



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS
DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

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

**TEMA: “INSPECCIÓN DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE DE
LOS MOTORES DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-
400 CON MATRICULA XB-ILD PERTENECIENTE A LA
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA EN LAS
INSTALACIONES DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE
TECNOLOGÍAS-ESPE”**

AUTOR: HERMAN DAVID CUENCA MENDIETA

DIRECTOR: TLGO. GABRIEL INCA

LATACUNGA

2019



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, **“INSPECCIÓN DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE DE LOS MOTORES DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRICULA XB-ILD PERTENECIENTE A LA CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA EN LAS INSTALACIONES DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS-ESPE.”** Realizado por el señor **HERMAN DAVID CUENCA MENDIETA**, ha sido revisado en su totalidad y analizado por el software anti-plagio, el mismo cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito acreditarlo y autorizar al señor **HERMAN DAVID CUENCA MENDIETA** para que lo sustente públicamente.

Latacunga, Agosto del 2019

TLGO. GABRIEL INCA

DIRECTOR



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN

MOTORES

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **HERMAN DAVID CUENCA MENDIETA** con cédula de identidad N° 1106048786 declaro que este trabajo de titulación **“INSPECCIÓN DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE DE LOS MOTORES DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRICULA XB-ILD PERTENECIENTE A LA CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA EN LAS INSTALACIONES DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS-ESPE.”**, ha sido desarrollado considerando los métodos de investigación existentes, así como también se ha respetado los derechos intelectuales de terceros considerándose en las citas bibliográficas.

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

Latacunga, Agosto del 2019

HERMAN DAVID CUENCA MENDIETA

CI.1106048786



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

AUTORIZACIÓN

Yo, **HERMAN DAVID CUENCA MENDIETA**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca Virtual de la institución el presente trabajo de titulación **“INSPECCIÓN DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE DE LOS MOTORES DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRICULA XB-ILD PERTENECIENTE A LA CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA EN LAS INSTALACIONES DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS-ESPE.”** cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

Latacunga, Agosto del 2019

HERMAN DAVID CUENCA MENDIETA

CI.1106048786

DEDICATORIA

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

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

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

HERMAN DAVID CUENCA MENDIETA

AGRADECIMIENTO

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

Quiero agradecerles especialmente a mis padres que han sido mi pilar fundamental brindándome su apoyo moral y económico que significa una parte importante, educándome cada día y demostrándome que con trabajo duro y perseverancia se puede cumplir cualquier objetivo por más difícil que sea, a mis hermanos que está conmigo cada día dándome fuerzas ánimos para ser una persona de bien

A mis Docentes que durante toda esta carrera universitaria, porque durante cada día en las aulas me compartían su conocimiento y aceptaban cualquier error que yo cometía, especialmente a mi director de proyecto Gabriel Inca que ha sido un amigo en el cual podía confiar brindándome su apoyo en la realización de este proyecto de titulación.

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

HERMAN DAVID CUENCA MENDIETA

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICACIÓN.....	ii
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD	iii
AUTORIZACIÓN.....	iv
DEDICATORIA	v
AGRADECIMIENTO	vi
ÍNDICE DE CONTENIDOS	vii
ÍNDICE DE FIGURAS.....	xi
ÍNDICE DE TABLAS.....	xii
RESUMEN.....	xiii
ABSTRACT	xiv
CAPÍTULO I.....	15
TEMA 15	
1.1 Antecedentes.....	15
1.2 Planteamiento del problema.....	15
1.3 Justificación e Importancia	16
1.4 Objetivos.....	16
1.4.1 Objetivo General	16
1.4.2 Objetivos Específicos.....	17
1.5 Alcance	17
CAPÍTULO II.....	18
MARCO TEÓRICO	18
2.1 Historia del Avión Jet Hawker Siddeley 125-400 con matrícula XB-ILD	18
2.2 Generalidades del Avión Hawker Siddeley 125-400.....	19
2.2.1 Tipos de Avión Hawker Siddeley HS-125.....	20

