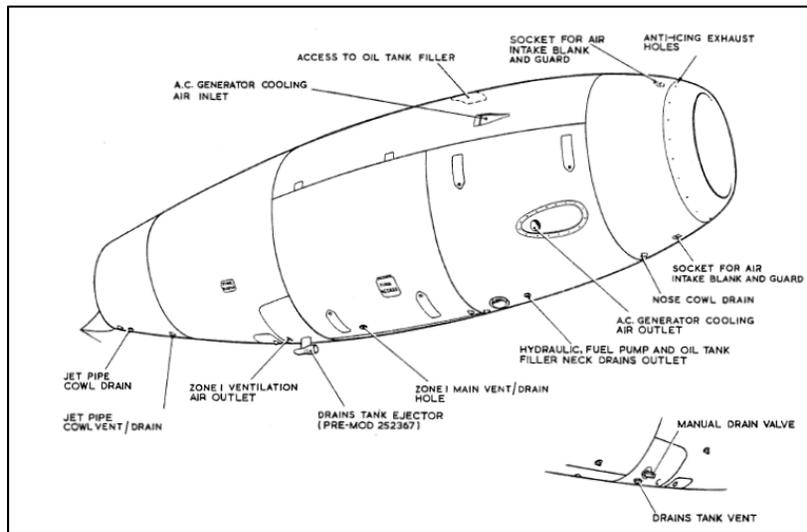


Figura 7. Detalles externos del motor derecho I

Fuente: (ROLLS - ROYCE, 1964)

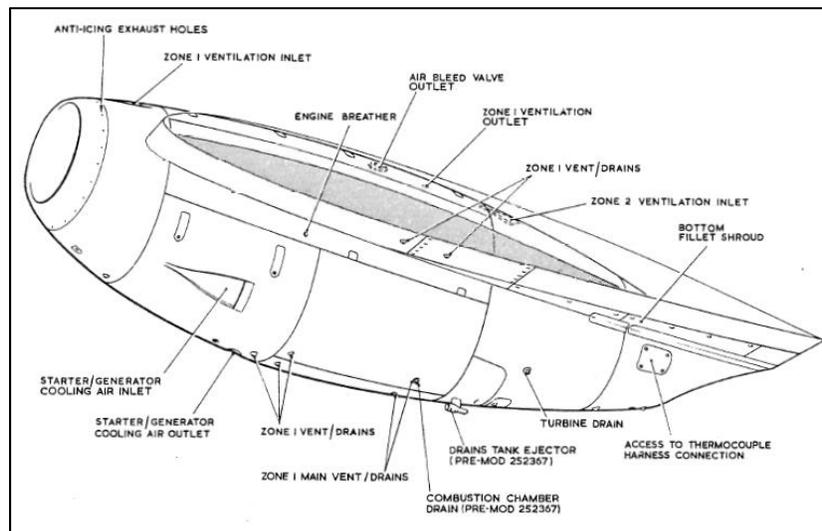


Figura 8. Detalles externos del motor derecho II

Fuente: (ROLLS - ROYCE, 1964)

a. Pared de fuego

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

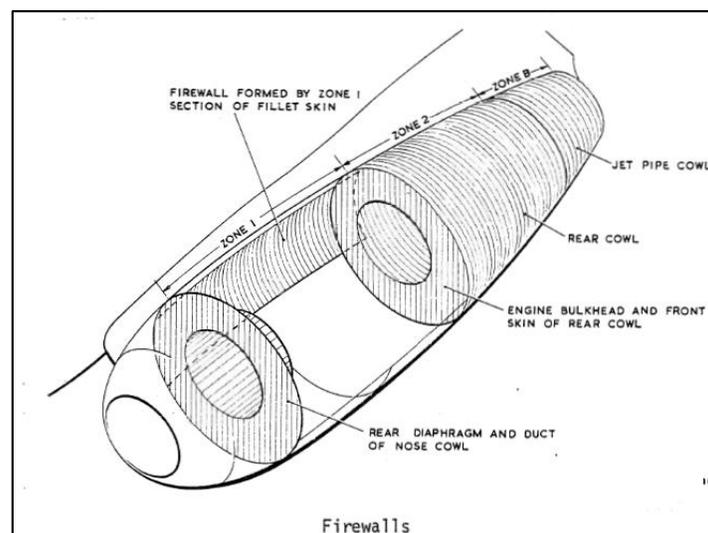


Figura 9. Pared de fuego

Fuente: (ROLLS - ROYCE, 1964)

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

a.1. Zona 1

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

a.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.

b. Ventilación de los motores

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

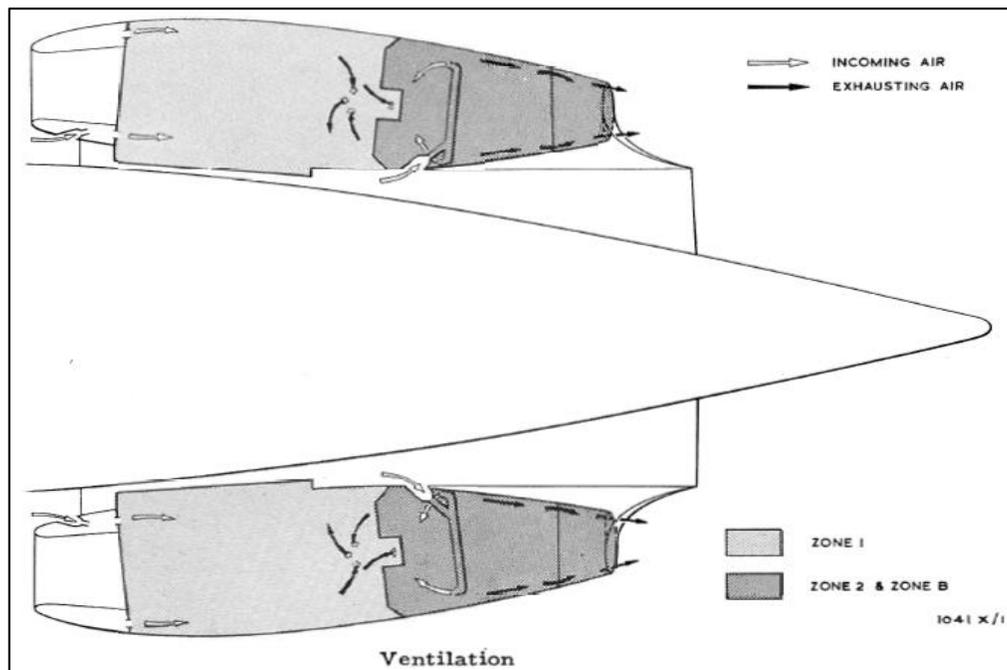


Figura 10. Puntos de ventilación del motor

Fuente: (ROLLS - ROYCE, 1964)

b.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. 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.

b.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.

c. Descripción general del motor Rolls Royce Viper 522

El motor Viper 522 es un motor de flujo axial directo. El aire que entra en el motor se dirige hacia el compresor por medio de unos álabes guía de entrada. A medida que el aire se mueve a través de las etapas del compresor, su presión aumenta. Cuando el flujo sale del compresor, un conjunto de palas rectificadoras de flujo de dos etapas alimenta el aire comprimido a la sección de combustión. La cámara de combustión es anular y utiliza 12 quemadores de vaporización de tipo "bastón" como el método principal de

quemado de combustible. Cuando se arranca el motor, se utilizan seis "quemadores de atomización" de arranque, que son apagados por el control del motor cuando se alcanza la presión del combustible primario mediante la válvula de aumento de presión (PIV). (Johansson, 2016)

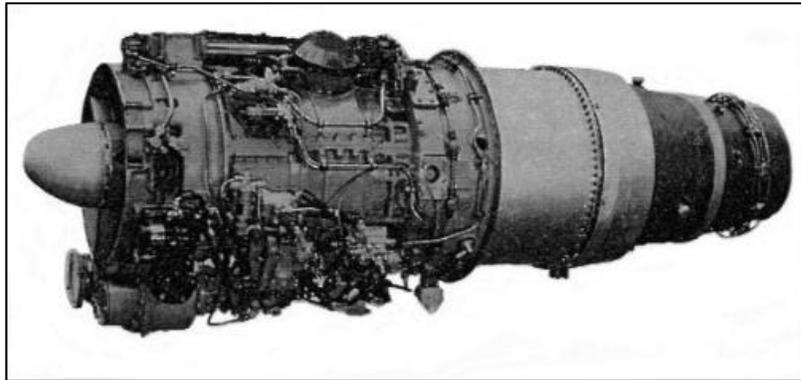


Figura 11. Motor Rolls Royce Viper 522

Fuente: (Johansson, 2016)

c.1. Especificaciones del motor Rolls Royce Viper 522

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

Compresor..... Flujo axial de ocho etapas

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

Turbina..... Etapa única

Tubo de chorro..... Cono

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

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

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

c.1.1. Sistema de combustible del motor Rolls Royce Viper 522

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

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

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

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

c.1.2 Sistema de aire del motor Rolls Royce Viper 522

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

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

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

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

c.1.3 Sistema de lubricación del motor Rolls Royce Viper 522

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

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

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

2.9 INSPECCIONES

La inspección de aeronaves ayuda a mantener una aeronave en un estado en el que puede volar de manera segura. Si bien un avión puede tener un entorno de hangar, nunca ha sido una necesidad. Las razones para llevar a cabo una inspección no programada de la aeronave pueden incluir mantener la aeronavegabilidad de la aeronave y mantenerla en servicio. La disponibilidad de un avión es muy importante y garantiza que pueda cumplir con todos sus viajes programados. Los tipos de inspecciones de aeronaves se pueden dividir en dos grandes categorías, que incluyen inspecciones programadas y no programadas. (AircraftCompare.com, 2020)