2.2.2	Especificaciones técnicas del Avión Hawker Siddeley 125-400	21
2.3	Descripción del sistema de combustible	21
2.3.1	Generalidades del sistema de combustible	22
2.4	Tipos de sistema de combustible	23
2.4.1	Sistema de combustible por gravedad	23
2.4.2	Sistema de combustible por presión	24
2.5	Componentes del sistema de combustible	25
2.5.1	Componentes del sistema de combustible del avión	25
2.5.1.1	Tanques de combustible	26
2.5.1.1.1	Tanque de combustible integral	26
2.5.1.1.2	Tanque de combustible rígido	27
2.5.1.1.3	Tanques de combustibles flexibles.....	27
2.5.1.2	Bomba reforzadora	28
2.5.1.3	Cañerías y ductos de combustible	28
2.5.1.4	Válvula selectora.....	29
2.5.1.5	Filtro principal de combustible.....	30
2.5.1.6	Indicadores de combustible	31
2.5.1.6.1	Indicador de flujo de combustible.....	31
2.5.1.6.2	Indicador de cantidad de combustible	31
2.5.2	Sistema de control de combustible del motor.....	32
2.5.2.1	Indicador de presión de combustible.....	32
2.5.2.2	Sistema de suministro y control	33
2.5.2.3	Sistema de alimentación de combustible durante el arranque	33
2.5.2.4	Sistema principal.....	34
2.6	Descripción y operación del sistema de combustible del avión Hawker Siddeley 125-400	34

2.7	Descripción general motor Roll Royce Viper 522	35
2.8	Inspección visual.....	36
2.9	Inspección de combustible	38
2.9.1	Líneas de combustible	39
2.10	Fallas del sistema de combustible.....	40
2.11	Localización de fugas y defectos.	40
2.12	Clasificación de fugas de combustible	41
CAPÍTULO III.....		42
DESARROLLO DEL PROYECTO		42
3.1	Preliminares	42
3.2	Medidas de seguridad.....	42
3.3	Herramientas y equipos utilizados para la inspección del sistema de combustible del motor.	42
3.4	Flujograma de tarea	43
3.5	Métodos aceptables técnicas y prácticas de inspección del sistema de combustible (AC No: 43.13-1B)	44
3.5.1	Líneas de combustible y accesorios.....	44
3.5.2	Bombas de combustible.....	45
3.5.3	Filtros de combustible y drenajes	45
3.5.4	Sistemas de indicadores	46
3.6	Desmontaje del motor	46
3.7	Proceso de desmontaje de motor	46
3.8	Construcción de herramientas especiales.....	46
3.8.1	Procedimientos de diseño del montante del motor	47
3.8.2	Modelo de simulación	47
3.8.4	Modelo de simulación eslinga	48
3.8.5	Resultado de la construcción de las herramientas especiales	48

3.9	Inspección visual del sistema de combustible	49
3.9.1	Inspección visual de líneas y accesorios.....	49
3.9.2	Inspección visual de bombas de combustible	50
3.9.3	Inspección visual del filtro de combustible.....	51
3.9.4	Inspección visual de válvulas	52
3.10	Instalación del motor	53
3.10.1	Proceso de instalación	53
3.11	Presupuesto.....	53
3.11.1	Análisis de costos	54
CAPÍTULO IV		56
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES		56
4.1	Conclusiones	56
4.2	Recomendaciones	56
GLOSARIO.....		57
BIBLIOGRAFÍA.....		59
ANEXOS.....		60

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 Avión Hawker Siddeley 125-400 incautado.....	18
Figura 2 Avión Hawker 125-4	19
Figura 3 Especificaciones de la Aeronave Hawker	21
Figura 4 Sistema de combustible.....	22
Figura 5 Sistema de combustible.....	23
Figura 6 Sistema de combustible por gravedad	24
Figura 7 Sistema de combustible por presión	25
Figura 8 Tanque integral.....	27
Figura 9 Tanque rígido	27
Figura 10 Tanque flexible	28
Figura 11 Simbología de línea de combustible	29
Figura 12 Válvula selectora	30
Figura 13 Filtro tipo wafer	30
Figura 14 Indicador de flujo de Combustible	31
Figura 15 Indicador de cantidad De combustible	32
Figura 16 Motor Roll Royce Viper 522	36
Figura 17 Inspección visual	36
Figura 18 Inspección del sistema de combustible	39
Figura 19 Líneas de combustible	39
Figura 20 Localización de fugas y defectos	40
Figura 21 Medidas de fugas de combustible.....	41
Figura 22 Flujograma de tarea.....	43
Figura 23 Modelo de montante	47
Figura 24 Modelo de simulación	47
Figura 25 Modelo de la eslinga	48
Figura 26 Motor recto y nivelado.....	48
Figura 27 Soporte del motor	49
Figura 28 Líneas de combustible	50
Figura 29 Bomba de combustible	51
Figura 30 Filtro de combustible.....	52
Figura 31 Válvulas.....	52
Figura 32 Análisis de Costos	54