El mantenimiento programado y no programado y las inspecciones de aeronaves son necesarias para que todas las aeronaves se aseguren de que sean seguras para volar y estar en condiciones de aeronavegabilidad. Algunas inspecciones y programas de mantenimiento son conocidos tanto por la tripulación de cabina como por los técnicos de aeronaves. (AircraftCompare.com, 2020)



Figura 12. Inspecciones

Fuente: (AircraftCompare.com, 2020)

2.9.1 Inspecciones programadas

La inspección programada de la aeronave se refiere a cualquier mantenimiento preventivo que la tripulación de cabina o los técnicos realizan a intervalos regulares. Incluye exámenes anuales, inspecciones de 100 horas, comprobaciones previas al vuelo e inspecciones progresivas para garantizar que una aeronave esté lista para volar y en condiciones de aeronavegabilidad. (AircraftCompare.com, 2020)

2.9.2 Inspección no programada

La inspección no programada de la aeronave puede ocurrir cada vez que se sospecha que un componente ha funcionado mal. En resumen, la inspección de aeronaves no programadas se refiere a cualquier mantenimiento imprevisto. La

inspección no programada de la aeronave puede ocurrir después de que la tripulación de cabina encuentre un problema con una aeronave durante la inspección previa al vuelo. La inspección no programada de la aeronave puede ocurrir cuando se encuentra un problema durante la inspección progresiva, anual o de 100 horas o después de un mal funcionamiento del vuelo. (AircraftCompare.com, 2020)

Ejemplos de inspección de aeronaves no programadas pueden ser cualquier cosa, desde la bomba de vacío cortada, el puntal del tren de aterrizaje bajo, problemas en vuelo hasta un neumático desgastado. La alta caída de magneto durante el arranque y el motor en mal estado son las principales razones por las que se realiza una inspección no programada de la aeronave. (AircraftCompare.com, 2020)

Tras el descubrimiento, la tripulación de cabina debe informar un problema potencial al equipo técnico y completar una solicitud de inspección no planificada. Luego, la aeronave se pondrá a tierra hasta que el equipo técnico repare el problema y determine que el avión está en condiciones de volar y listo para volar.

La inspección no programada de la aeronave puede significar problemas para los operadores de vuelo, y el equipo técnico tiene que manejarla antes de que el avión vuele. La inspección de aeronaves no programada; sin embargo, interrumpe un

vuelo y llama a la necesidad de un avión de repuesto para reemplazar sus rutas programadas. Es posible que se requiera que el equipo técnico conduzca o vuele hasta donde está la aeronave averiada, o que la aeronave sea llevada a su taller. Ambas opciones pueden ser costosas y causar demoras, pero valen la pena. (AircraftCompare.com, 2020)

Un avión no puede volar para una inspección no programada si tiene un componente que no cumple con los estándares de seguridad. Si bien cada vuelo tiene que ser aprobado individualmente, a veces el equipo técnico puede permitir un vuelo en ferry en condiciones específicas.

Los centros de inspección de aeronaves tienen acceso a todos los registros de mantenimiento de aviones y helicópteros en su flota. Los fabricantes de aeronaves generalmente publican procedimientos para reparaciones que especifican los componentes requeridos, las verificaciones de operación y el tiempo necesario una vez que se completa una inspección no programada. (AircraftCompare.com, 2020)

Todos los centros de inspección de aeronaves deben tener un equipo predeterminado de solucionadores de problemas con vasta experiencia en el manejo de diferentes casos técnicos para el rápido ensamblaje de información. Si una aeronave no

está en condiciones de aeronavegabilidad, el equipo de inspección volará o conducirá a donde está con todo el equipo necesario para la reparación. (AircraftCompare.com, 2020)

Una aerolínea puede tener un contrato de arrendamiento permanente con una compañía con aeronaves pequeñas que la tripulación técnica puede usar para volar a donde está un avión averiado. Tener estos pequeños aviones funciona bien para los aeropuertos donde los aviones grandes a menudo se dañan o se rompen cuando salen de una calle de rodaje o pista de aterrizaje. (AircraftCompare.com, 2020)

Algunos aeropuertos pueden acelerar una inspección de aeronaves no programada al proporcionar un acceso rápido a sus equipos e instalaciones. Estas instalaciones pueden incluir equipos de recuperación de accidentes que pueden levantar y mover el avión y las escaleras para bajar y subir a un avión. (AircraftCompare.com, 2020)

Desafortunadamente, no hay estándares específicos que una aerolínea pueda tomar para estar lista para una inspección no programada. En cambio, la FAA espera que todos los aeropuertos tengan un programa continuo de aeronavegabilidad y estén preparados para cualquier avería inesperada. Pero la FAA tiene una circular de

asesoramiento que describe algunas pautas con respecto al uso del mantenimiento del contrato para reparar averías inesperadas. (AircraftCompare.com, 2020)

2.9.3 Inspecciones de 50 y 100 horas

Todas las aeronaves que se operan para instrucción de vuelo o alquiler deben someterse a inspecciones de 50 o 100 horas. Sin embargo, los propietarios de aeronaves y la tripulación de cabina deben comprender que la FAA no exige el mantenimiento de 50 horas. Pero los técnicos y propietarios de aeronaves deberían considerarlo, dado que todas las aeronaves tienen que cambiar el aceite cada 50 horas. (AircraftCompare.com, 2020)

Además del cambio de aceite, la inspección de 50 horas puede incluir la inspección del motor en busca de desgaste y separación, la limpieza y el examen de las bujías. Si la tripulación de mantenimiento de la aeronave encuentra un desgaste excesivo, los componentes dañados se reemplazan para restaurar la aeronavegabilidad de un avión antes de que vuele. (AircraftCompare.com, 2020)

La inspección de 50 horas también es una oportunidad para que el equipo de mantenimiento aborde cualquier mantenimiento menor o problema notado por el piloto o el propietario del avión.

La FAA exige que todas las aeronaves, independientemente de su uso, se sometan a las inspecciones de 100 horas. Los propietarios de aeronaves y los pilotos pueden encontrar esas regulaciones bajo FAR 91. Disposiciones 409b. El equipo de mantenimiento inspecciona todos los componentes principales de una aeronave y elimina todos los carenados, cubiertas, puertas de acceso y placas de inspección durante la inspección de 100 horas. La inspección de 100 horas es la etapa en la que la tripulación técnica elimina las ventanas, frenos, puertas de carga y cabina, la piel y la tela del fuselaje, los neumáticos, las superficies de control de vuelo, el tren de aterrizaje y los puntales para inspección. (AircraftCompare.com, 2020)

Luego, la tripulación técnica inspecciona la cabina y la cabina dentro de la aeronave para reparar cualquier problema potencial, incluidos los cinturones de seguridad defectuosos y los objetos y controles sueltos. Durante la inspección de 100 horas, los interruptores de combustible, la batería, los controles de vuelo, el yugo y la aviónica también se prueban e inspeccionan para verificar su eficiencia y seguridad.

El mantenimiento y la inspección de rutina del motor también ocurren durante la inspección de 100 horas. Implica el cambio de aceite y la limpieza y reparación de las bujías. Si la tripulación técnica encuentra algún daño o defecto en el avión, se realizan reparaciones para restaurar la aeronavegabilidad de la aeronave y garantizar el cumplimiento de todas las reglamentaciones de la FAA aplicables. (AircraftCompare.com, 2020)

2.9.4 Inspecciones progresivas

También conocida como inspección de fase, la inspección continua se utiliza cuando un avión con un horario de vuelo ajustado no puede tardar mucho en el hangar de mantenimiento. Los controles continuos deben realizarse a intervalos regulares. El propietario de un avión puede programar una inspección periódica cada 25 o 50 horas.

Los componentes específicos de una aeronave se prueban y examinan para determinar su eficiencia y seguridad durante cada sesión de inspección continua. El equipo técnico realiza esta inspección de forma ordenada para permitir la finalización de todos los requisitos para la revisión anual y de 100 horas a tiempo. (AircraftCompare.com, 2020)

2.9.5 Chequeos Pre-fly

La tripulación de cabina debe realizar algunas comprobaciones previas al vuelo antes de que el avión vuele para asegurarse de que nada funciona mal o tiene defectos. Los pilotos y los estudiantes pilotos deben usar una lista de verificación para que no se olvide nada al realizar una verificación previa. La inspección previa al avión incluye caminar alrededor del avión e inspeccionar cualquier superficie de control de vuelo y componentes del fuselaje en busca de desgaste y defectos. (AircraftCompare.com, 2020)



Figura 13. Chequeos Pre-fly

Fuente: (AircraftCompare.com, 2020)

Un piloto también puede notar cualquier otra deformidad que pueda impedir la seguridad de un vuelo durante una verificación previa al vuelo. Durante una inspección previa al vuelo, la tripulación de cabina prueba y verifica la batería, la cabina, la aviónica y la cabina para verificar el correcto funcionamiento y operación de un avión. Un vuelo programado se cancela si se encuentra algo anormal en un avión; en cambio, la

tripulación de cabina aterriza el avión y contacta al equipo técnico para reparaciones. (AircraftCompare.com, 2020)

2.8 ENGINE TRIMMING

Un procedimiento de mantenimiento en el que se ajusta el control de combustible del motor de la turbina. Las RPM en ralentí y el rendimiento de gama alta se ajustan para obtener los valores especificados de la temperatura de los gases de escape o la relación de presión del motor a las RPM especificadas. La posición de corte generalmente se indica en porcentajes.

Un método de control de combustible en motores de turbohélice que proporciona protección contra el exceso de temperatura durante el arranque y la aceleración, lo que permite que el motor funcione más cerca de la temperatura máxima de entrada de la turbina, permite la selección de cualquier temperatura deseada de entrada de la turbina y permite un ajuste de aceleración más uniforme para todos los motores.

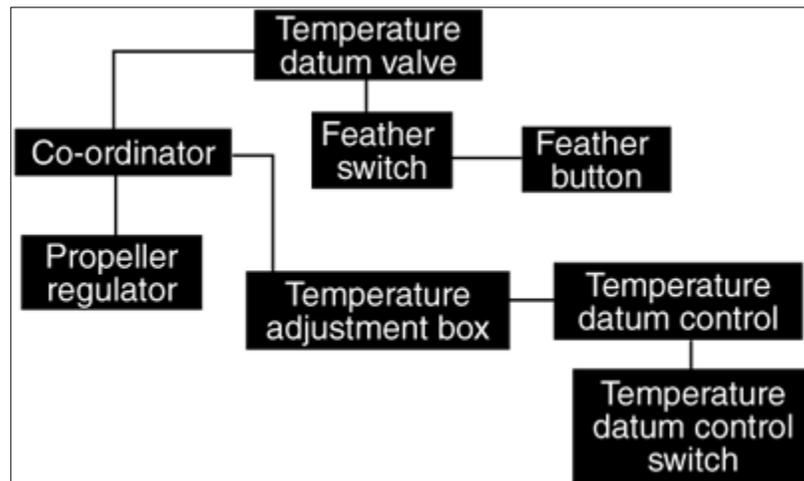


Figura 14. Sistema electrónico del motor.

Fuente: (ENCADEMIC, 2000-2020)

2.8.1 Como recortar para el vuelo nivelado

Esta es la forma correcta de trimado para el vuelo nivelado cuando se tiene una capacidad de trimado de tres ejes controlable desde la cabina:

1. Acelerar a su velocidad de crucero de vuelo nivelado.
2. Ajuste el trimado del elevador para mantener la altitud.
3. Quite los pies de los pedales del timón, pero utilice la presión de alerón necesaria para mantener las alas niveladas. Mire la bola en su T&B. ¿Está la bola centrada en su carrera? Si no es así, aplique la presión del timón para centrarla. Luego ajuste el ajuste del timón para aliviar la presión del pie sobre el pedal. Ahora, cuando ponga sus pies en el suelo, la bola de T&B debe permanecer centrada.

4. Finalmente, concéntrese en las alas. ¿Una de las alas es pesada y usted ha estado manteniendo la presión de control del alerón para mantener esa ala arriba? Si es así, ajusta el trim del alerón para aliviar la presión del palo que estás sosteniendo.

Una nota final. Si tiene indicadores de posición de los trims en la cabina, compruebe que las indicaciones neutras son realmente neutras cuando las aletas de centrado externas están alineadas con las superficies de control.

2.8.2 Pestañas ajustables en el suelo

La secuencia de ajuste será la misma cuando las lengüetas de ajuste ajustables en el suelo fijadas en el timón y en los alerones. Sin embargo, existe esta diferencia. El ejercicio de ajuste de su avión va a ser un proceso prolongado porque cada vez que reajuste una aleta de centrado fija doblándola, tendrá que volar el avión para ver lo bien que lo ha adivinado.

En realidad, es posible que tenga que hacer varios vuelos de prueba antes de obtener los resultados que desea. Las lengüetas de centrado correctamente ajustadas y ajustables en el suelo pueden aliviar al piloto de algunas presiones de control en vuelo, pero no pueden hacer nada, por ejemplo, para compensar el desequilibrio creado por el

uso desigual del combustible del depósito del ala, al tomar un pasajero o al cambiar su ajuste de altitud y/o potencia.

2.8.3 Ajuste de las aletas de centrado fijas

Los trim-tabs, por pequeños que sean, ejercen una sorprendente cantidad de fuerza aerodinámica contra las superficies de control a las que están fijados. Al mover (doblar) una aleta de centrado en una dirección, la superficie de control se desvía aerodinámicamente en la dirección opuesta. Las aletas de centrado fijas (ajustables en el suelo) son bastante comunes en muchos aviones personales ligeros porque son más simples y baratas de instalar que las aletas controlables en la cabina.

Estas aletas de centrado son tan comunes que apenas las notará hasta que se vea una tan severamente doblada que se asemeje más a un flap desplegado que a una simple aleta de centrado. Algunas condiciones de peso de las alas son tan severas que ambos alerones pueden requerir lengüetas de trimado fuertemente desviadas (en direcciones opuestas).

Estas son las malas noticias sobre las aletas de centrado, cualquier tipo de aleta de centrado. En resumen, cuanto más deba desviar una aleta de centrado para superar una condición de vuelo desequilibrada, más resistencia creará y como la resistencia es

un parásito que se alimenta del rendimiento, la velocidad del aire sufrirá por ello. Por eso es tan importante un buen trabajo de aparejamiento y alineación de las alas.

2.8.4 Ajuste de las pestañas de recorte fijas

La dirección en la que se debe doblar la lengüeta puede ser confusa si no se paran a pensarlo un poco.

Por ejemplo:

1. Si el morro del avión está guiñando hacia la izquierda, doble la aleta de centrado del timón hacia la IZQUIERDA.
2. Si la aeronave tiene un morro pesado, doble una aleta de centrado de ascensor fijo hacia ABAJO.
3. Si un ala es pesada, doble la aleta de centrado de esa ala hacia ARRIBA.

Los diseñadores se han dado cuenta desde hace tiempo de la necesidad de compensar los efectos variables del par de torsión del motor en sus aviones y a menudo incorporan características de diseño que pretenden reducir la necesidad de arrastrar las lengüetas de ajuste.

Las dos más comunes de estas "correcciones" son:

- Una aleta vertical desplazada.
- Una línea central del motor desplazada.
- La aleta vertical desplazada
- La corriente de deslizamiento de la hélice, en los aviones convencionales, no fluye en línea recta hacia atrás, sino que toma una trayectoria en espiral o helicoidal alrededor del fuselaje. Esto, en efecto, hace que el "lavado de la hélice" (slipstream) golpee la aleta vertical y el timón de un lado en un cierto ángulo, agravando así los efectos del par de torsión.

Por lo tanto, al aparejar la aleta un poco descentrada, la superficie de la cola estará más cerca de ser paralela al flujo de aire. Por lo tanto, las cargas laterales en las superficies de la cola se reducen como lo sería la necesidad de una lengüeta de ajuste sustancialmente desviada. Por supuesto, esto es una explicación de causa y efecto bastante simplificada, pero es adecuada por ahora.

El desplazamiento de la aleta, cuando se utiliza, es a la IZQUIERDA para los motores de aeronaves convencionales que tienen una rotación de la hélice en el sentido de las agujas del reloj (visto desde atrás de la hélice).

2.8.5 La línea central del motor de compensación

Al igual que con la aleta compensada, el diseñador puede haber determinado que la compensación de la línea de empuje del motor, digamos 3 grados, ayudaría a reducir la necesidad de presión correctiva del timón en vuelo. Muchos diseños de aeronaves utilizan ya sea una compensación del motor o un estabilizador vertical descentrado como maniobra de aparejo y ajuste. (Tony, Agosto 2006)

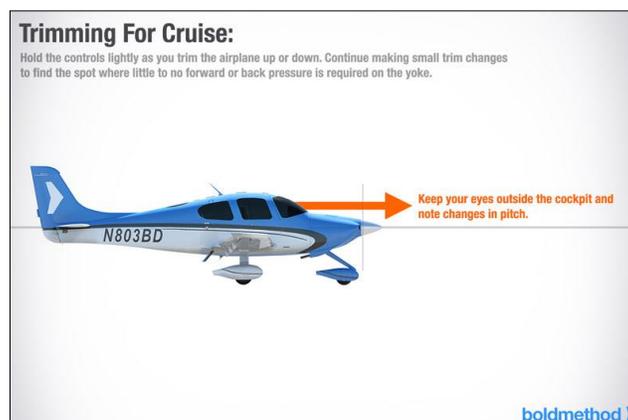


Figura 15. Trimming for cruise

Fuente: (Tony, Agosto 2006)

2.8.6 ENGINE TIMMING DEL HAWKER SIDDELEY HS-125

AJUSTE / PRUEBA DE LA CENTRAL ELÉCTRICA.