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1 Tipos de aeronave Hawker Siddley.....	20
Tabla 2 Inspección visual de líneas y accesorios.....	49
Tabla 3 Inspección visual de bombas de combustible	50
Tabla 4 Inspección visual del filtro de combustible	51
Tabla 5 Inspección visual de válvulas	52
Tabla 6 Total de Costos primarios	54
Tabla 7 Total de costos secundarios	55
Tabla 8 Total de costos del proyecto	55

RESUMEN

El presente proyecto de graduación detalla los procesos necesarios y específicos para la inspección del SISTEMA de combustible de los MOTORES de la aeronave HAWKER SIDDELEY 125-400 para su correcto funcionamiento y encendido de motores.

Primero se detalla el tema seguido por los objetivos para la obtención de los resultados deseados. El marco teórico está enfocado sobre la información general e historia del avión Jet Hawker Siddeley HS 125-400 con matrícula XB-ILD. Especialmente detalla la información del sistema de combustible de la aeronave y motores.

Y en el desarrollo del tema se detalla todos los procesos realizados para la INSPECCIÓN del sistema de combustible, basándonos en la información de MANUALES TÉCNICOS y siguiendo procesos técnicos con la ayuda de herramientas y equipos específicos para lograr con éxito el cumplimiento de este proyecto de graduación.

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

PALABRAS CLAVES:

- MOTOR
- SISTEMAS
- DESMONTAJE
- MANUAL TÉCNICO
- HAWKER SIDDELEY 125-400

ABSTRACT

The present graduation project details the necessary and specific processes for the inspection of the fuel system of the engines of the Hawker Siddeley 125-400 aircraft for its correct operation and ignition of engines.

First, the subject of this graduation project is detailed, the objectives for obtaining the desired results are also indicated. The theoretical framework is focused on the general information and history of the Jet Hawker Siddeley HS 125-400 aircraft with registration XB-ILD.

Especially details the information of the fuel system of the aircraft and engines. And in the development of the topic, all the processes performed for the inspection of the fuel system are detailed, based on the information in technical manuals and following technical processes with the help of specific tools and equipment to successfully achieve compliance with this graduation project.

Finally, with the contribution of this project the Technology Management Unit-ESPE will serve as teaching material for teachers and students, to increase their knowledge in the world of aviation.

KEYWORDS:

- ENGINE
- SYSTEM
- DISASSEMBLY
- TECHNICAL MANUAL
- HAWKER SIDDELEY 125-400

**CHECKED BY:
LCDA. MARÍA ELISA COQUE
DOCENTE UGT**

CAPÍTULO I

TEMA

“INSPECCIÓN DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE DE LOS MOTORES ROLLS-ROYCE VIPER 522 DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125-400 CON MATRÍCULA XB-ILD PERTENECIENTE A LA CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA EN LAS INSTALACIONES DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS-ESPE”

1.1 Antecedentes

Hoy la Unidad de Gestión de Tecnologías, ha cooperado a cumplir con efectividad y calidad los objetivos propuestos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, al poseer una sólida formación académica, autoridades personal docente y administrativo de alto nivel han entregado a la sociedad el mejor personal profesionales adentrándose en el progreso permanente de la institución, para que los estudiantes que eligen la formación tecnológica como profesión se sienten orgullosos del nivel alcanzado.

A inicios del 2014 la Unidad de Gestión de Tecnologías- ESPE tiene el privilegio de ser la única escuela de formar Técnicos de Mantenimiento Aeronáutico en el país, hoy en la actualidad certificada por la parte 147 de la DGAC.

1.2 Planteamiento del problema

EL avión escuela HAWKER SIDDELEY 125-400 perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE. Es utilizado como medio didáctico para la formación de profesionales, como uno de los métodos de estudio práctico, por ende, es necesario que se encuentre en óptimas condiciones estructurales y de funcionamiento de varios sistemas, es por ello la necesidad de realizar inspecciones que garantice el funcionamiento de los diferentes sistemas de la aeronave.

En el tiempo de período de formación práctico académico se encontraron diferentes problemas en los sistemas de combustible de la aeronave ocasionando que el motor izquierdo no tenga funcionamiento, es por ello que

se da la necesidad de realizar una inspección de los sistemas de combustible, verificando el estado de las líneas del sistema de combustible que conecta a los motores. Además la institución no cuenta con equipo especial e información técnica apropiada para el desmontaje de los motores para mencionada inspección, facilitando: el equipo especial de trabajo (eslinga y soporte móvil.) del motor Rolls-Royce Viper 522 de la aeronave HAWKER SIDDELEY 125-400.

1.3 Justificación e Importancia

La Unidad de Gestión de Tecnologías UGT cuenta con aviones escuela en lo cual es factible realizar tareas de inspección y mantenimiento a los sistemas funcionales, por tal razón debe contar con información técnica y equipo especial de trabajo para poder llevar a cabo dichas tareas de mantenimiento permitiendo desarrollar mejores destrezas.

Este proyecto contribuirá a una mejor comprensión del sistema de combustible el cual será una guía de referencia técnica, que permite al estudiante y al docente un aprendizaje teórico y práctico en las diversas tareas de mantenimiento e inspección, de acuerdo al manual de mantenimiento del aeronave y sistema. Al proporcionar información técnica y equipo especial de mantenimiento se aportará a una mejor comprensión del sistema, y así obtener funcionalidad en los motores de la aeronave HAWKER SIDDELEY 125-400 con matrícula XB-ILD perteneciente a la carrera de Mecánica Aeronáutica de la Unidad de Gestión de Tecnologías- ESPE.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo General

Realizar una inspección del sistema de combustible mediante información técnica para obtener funcionalidad del motor Rolls-Royce Viper 522 de la aeronave HAWKER SIDDELEY 125-400 perteneciente a la carrera de Mecánica Aeronáutica ubicado en la Unidad de Gestión de Tecnologías- ESPE.

1.4.2 Objetivos Específicos

- Proporcionar información técnica necesaria del avión HAWKER SIDDELEY 125-400 que facilite la inspección del sistema de combustible.
- Proporcionar el equipo especial de trabajo (eslinga y soporte móvil) a la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE, para el desmontaje y montaje del motor Rolls-Royce Viper 522 de la aeronave HAWKER SIDDELEY 125-400.
- Inspeccionar el sistema de combustible para tener funcionamiento en los motores Rolls-Royce Viper 522 de la aeronave HAWKER SIDDELEY 125-400.

1.5 Alcance

El presente proyecto tiene como finalidad brindar ayuda práctica y teórica de procedimientos y técnicas de mantenimiento aplicadas al sistema de combustible de la aeronave HAWKER SIDDELEY 125-400, para que los procedimientos aplicados permitan al sistema de combustible proporcionar una cantidad de flujo con presión y temperatura adecuados, que está descrito en el manual de mantenimiento para un mejor desenvolvimiento durante las fases operacionales de los motores, con la finalidad de tener un equipo especial para uso de los estudiantes en la aeronave y complementar el desarrollo de habilidades técnicas de los estudiantes.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

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

El avión Jet Hawker Siddeley 125-400 con matrícula mexicana XB-ILD fue propiedad de César Fernández (ex gobernador de Manabí y sospechoso de narcotráfico), por lo cual el estado hizo poder de la aeronave para cumplir vuelos logísticos por parte de la Fuerza Aérea Ecuatoriana desde el 2005 y condicionado por trámites legales. (EL UNIVERSO, 2004)

La aeronave se encontró en los patios donde ahora es el hangar de la Dirección de Aviación Civil del Ecuador, bajo condiciones climáticas y sin recubrimiento alguno donde fue deteriorándose sistemas funcionales durante estos 14 años mostrando señales de formación de corrosiones, pérdida de componentes y daños a los sistemas.