El funcionamiento en tierra de los motores de la aeronave debe ser advertencia: los tiempos se realizarán de acuerdo con los procedimientos especificados. los motores, para fines de prueba o de calibración, deben realizarse en una base de funcionamiento del suelo designada. todas las actividades de ejecución en tierra deben ser administradas por un supervisor competente con la responsabilidad de asegurar el cumplimiento de los procedimientos especificados. el supervisor asegurará que cualquier equipo utilizado para arrancar motores esté en un estado de servicio. Siempre es posible, el funcionamiento en tierra de:

Ejecución en tierra: procedimientos generales

a. Acciones preliminares previas a la ejecución en tierra.

A. Antes de arrancar los motores, el supervisor debe asegurar lo siguiente: los motores están en el estándar correcto para arrancar. la aeronave está correctamente correcta.

Precaución 1: Las puertas y los paneles están cerrados correctamente. Cualquier puerta requerida para abrir durante el funcionamiento a tierra debe ser apoyada. La aeronave tiene la tierra correctamente.

Precaución 2: La operación del motor en condiciones de tormenta de polvo o de arena debe evitarse como puede ocurrir daño al compresor. no se puede evitar que el motor debe estar sujeto a que deben ser tales condiciones las inspecciones de la válvula de purga del compresor y del compresor a que se refieren los capítulos 72-30 y 75-30 respectivamente.

Coloque la aeronave (preferiblemente en dirección al viento), de pie sobre concreto libre de grietas, juntas, escombros, polvo y combustible y / o petróleo derramado; todos los edificios, etc., que estarán en línea con el flujo de salida del chorro están libres de áreas peligrosas.

- De modo que si la nariz centraliza el engranaje y calza las ruedas; la aeronave debe pararse desatendida calzando las ruedas hacia adelante y hacia atrás y atando las calzas juntas.
- Compruebe que los pasadores de bloqueo del tren de aterrizaje y el pasador de desconexión de la dirección estén instalados.

- Compruebe que los pasadores de bloqueo del tren de aterrizaje y el pasador de desconexión de la dirección estén instalados.

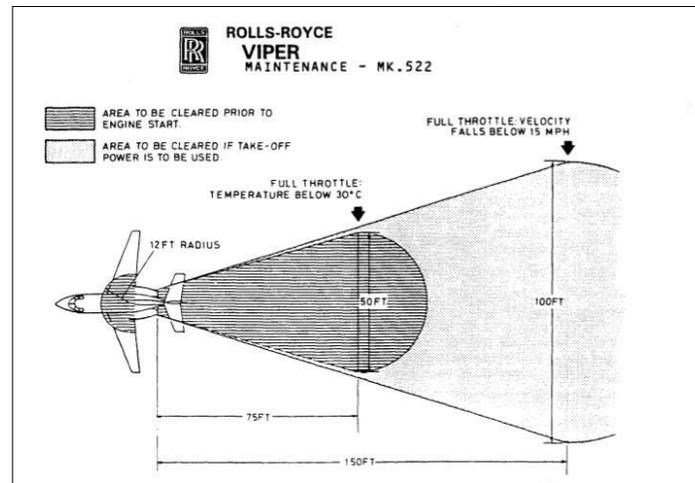


Figura 16. Áreas de peligro.

Fuente: (ROLLS - ROYCE, 1964)

Coloque el equipo de servicio contra incendios adyacente a la aeronave; tipo móvil, que tiene no menos de dos cilindros separados acoplados a una boquilla de descarga remota. Cada cilindro debe contener no menos de 10 lb de CO₂ y ser capaz de descargarse individualmente.

- Este equipo debe ser de Asegúrese de que la aeronave tenga baterías internas reparables instaladas y conectadas.
- Despeje las áreas de peligro de todos los equipos sueltos

- Retire todas las tapas y espacios en blanco de las entradas del motor, los escapes, las válvulas de purga de aire del compresor y las cabezas de pitot.

b. Drenaje Primer.

1. Desmontaje / Instalación

A. Retire la válvula de cierre del drenaje del cebador

- (1) Aísle las fuentes de alimentación eléctrica del motor.
- (2) Obtenga acceso y coloque una bandeja de goteo debajo del motor.
- (3) Desconecte el conector eléctrico del motor de la válvula de drenaje.
- (4) Desconecte la tubería de drenaje del cebador entre la válvula de cierre y el tanque de drenaje.
- (5) Desconecte el tubo de desagüe interno entre la válvula de cierre y el acople de derrame múltiple del cebador.
- (6) Retire las cuatro tuercas, arandelas y pernos, asegurando la válvula al filtro de baja presión del motor; retire la válvula de cierre.

B. Instale la válvula de cierre de drenaje del cebador

- (1) Ensamble la válvula de drenaje en su placa base en el filtro de baja presión del motor con las cuatro tuercas, tornillos y arandelas existentes.
- (2) conexión eléctrica orientada hacia el interior.
- (3) Desconecte el conector eléctrico de la válvula de drenaje de cierre
- (4) Desconecte el tubo de drenaje del cebador entre la válvula de cierre y el tanque de drenaje.
- (5) Desconecte el tubo de drenaje del cebador entre la válvula de cierre y el acoplamiento de derrame múltiple del cebador.
- (6) Retire las cuatro tuercas, arandelas y pernos, asegurando la válvula al filtro de baja presión del motor; Retire la válvula de cierre.

c. Limitaciones de funcionamiento en tierra - Rolls Royce Bristol Viper 522

Temperatura máxima del combustible.....50°C - Kerosene & Widecut en
la entrada del motor30°C - Avgas

Combustibles aprobado..... * SeeChapter 12, SERVICING

Ajuste del interruptor de advertencia de baja presión3 + 0.5 lb / sq. in.

Ajuste del interruptor de presión diferencial.....2.4 + 0.4 lb / sq. In

La operación del motor en la alimentación de succión está limitada a un tiempo total de 5 minutos cuando el período no debe exceder 7 minutos cuando usa Avgas. La duración de cualquier Arrancador / generador

Después de 3 intentos consecutivos rápidos de arranque, permita que el arranque/generador se enfríe durante 15 minutos. Sapo máximo por cada d.c. El generador, en el suelo, es de 100 amperios continuos o 150 amperios durante 40 minutos a 45% rev / min.

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Preliminares

En el presente capítulo se ha detallado los procedimientos que se realizaron para ejecutar el ajuste para la corrida en tierra de los motores ViperMk 522 montados en la aeronave HAWKER SIDDLEY 125-400, las medidas de seguridad para mitigar daños. Se ejecutó las prácticas de mantenimiento acorde al manual de mantenimiento del motor, gracias al entrenamiento adquirido en la Unidad de Gestión de Tecnologías “ESPE” y con la tutoría del Tlgo. Cristian EdwarDíaz encabezando este proyecto para el ejecutar correctamente las tareas técnicas. Este proyecto de titulación tiene como finalidad proporcionar una calibración de los motores para de esta manera proceder a aplicar en el campo práctico y teórico en el momento de cumplir con tareas pedagógicas necesitadas por los docentes. Además, servirá para poder mantener una preservación de los componentes tras las tareas de mantenimiento realizas durante la ejecución del proyecto.

3.2 Medidas de seguridad

Durante tareas técnicas y actividades diversas se debe prescindir de las medidas de seguridad indispensables tras no ser posible la mitigación de riesgos, pero se pueden reducir las probabilidades de incidentes y de daños a largo plazo tras el uso de equipo de protección personal durante la ejecución de los trabajos.

- Utilizar EPP adecuado tal como: guantes, mascarilla, orejeras, overol.



Figura 17. Uso de equipo de protección de manos.

- Señalética de precaución e identificación al momento de encontrarse ejecutando alguna tarea de mantenimiento.

3.3 Herramientas y equipos utilizados para el trimming del motor

- Planta externa



Figura 18. Planta externa.

- Juego de copas en pulgadas
- Juego de llaves en pulgadas



Figura 19. Juego de copas y llaves en pulgadas.

- Destornilladores planos y estrellas de distintas medidas

- Juego de llaves hexagonales
- Alicate
- Pinza
- Diagonal



Figura 20. Diagonal, alicate, destornilladores.

- Playo de presión
- Martillo de goma
- Martillo de metal
- Equipo de Protección Personal (Guantes, mascarilla, orejeras, gafas, overol)

3.4 Procedimientos para instalación de los motores de la aeronave

1. Se debe eliminar la suciedad o partículas extrañas que se pudiesen haber acumulado en los carenados del motor o en la unión del fuselaje con el motor,

además de revisar la presencia de agua por alguna condición climática o algún otro líquido para evitar algún tipo de contaminación o corrosión.



Figura 21. Limpieza de los carenados del motor.



Figura 22. Limpieza de la unión del fuselaje.

2. Se comprobó que el motor esté con los componentes completos debido al traslado entre el campus de la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea y el campus de Belisario Quevedo.



Figura 23. Motor complete.

3. Se movió el motor dejándolo listo en la posición de instalación justo al lado correspondiente.



Figura 24. Posicionamiento del motor al nivel de la instalación.

4. Se engrasó los vástagos de los pernos de los montantes del motor, esta práctica de mantenimiento se realiza para tener facilidad al momento de la extracción de los mismos para dar facilidad a la misma.

- a) Se comprobó que la aeronave debía estar frenada y bloqueada, además de en las ruedas existir los topes de las mismas para evitar movimientos involuntarios en caso de que exista alguna falla mecánica en el sistema de freno.



Figura 25. Aeronave frenada con topes en las ruedas.

a. Elevación e instalación del motor

1. Se fijó la eslinga del motor al mismo para después de su instalación unirla al gancho del tecele.
2. Se levantó el motor para de esta manera cuadrar los montantes y de esta manera asegurar el motor con el fuselaje de la aeronave, todo esto se realizó con debida precaución puesto que puede existir fallas estructurales en la aeronave. Los pernos de los montantes superiores recibieron un torque de 500 lb.in los cuales tienen un diámetro del vástago de 7/16"; y los pernos de los montantes inferiores recibieron un torque de 690 lb.in los cuales tienen un diámetro del vástago de 1/2".



Figura 26. Elevación del motor.

3. Se ajustó las tuercas de los pernos de los montantes del motor.
4. Se desconectó la eslinga del tecele y seguidamente se desacopló del motor.



Figura 27. Liberación de la eslinga.

- a) Se conectó y aseguró los cables al arrancador/generador, adicionalmente se ajustó las tuercas seguido de la funda de goma sobre el bloque de terminales.
5. Se conectó los arneses de la parte superior del motor.

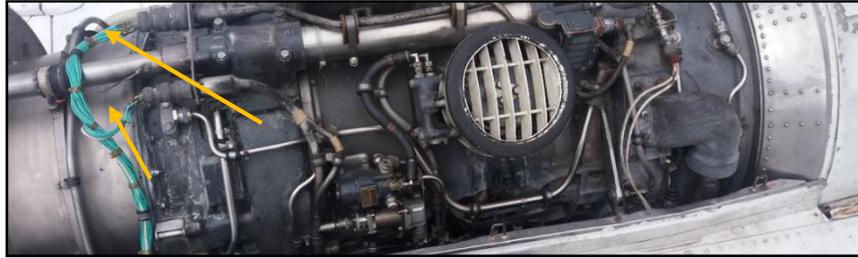


Figura 28. Conexión del arnés eléctrico superior del motor.

6. Se conectaron y apretaron los conectores del cable de la pared de fuego.



Figura 29. Conexión de cableado de la pared de fuego.

7. Se comprobó que todo el cableado esté asegurado.
8. Se conectó las cañerías hidráulicas.

3.4 Procedimientos para ajuste de corrida en tierra de los motores de la aeronave

3.4.1 Procedimientos para el ajuste de velocidad de ralentí.

Estos procedimientos se han realizado en base al libro de mantenimiento emitido por el fabricante siendo seguidos al pie de la letra cumpliendo a cabalidad lo estipulado en la información técnica pertinente. Se debe mencionar que estos trabajos se llevaron a cabo con las medidas de seguridad definidas en cuanto a seguridad industrial y salud ocupacional; Los procesos técnicos constaron con la tutoría de un técnico acompañados de la documentación técnica tal como lo estipula la Dirección General de Aviación Civil. A continuación, se detallan los procesos en base al Manual de Mantenimiento del Motor Rolls Royce Viper 522, ATA 71-00, página 562, literal A.

1. Arranque el motor.
2. Con el motor en ralentí, generador en línea y un inversor encendido acceda al ajustador de velocidad de ralentí como se muestra en la figura.
3. Gire el ajustador de velocidad de ralentí anti-horario para incrementar la velocidad o sentido horario para disminuir la velocidad como sea necesario.
4. Acelere el motor a 60% revoluciones por minuto.
5. Corte la aceleración a ralentí y verifique el ajuste.

3.4.2 Procedimientos para el ajuste de la tasa de aceleración

Los pasos para el siguiente ajuste y calibración se llevaron a cabo en base al Manual de Mantenimiento del Motor Viper 522, ATA 71-00, página 565, literal C; la información técnica fue provista por el personal docente debido a que dichos manuales forman parte de la Unidad de Gestión de Tecnologías “ESPE”.

1. Con el motor en ralentí acceda al ajustador de la tasa de aceleración.
2. Presione y gire el ajustador de la tasa de aceleración en sentido horario para incrementar la tasa de aceleración (disminuyendo el tiempo de aceleración) o sentido anti-horario para disminuir la tasa de aceleración (incrementando el tiempo de aceleración)

NOTA: El ajuste, es decir el giro del componente dentado tiene una afectación en tiempo estimado de aproximadamente de 0.5 segundos.

3. Corra el motor y chequee que la velocidad es controlada por la bomba del gobernador.
4. Corte aceleración.

3.5 Procedimientos para limpieza de tanques de combustible de la aeronave

Los trabajos con agentes químicos en aviación deben ser ejecutados con normas de seguridad estrictas debido a los altos índices de toxicidad de los mismos, es por eso que estos procedimientos con combustible se realizó con un exhaustivo control de uso de equipo de protección, tal como guantes de nitrilo, los cuales tienen una resistencia a agentes químicos bastante alto, mascarilla de agentes químicos, gafas y overol junto con botas dieléctricas para evitar descargas estáticas sobre el cuerpo humano y así eliminar las cargas parasitas, los trabajos se realizaron en base al Manual de Mantenimiento del Motor Viper 522, ATA 28-10-02, página 204, numeral 2, literal A.

1. Drenar los tanques.



Figura 30. Drenado de combustible, con presencia de contaminación.

2. PRECAUCION: Este combustible puede estar contaminado, debe ser filtrado (con una malla de 5 micrones) y debe ser tratado con BIOBOR JF antes de que este retorne a los tanques de combustible.
3. Drenar el combustible residual a través de los drenes de agua y combustible.
4. Desconectar el tubo de alimentación de combustible al filtro de baja presión de cada motor. Vacíe la entrada de combustible del motor y coloque la manguera flexible en la tubería de alimentación de combustible.

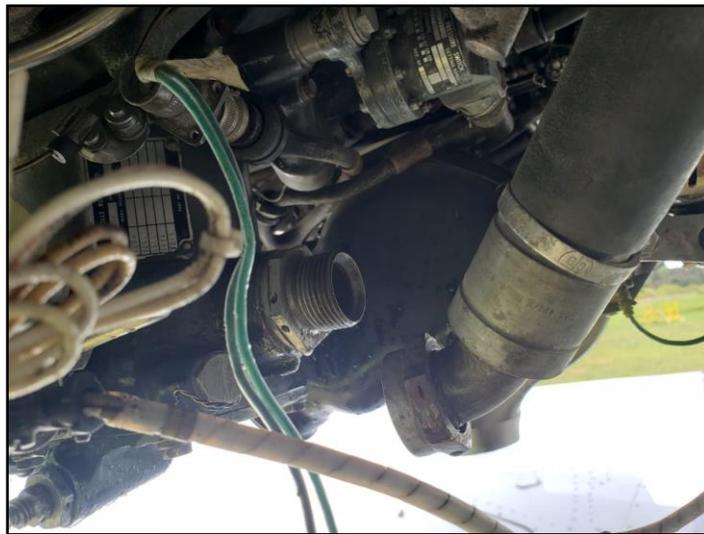


Figura 31. Alimentación de combustible al motor.

5. Rellene los 5 galones con el combustible limpio filtrado.
6. Remueva las tapas de llenado sobre las alas.

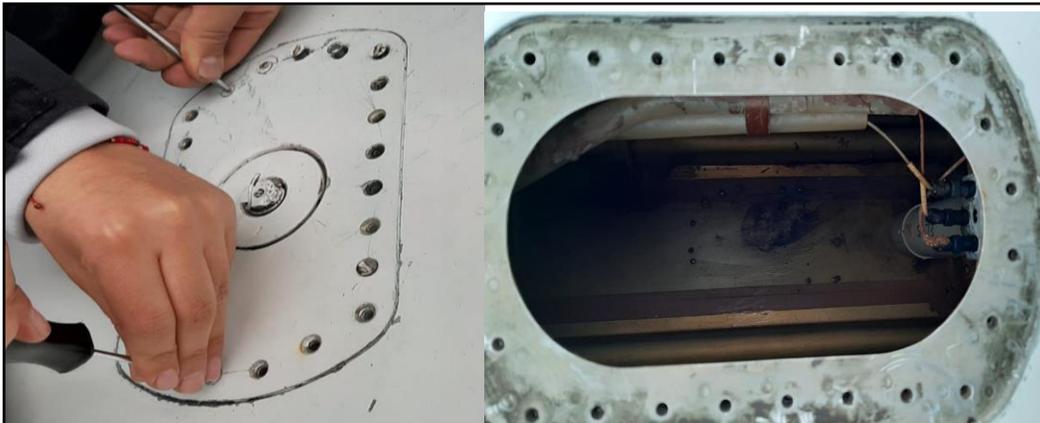


Figura 32. Remoción de las tapas sobre las alas.