Por medio de petición y necesidad de la Carrera de Mecánica Aeronáutica de la Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE se obtuvo que INMOBILIAR donará la aeronave a la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE para que sea utilizada como avión escuela para la Institución. Ingresando como material de aporte para mejorar los niveles de educación prácticos, aplicando tareas de mantenimiento, programas de conservación y proyectos técnicos de titulación mejorando así la condición y operatividad de la misma.(EL UNIVERSO, 2004)



Figura 1 Avión Hawker Siddeley 125-400 incautado
Fuente: (EL UNIVERSO, 2004)

2.2 Generalidades del Avión Hawker Siddeley 125-400

Birreactor de transporte ejecutivo, diseñado originalmente por de Havilland a inicios de los años ´60 del pasado siglo, como DH.125 Jet Dragón, es producido en serie por Hawker Siddeley tras el vuelo del prototipo el 13 de agosto de 1962, con una producción de 7 unidades en las primeras series como introducción al mercado aeronáutico. (Golpe, AMILARG, 2013)

El primer ejemplar de serie realiza su vuelo inaugural el 12 de febrero de 1963 y es entregado al cliente de lanzamiento el 10 de septiembre de 1964. Propulsado por dos turbofan ubicados en la parte posterior, dotado de un fuselaje cilíndrico totalmente presurizado, alas bajas en flecha y cola en T, capaz de transportar 7 pasajeros con 2 pilotos. (Golpe, AMILARG, 2013)

Hasta la fecha se han producido más de 1600 unidades, las cuales fueron fabricadas en principio por Hawker Siddeley, luego a partir de 1977 por British Aerospace, desde 1993 por Raytheon y desde 2007 por Hawker Beechcraft. En el ámbito militar fue o es utilizado por las Fuerzas Armadas de Arabia Saudita, Argentina, Botsuana, Brasil, Corea del Sur, Gran Bretaña, Irlanda, Japón, Malawi, Malasia, Nigeria, Pakistán, Sudáfrica, Turkmenistán y Uruguay. (Golpe, AMILARG, 2013)



Figura 2 Avión Hawker 125-4
Fuente: (Brown, 2013)

El avión ha experimentado 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.

2.2.1 Tipos de Avión Hawker Siddeley HS-125

Tabla 1

Tipos de aeronave Hawker Siddeley

Tipos de aeronaves Hawker Siddeley				
Especificación por variante				
Serie	Producidos	Fuselaje	Motores	Observación de mejora
1	7 unidades	N/A	Roll Royce Viper 520	Modelo preproducción
400A/400 B	N/A	Nueva puerta de acceso	Roll Royce Viper 522	Sistema de frenos
401B	N/A	Nueva cabina	Roll Royce Viper 522	Peso despegue incrementado
600A/600 B	N/A	Mas alargado	N/A	Mayor capacidad de combustible y alerones mejorados
Hawker 800SP - XP/XP2	N/A	N/A	Honeywell TFE731-5BR1H	Equipado con winglets

2.2.2 Especificaciones técnicas del Avión Hawker Siddeley 125-400

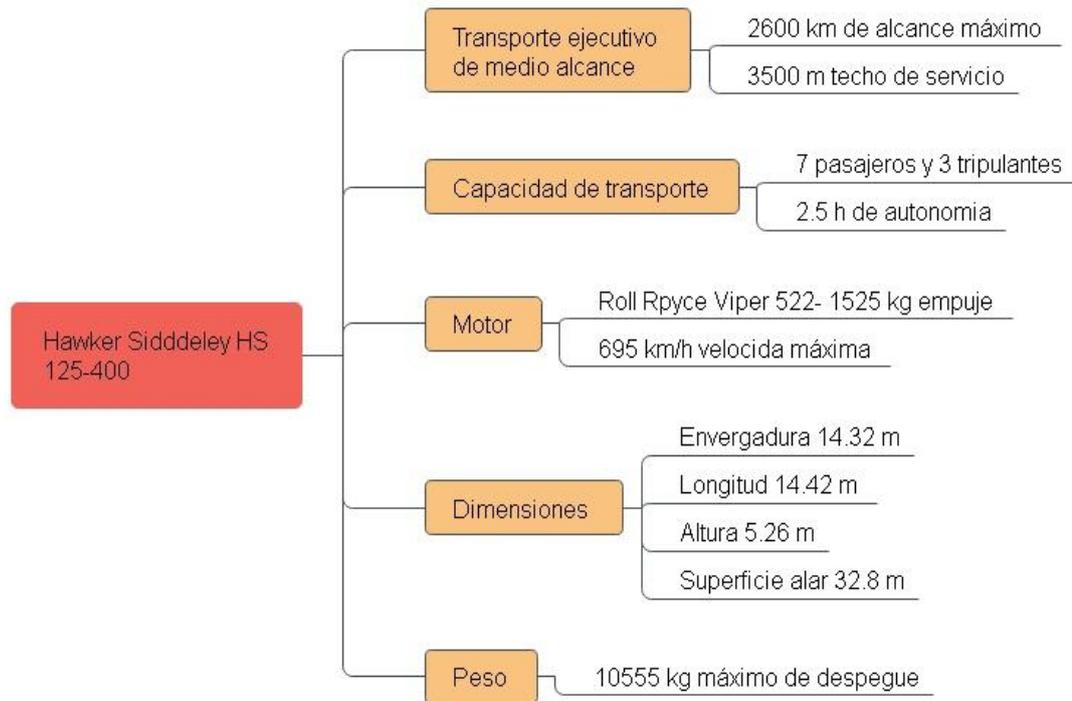


Figura 3 Especificaciones de la Aeronave Hawker

2.3 Descripción del sistema de combustible

El combustible se bombea 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 la Relación de Combustible de Aire (AFRC) y está limitado por la Unidad de Control de Temperatura Superior (TTC) y el Limitador de Empuje Automático (ATL). (Jewell, 2003)

El combustible se quema en la cámara de combustión donde la velocidad del gas aumenta y el desplazamiento a través de las paletas de guía de la boquilla alimenta la turbina de tipo impulso / reacción. El trabajo de la turbina es extraer parte de la energía del flujo de gas para impulsar el eje principal y transmitir la potencia que se utiliza para el compresor y la caja de cambios de accesorios (**ANEXO A**). (Jewell, 2003)

2.3.1 Generalidades del sistema de combustible

En general el sistema de combustible almacena y entrega una cantidad precisa, limpia y a la presión correcta, para satisfacer las exigencias de un motor. Un sistema en buenas condiciones y bien proyectado, asegura un flujo abundante y efectivo de combustible en todas las fases del vuelo, que incluyen un cambio de velocidad, maniobras violentas y repentinas, las aceleraciones y desaceleraciones; además, el sistema debe estar razonablemente libre de la tendencia de obstrucción de vapor que pueda resultar por cambios de las condiciones climáticas en tierra o durante el vuelo. (Valdez, 2015)



Figura 4 Sistema de combustible

Este sistema en los aviones multi-motores deberá construirse de tal manera, que cada motor se alimente de su propio tanque; Sin embargo, otros medios pueden agregarse para la transferencia de combustible de un estanque a otro, o para que funcionen 2 motores con un solo estanque de emergencia, mediante un “Sistema de Alimentación Cruzada”. (Valdez, 2015)

Los tanques contienen deflectores internos para evitar un cambio muy brusco en la posición del combustible, lo que provocaría una variación en el balance del avión, esto es aplicable a los tanques principales del ala donde el cambio rápido del peso del combustible puede causar la pérdida del control del avión. Los deflectores también ayudan a prevenir al salpicado o chapoteo del combustible, lo cual puede contribuir al bloqueo de vapores. (Valdez, 2015)