7. Vierta un galón del combustible en cada ala por los orificios de llenado.
8. Comience el llenado.
9. Abra la válvula de paso y encienda la bomba booster hasta que el combustible fluya de cada manguera de alimentación. Apague la bomba booster y cierre la válvula de paso.



Figura 33. Flujo de combustible.

10. Coloque las tapas de los tanques y permita que el avión permanezca en reposo por un mínimo de 4 días.

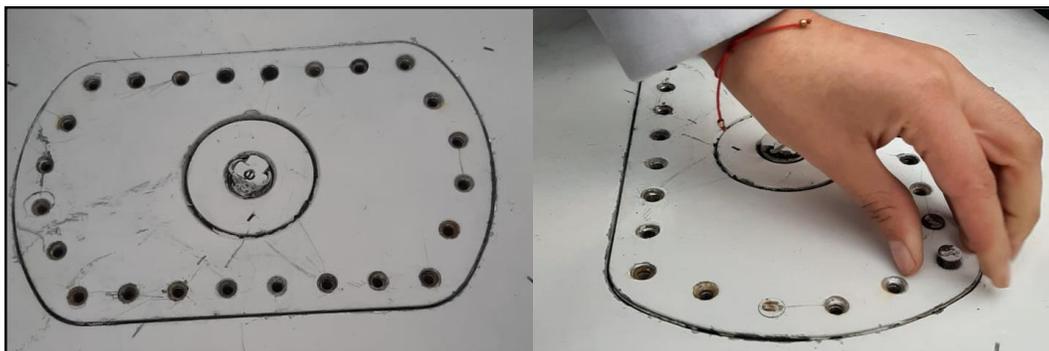


Figura 34. Instalación de las tapas sobre las alas.

11. Repetir las operaciones 1 y 2.
12. Examine el combustible drenado. Si aparentemente tiene partículas microbiológicas se debe remover tal como manda en el ATA 28 en las prácticas de mantenimiento del almacenamiento, sección 2 de limpieza y pintura, literal C.
13. Llenar combustible limpio.
14. Repetir el paso 8.
15. Encienda los motores como se muestra en el Chapter 71.
16. Encienda el motor y mantenga a 60% revoluciones por minuto durante 5 minutos.
17. Pare el motor.
18. Inspeccione el filtro de combustible de baja presión de acuerdo a los intervalos especificados en el programa de mantenimiento.

3.6 Limitaciones para corrida en tierra de la aeronave

3.6.1 General

Los parámetros del motor son brindados por el fabricante, el cual estipula que el motor en su máxima potencia con un porcentaje de 100% revoluciones por minuto equivalen a 13760 vueltas del eje de turbina generando el trabajo y en empuje en este tipo de motor. El fabricante ha brindado los valores durante las etapas de trabajo del motor emitiendo parámetros para cada circunstancia, por lo que se puede apreciar en la siguiente tabla; durante el arranque del motor las revoluciones no se estipulan debido a que el movimiento es progresivo hasta mantenerse constante dado un punto, se obtiene una alta temperatura debido a que el trabajo requiere un mayor esfuerzo para romper la inercia del eje y de sus componentes durante un tiempo de estabilización de 5 segundos.

Cuando el motor se ha estabilizado el porcentaje de revoluciones por minuto equivalen a un 40% a una presión atmosférica de 1013 miliBares tal como se indica en la tabla número 35, operando a 645°C sin tener un tiempo límite determinado.

Cuando el motor se encuentra en operación máxima trabajando a 100% se encuentra operando a 740 °C y su tiempo de operación máximo es de 5 minutos.

Cuando el motor está trabajando en un rango de sobre velocidad, es decir de 100% a 103% en revoluciones por minuto la temperatura puede cambiar en base a la presión ambiente, pero su tiempo de operación se ve limitado a únicamente 20 segundos antes de sufrir daños.

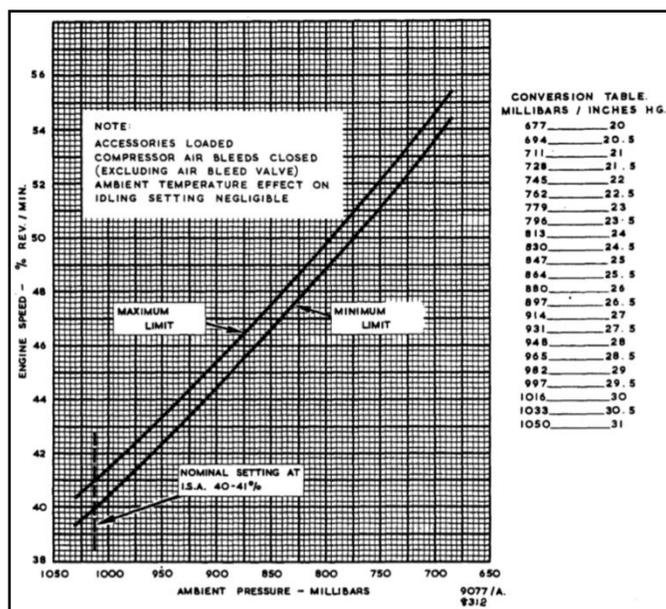


Figura 35. Relación de velocidad de Ralentí con la presión ambiente.

Fuente: (ROYCE, 1999)

Tabla 2

Parámetros generales de durante etapas de trabajo.

Condición	Rev./Min %	Max.Temp. °C	Tiempo
Durante arranque	-	740 a 800	5 segundos
Velocidad de ralentí	40±1 a 1013 mB	645	Sin límite
Velocidad max.	100 ± 0,5	740	5 minutos
Rango de sobre velocidad	100 a 103	-	20 segundos

Fuente: (ROYCE, 1999)

3.6.2 Lubricación

El sistema de refrigeración y limpieza del motor debe cumplir con las especificaciones requeridas para un óptimo desempeño y generando un óptimo desempeño, los límites permisibles se muestran a continuación tomados del manual de mantenimiento del motor Rolls Royce Viper 522, ATA 71-00, página 505, literal 2.

a) Temperatura

- Mínima para arranque..... -40 °C
- Mínima para apertura..... -26 °C
- Máxima para corrida:
 - Anti-ice apagado..... 125 °C
 - Anti-ice encendido..... 135 °C

b) Presión

Configuración del switch de precaución..... $6 \pm 0,5 \text{ lb/in}^2$

c) Sistema de combustible

- Temperatura máxima del combustible a la entrada del motor.... $50 \text{ }^\circ\text{C}$ Keroseno
- Configuración del switch de baja presión..... $3 \pm 0,5 \text{ lb/in}^2$
- Configuración del switch de presión diferencial..... $2.4 \pm 0,4 \text{ lb/in}^2$

d) Arranque / Generación

Después de 3 arranques rápidos consecutivos, se debe permitir que el arrancador/generador se enfríe por 15 minutos.

La máxima carga para cada generador de corriente directa, en tierra, es 100 amperios continuos o 150 amperios por 40 minutos a 45% revoluciones por minuto.

e) Configuración de referencia de control de temperatura máxima

Datum de despegue..... 735 °C

Datum de subida..... 675 °C

f) Miscelánea

Configuración de advertencia de sobre temperatura en la turbina.....300 °C

3.7 Arranque, parada y monitoreo de la aeronave

3.7.1 Lista de chequeo interna preliminar de Pre-arranque

La siguiente lista de chequeo se sacó del manual de mantenimiento del motor Rolls Royce Viper 522 del ATA 71-00, PAG 511, numeral 3, literal A.

A continuación, se puede verificar los pasos para ejecutar un pre arranque, de manera física se puede observar la siguiente lista de chequeo en el Anexo A, la cual se extrajo del Manual del Fabricante.

- Palanca selectora de tren de aterrizaje; bajada.
- Palanca de freno de mano; parqueado, suministro de frenos 1750lb/in²
- Switch de la batería; encendido.
- Luz de compartimento de vuelo; como se requiera.
- Radio y sistema de accesorio eléctrico; todos apagados.
- Switches selectores de la botella de protección de fuego; guardados hacia abajo.
- Indicadores externos; despejados.
- **Sistema Eléctrico:**
 - Switches inversores AC 1 y 2; apagados, 3 luces de falla encendidas.
 - Voltios, batería número 2; 24 voltios.
 - Palanca selectora de la Batería; emergencia.
 - Voltios, batería número 1; 24 voltios.
 - Palanca selectora de la Batería; normal.
 - Falla del generador 1 y 2 luces de alerta; encendidas.
- Combustible; chequear el adecuado.
- Palanca selectora de freno de aire; cerrada.
- Palanca selectora de Flaps; arriba.
- Instrumentos del motor; satisfactorio.
- Indicador de sistema hidráulico de emergencia; dentro (detrás del asiento del capitán).
- Antorcha eléctrica de mano; guardada (detrás del asiento del capitán).
- Extintores de fuego; guardado.