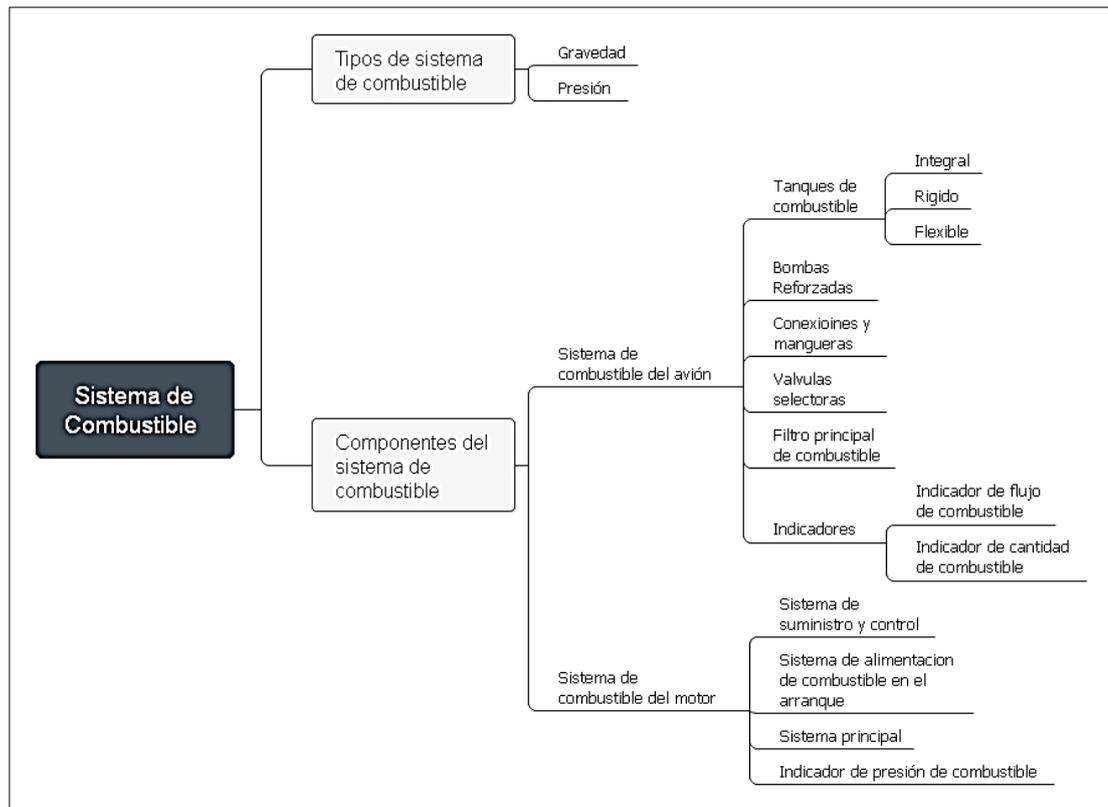


Figura 5 Sistema de combustible

2.4 Tipos de sistema de combustible

Existen dos tipos de sistemas, los cuales se diferencian por el modo de enviar el combustible desde el tanque principal al carburador y/o unidad de control de combustible en motores alternativos, turbohélice, turborreactor o jet y turbo fan; los cuales pueden ser por medio de gravedad esto quiere decir desde un punto más alto o por presión por medio de generación de una bomba. (Valdez, 2015)

2.4.1 Sistema de combustible por gravedad

Este sistema está en uso en un gran número de aviones de baja potencia, aun cuando tiene un diseño elemental, y las ventajas son la simplicidad y la regulación del funcionamiento, este sistema no se ocupa en las aeronaves de alta potencia, a causas de la disposición estructural y las exigencias más elevadas de presión. (Gutierrez C. , 2014)

La presión disponible en este sistema se puede calcular mediante la aproximación de 1 libra por pulgada cuadrada por cada 40 pulgadas de altura

de combustible; así, se puede estimar que una vertical de 120 pulgadas de combustible es necesaria para producir una presión de descarga de 3 libras por pulgada cuadrada. (Gutierrez F. G., 2016)