- Audífonos de intercomunicación; guardados.
- Selector de la válvula de vertedero; cerrada bloqueada por cable.
- Salida de emergencia (compartimento de pasajero); cerrada y bloqueada.
- Ventanas de compartimento de vuelo y puerta de entrada; como se requiera.
- Switch de la batería; apagado.

3.7.2 Lista de chequeo de arranque

Para generar una operación segura durante un arranque y cumplir parámetros de seguridad respecto a la actitud de la aeronave, se debe seguir los procedimientos que indican el manual del fabricante, dichos chequeos se llevan a cabo como se especifica en el ATA 71-00, PAG 517, literal C.

Estos ítems son fundamentales para evitar incidentes con respecto a la aeronave en cuanto a seguridad de arranque y vuelo.

- Fusibles y circuitos de corte; como se requiera.
- Palanca selectora de la Batería; normal.
- Switch de la batería; encendido.
- Switch de tierra/aire; como se requiera.
- Switch de intercomunicación; encendido.

- **Test:**
 - Alarma de fuego 1 y 2; chequeo de luces y campana.
- Protección de hielo; todos los sistemas apagados, válvulas de indicación del motor cerradas.
- **Presión y aire acondicionado:**
 - Switches 1 y 2 de la válvula de aire desangrado; cerrados.
 - Switch de temperatura de cabina; Disminuye por 13 segundos.
 - Switch abierto/cerrado del APU; cerrado.
- **Motor:**
 - Temperatura de aceite; chequeo sin límites.
 - Luces de advertencia de baja presión de aceite; encendido.
 - Control de temperatura máxima; apagado.
- **Test de alarma de sobre temperatura de la turbina:**
 - Inversor de corriente alterna 1; encendida.
 - Luz de alerta de sobre temperatura de turbina; presione para testeo.
- Palancas de potencia; chequeo para un movimiento libre.
- **Palancas de control de combustible (pedestal central):**
 - Selector de transferencia cruzada; cerrada.
 - Indicador de la válvula de transferencia de combustible; cerrada.
 - Paso de combustible de baja presión; encendido.
 - Paso de combustible de alta presión; encendido.
 - Paso de tanque de largo rango; apagado.

- Chequeo de libre en tierra de test de ignición; libre.
- Funcionalidad de los relights de ignición; chequeo auditivamente.
- **Combustible panel sobre la cabeza:**
 - Switches del filtro de deshielo; apagado.
 - Luces de precaución de bloqueo del filtro; presione para testear.
 - Luces de baja presión de combustible; encendido.
 - Switch de la bomba, motor debe ser encendido; Encendido, luz de baja presión apagada.
 - Sincronizador; apagado.
- Chequeo de libertad con tierra para encendido; libre.
- Selector de la batería; luz de alerta encendida.
- Luz roja de selección de arranque; encendida.
- Switch selector de arranque; presione en arranque durante 2 segundos.
- Luz ámbar de empezando operación; encendida.
- **Con el motor en ralentí, chequee:**
 - Luz ámbar de empezando operación; apagada.
 - Voltios de batería; no más de 25 voltios.
 - Luz roja de selección de arranque; apagada.
 - Presión de aceite; 25 psi máximo e minutos después de haber arrancado, advertencia de baja presión sobre 6 psi.
 - JPT; 645 °C.
 - Velocidad del motor; 40 +1% -0 a 103 mB.

- Flujo de combustible; estable.
- Luz de alerta de falla del generador; apagada, con el generador cargando.
- Presión hidráulica; sobre los 3000 psi aproximadamente.
- Sistema hidráulico; chequeo funcionalmente.
- **Encendido externo:**
 - Switch tierra/vuelo; posición de vuelo.
 - Socket de planta externa; desconectado.
- Luz ámbar de no carga la batería, apagada.
- Luz de advertencia del enlace de la bus, apagada.
- Switches inversores, encendidos como requiera, con luces de alerta apagadas.
- Después del encendido, luces de alerta de sobre temperatura de turbina, presione para testeo.
- Switch de generador de corriente alterna, mantener encendida hasta que la luz del generador se apague.

3.7.3 Lista de chequeo de monitoreo del motor

Para generar una operación segura durante un arranque y cumplir parámetros de seguridad respecto a la actitud de la aeronave, se debe seguir los procedimientos que indican el manual del fabricante, dichos chequeos se llevan a cabo como se especifica en el ATA 71-00, PAG 523, literal E.

- Pines de bloqueo del tren de aterrizaje; equipados y ajustados.
- Cobertores del fuselaje y motor; removidos como sea necesario.
- Tomas de aire del motor y sección de escape; libre de objetos extraños.
- Tomas de presión atmosférica y de escape; sin obstrucción.
- Nivel del sistema de lubricación del motor; 6 cuatros mínimo.
- Carenados; cerrados y bloqueados o abiertos y seguros, como se requiera.
- **Fusibles y circuitos de corte:**
 - Ignición de alta energía; remueva los fusibles.
 - Todos los demás fusibles y circuitos de corte; como se requiera.
- Radios y accesorios del sistema eléctrico; todo apagado.
- Proveedor de energía directa en tierra; como se requiera.
- Selector de la batería; normal.
- **Sistema eléctrico:**
 - Inversores de corriente alterna 1 y 2; apagados.
 - Switch de la batería; apagado.
 - Switch vuelo/tierra; colocado en tierra.
 - Voltios, poder en tierra; 28 voltios.
- Aceleración, cerrada.
- Selector de transferencia cruzada; cerrada.
- Paso de baja presión de combustible; encendida.
- Switch de la bomba de combustible; encendido, chequee la luz de precaución que esté apagada.

- Chequeo de libre monitoreo en tierra; libre.
- Switch selector del motor; 1 y 2 como sea apropiado.
- Luz roja de arranque seleccionado; encendido.
- Switch selector de arranque; presione arranque durante dos segundos.
- Luz ámbar de operación de arranque; encendido.
- Palanca de paso de alta presión; mueva a encendido durante 20 segundos después de haber iniciado el arranque.
- Switch selector del motor, apagado después de terminar el ciclo.
- **Con el ciclo completado y el motor estacionario:**
 - Paso de alta presión de combustible; cerrado.
 - Paso de baja presión de combustible; apagado y cerrado.
 - Switch de la bomba de combustible; apagado.
 - Luz ámbar de operación de arranque; apagado.
 - Switch selector del motor; apagado.
 - Luz roja de arranque seleccionado; apagado.
- Fusibles y circuitos de corte; con ignición de alta energía, fusibles conectados.
- Proveedor de energía en tierra de corriente continua; desconectado.
- Cobertores del motor y de la aeronave; como se requiera.

3.7.4 Test de baja potencia.

La presente tabla tiene como finalidad indicar parámetros de chequeo y testeo durante un arranque en velocidad de descanso o ralentí, dicha tabla contiene información de partes relevantes del motor.

Tabla 3

Parámetros para test de baja potencia.

Ítem	Condición	Nota
Tipo de combustible	-	Keroseno
Temperatura de combustible	-	-
OAT	-	-
Presión ambiente	-	Milibares
Batería número 2 de la aeronave	-	24 voltios mínimo
Proveedor en tierra de corriente directa	-	26 voltios mínimo para un arranque externo a -40 °C
Tiempo	Con el arranque seleccionado	-
JPT	Durante arranque	740-800 °C máximo, por no más de 5 segundos.
Ciclo de arranque	-	Tiempo desde selección de arranque hasta velocidad de ralentí
Presión de aceite	Ralentí	No menos de 25 lb/in ² (3 minutos después de dar arranque, luz de advertencia

CONTINÚA



		de baja presión apagada sobre los 6 lb/in ²)
Velocidad del motor	Ralentí	40±1% a 1013 Mb
JPT	Ralentí	645 °C máximo
Presión de combustible	Ralentí	Luz de advertencia apagada
Flujo de combustible	Ralentí	Chequeo para una lectura estable
Fuga de combustible y aceite	Ralentí	Mantenga un arranque durante 2 minutos y chequee fugas
Generación de corriente directa	Ralentí	
Alarma de falla		Apagado
Voltaje		28±0,5 voltios
Amperímetro		Indicar carga
Carga compartida	Durante corrida de ambos motores	Sin 60 amperios
Generación de corriente alterna	Ralentí	
Indicación de falla de potencia		Luz de advertencia apagada.
Sistema hidráulico	Ralentí	
Indicación de flujo		Normal
Corte de salida de presión		3000±50 lb/in ²
Corte de entrada de presión		2500±20 lb/in ²

3.7.5 Test de alta potencia.

La presente tabla tiene como finalidad indicar parámetros de chequeo y testeo durante un arranque en velocidad de descanso o ralentí, dicha tabla contiene información de partes relevantes del motor.

Tabla 4

Parámetros para test de alta potencia.

Ítem	Condición	Nota
Suministro de freno de parqueo		Chequeo adecuado
Periodo de calentamiento	90% rev/min	1 minuto de duración
Flujo de combustible	95% rev/min	Luz de advertencia de presión
Presión de aceite	95% rev /min	
Límite de aceptación JPT (recién instalado cero horas de uso del motor)	100 +0,-0.5 rev/min	725 °C máx. a 15 °C ambiente. Mirar figura 502
Gobernador de velocidad	Máxima potencia	100 +0, -0.5 dependiente de la condición del ambiente
JPT	Máxima potencia	740 °C max. Mirar la figura 502
Luz de sobrecalentamiento de la turbina	Máxima potencia	Afuera
Temperatura del aceite	Máxima potencia	125 °C max. (anti-icing off) 135 °C max. (anti-icing on)
Alineación de acelerador	Ambos motores -75% rev/min	Sin tambalear
Aire de sangrado	Desde 75 a 80% rev/min	
Periodo de calentamiento	90% rev/min	1 minuto de duración
Indicadores de perdida de potencia	Ambos motores a 100% rev/min o la máxima alcanzable	Chequear que los puntos estén alineados: ajustar si es necesario

CONTINÚA



Tiempo	En la válvula de cierre h.p.	
Tiempo de mal funcionamiento desde 60% rev/min		Comparar con las figuras establecidas
Drenaje de combustible	Durante el mal funcionamiento	Verificación satisfactoriamente
Fugas de combustible y aceite	Motor estático	Ninguna verificación
Tiempo total de corrida para su chequeo		Grabar

CAPÍTULO IV

4.1 CONCLUSIONES

Tras finalizar el proyecto de titulación se ha podido concluir en:

- En base a la información técnica proporcionada por el fabricante, se pudo llegar a la calibración efectiva del motor Viper 522 para cumplir un arranque satisfactorio, de manera que se concluye en identificar la importancia de realizar las tareas técnicas en base y con la dirección de la información técnica dotada por el fabricante y aplicada conforme lo estipula.
- Se llegó a recolectar la información pertinente para las tareas a aplicarse conjuntamente bajo la guía de las regulaciones técnicas aplicables para Ecuador emitidas por la Dirección General de Aviación Civil.
- Previo a las tareas técnicas realizadas emitidas por el fabricante se realizó una inspección visual del estado del motor, debido a los tipos de trabajos y condiciones a los que ha sido expuesto; una vez finalizada la inspección se procedió a ejecutar las tareas de mantenimiento especificadas.

4.2 RECOMENDACIONES

Tras concluir el proyecto de titulación se recomienda:

- Realizar un mantenimiento preventivo, progresivo y continuo a la aeronave debido a que se ayudaría a la preservación de los componentes alargando la vida útil de los mismos y de la aeronave en sí.
- Al ejecutar cualquier tipo de tarea práctica, se recomienda mantener el uso constante del equipo de protección personal viendo las facilidades para la comodidad a la hora de ejecutar una tarea, puesto que la integridad física es importante a corto y largo plazo.
- Al momento de ejecutar trabajos prácticos en la aeronave, se recomienda el uso apropiado de las herramientas generales y las herramientas especiales que mande el manual del fabricante para los diversos tipos de componentes.

GLOSARIO DE TÉRMINOS

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.

Estado de Fabricación: El Estado que tiene jurisdicción sobre la entidad responsable del montaje final de la aeronave.

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.

Mantenimiento Preventivo: Son operaciones de preservación simple o menores y el cambio de partes estándar pequeñas que no involucran operaciones de montaje complejas, en concordancia con la Parte 43 de estas Regulaciones de Aviación Civil.

Regulaciones de Aviación Civil (RDAC): Conjunto de reglas que norman la actividad aeronáutica de la República del Ecuador.

Ralentí: Número de revoluciones por minuto mínimas que debe tener un motor cuando no está acelerado.

Keroseno: Es un líquido inflamable transparente que se obtiene tras la destilación del petróleo, siendo una mezcla de hidrocarburos.

Milibar: Es una unidad de medida de presión, equivalente a la milésima parte de un Bar; por lo que, un bar es igual a mil milibares.

Voltio: Unidad que se utiliza para expresar la tensión eléctrica, equivaliendo a la diferencia de potencial que existe entre dos puntos.

ABREVIATURAS

JPT: (Jet Pipe Temperature) Temperatura de la probeta del motor.

OAT: (Outside Air Temperature) Temperatura del aire externo.

°C: Grados Centígrados, unidad de temperatura.

Rev/min: Revoluciones por minuto, interpretación de régimen de giro de un eje.

Lb/in²: Libras sobre pulgada cuadrada, unidad de medición de presión, se puede identificar como psi, por sus siglas en inglés.

mB: Milibar, Es una unidad de medida de presión, equivalente a la milésima parte de un Bar.

Avgas: (Aviation Gasoline) Gasolina de Aviación de alto octanaje, diseñada para el uso en motores de aviación alternativos.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- AircraftCompare.com, ©. 2. (2020). Obtenido de Los diferentes tipos de inspecciones de mantenimiento de aeronaves: <https://www.aircraftcompare.com/blog/types-of-aircraft-inspections/#scheduled-aircraft-inspections>
- Brain, M. (1 de abril de 2000). *HowStuffWorks.com*. Recuperado el 17 de Noviembre de 2019. Obtenido de HowStuffWorks.com: <https://science.howstuffworks.com/transport/flight/modern/turbine.htm>
- BRITÁNICA, E. (2008). *TURBOJET*.
- Británica, L. e. (27 de Julio de 2018). Turbojet. Recuperado el 17 de Noviembre de 2019. Gran Bretania: <https://www.britannica.com/technology/turbojet>.
- EASA. (2019). *TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET*. European Union Aviation Safety Agency.
- ECUATORIANA, F. A. (2000). *LABORATORIO DE INVESTIGACIÓN*.
- EL UNIVERSO. (10 de Septiembre de 2004). EL UNIVERSO. Recuperado el 17 de Noviembre de 2019, de <http://www.eluniverso.com/2004/09/10/0001/12/9B6B49B372A14C35B7C5A5DA-AA01E971.html>
- ENCADEMIC. (2000-2020). *Engine trimming*. Aviation Dictionary.Encademic.
- Flickr Hive Mind. (29 de Enero de 2005). *Aeropassion*. Recuperado el 14 de Septiembre de 2019, de <https://hiveminer.com/Tags/125,bae/Recent>
- FlightSafety International. (1997). *HAWKER 800 XP PILOT TRAINING MANUAL VOLUME 2*. New York: Wilmington.
- FULL, W. C. (2019). *MOTORES JET*.
- Göde, M. (30 de Noviembre de 2016). *British Aerospace BAe 125*. Recuperado el 2 de Octubre de 2019, de http://www.wikiwand.com/es/British_Aerospace_BAe_125
- Harris, D. (s.f.). *how Products are made.Jet Engine*. Obtenido de how Products are made. Recuperado el 2 de Octubre de 2019, de Jet Engine: <http://www.madehow.com/Volume-1/Jet-Engine.html>
- Johansson, A. (30 de Enero de 2016). *Power Jets*. Recuperado el 25 de Noviembre de 2019, de <http://www.powerjets.co.uk/Viper%20theory.htm>
- KFIR G, N. S. (2004). *EL MOTOR JET: UNA INTRODUCCIÓN HISTORICA*.

- Martínez, D. (9 de Julio de 2017). *Aviación General*. Recuperado el 23 de Agosto de 2019, de <http://aviaciongeneralnavy.blogspot.com/2017/07/motores-turbojet.html>
- MIND, F. H. (2005). *AEROPASSION*.
- ROLLS - ROYCE. (1964). *MAINTENANCE MANUAL, CHAPTER 71*. Hartfield: BRITISH AEROSPACE: AIRCRAFT GROUP.
- ROYCE, R. (1999). *AMM 71-00*.
- Saade, J. (12 de Julio de 2009). *JasaAviation*. Recuperado el 29 de Noviembre de 2019, de <http://jasaaviation.blogspot.com/2009/07/todo-sobre-los-motores.html>
- Saranga, D. (18 de Julio de 2016). *The Blueprints.com*. Recuperado el 26 de Octubre de 2019, 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 Septiembre de 2019, de <https://www.smartdraw.com/flowchart/simbolos-de-diagramas-de-flujo.htm>
- Tony, B. (Agosto 2006). Engine Trimming. EE.UU: Sport aviation EEAA.

ANEXOS



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE TECNOLOGÍA EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN

MOTORES

CERTIFICACIÓN

Se certifica que la presente monografía fue realizada por el señor **ARTEAGA PAUCAR, COLOMBO ELÍAS**.

En la ciudad de Latacunga a los 30 días de enero del 2020.

Aprobado por:



Tigo. Cristian Díaz

DIRECTOR DEL PROYECTO



Ing. Rodrigo Bautista

DIRECTOR DE CARRERA



Abg. Santa Plaza

SECRETARIO/A ACADÉMICO