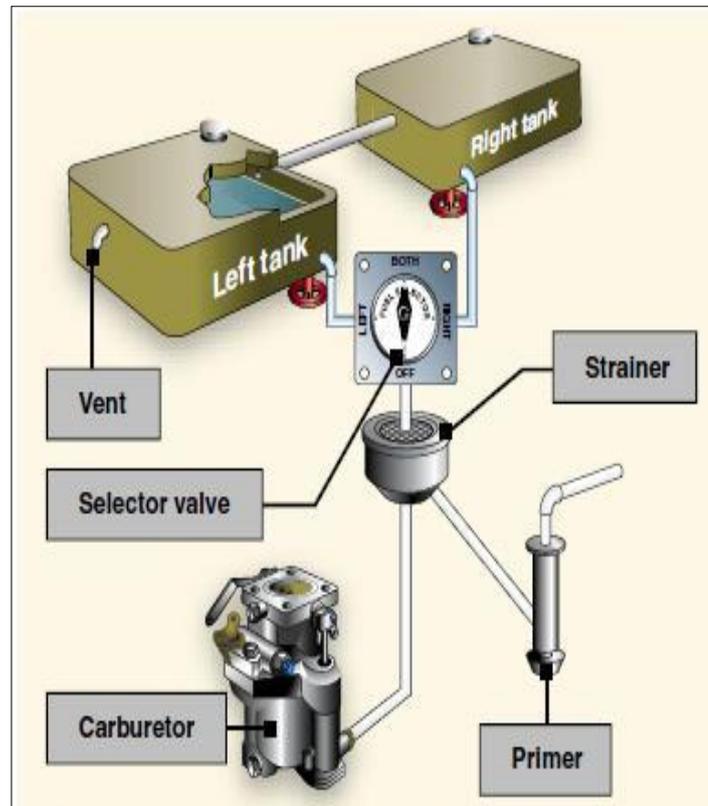


Figura 6 Sistema de combustible por gravedad
Fuente: (Mendez, 2011)

2.4.2 Sistema de combustible por presión

En las aeronaves donde no es posible instalar el tanque de combustible a la distancia requerida sobre el carburador y/o unidad de control de combustible, y cuando la presión de combustible necesaria para un buen funcionamiento de estas unidades es relativamente alta, porque el sistema de combustible por gravedad no la puede proporcionar, el sistema necesariamente, constara de bombas para mantener la presión al valor adecuado para el correcto funcionamiento del carburador y/o la unidad de control de combustible. (Gutierrez C. , 2014)

Este tipo de bombas varia depende el diseño o presión a generar entré las más comunes en una aeronave con motores jet son de tipo pistón y de engranajes las cuales obtienen su rotación para generar presión por medio de

motores eléctricos de gran fuerza motriz o de forma mecánica y efectiva aprovechando la rotación axial de una sección de turbina del motor. (Gutierrez F. G., 2016)

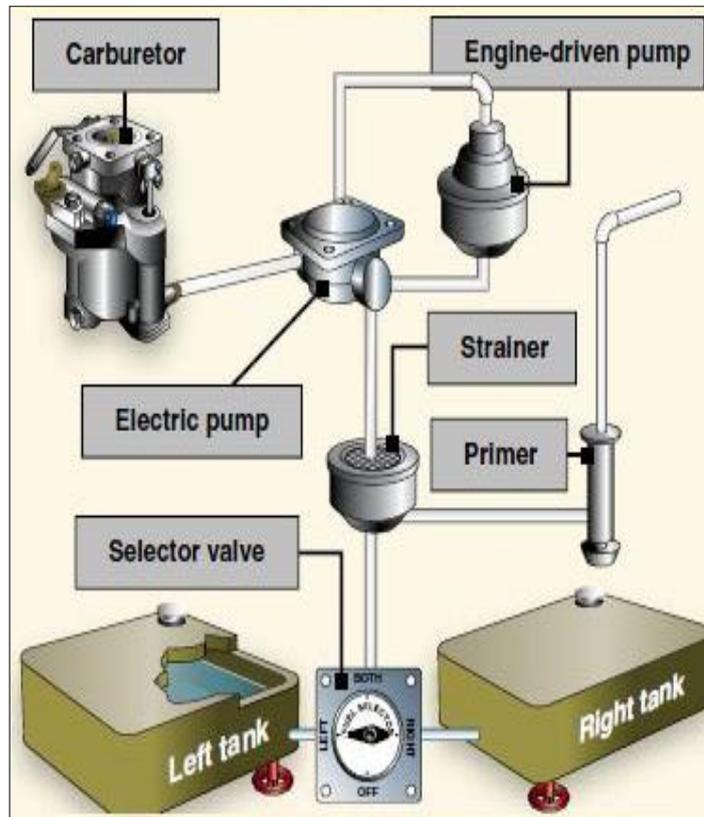


Figura 7 Sistema de combustible por presión
Fuente: (Mendez, 2011)

2.5 Componentes del sistema de combustible

Los componentes de este sistema se pueden dividir en dos secciones principales como el sistema de combustible del avión el cual utiliza componentes que tienen su recorrido y presión desde las alas; y el sistema de combustible del motor que utiliza menos componentes ya que su recorrido es reducido pero el más principal al llevar fluido inflamable hasta una cámara de combustión. (Gutierrez F. G., 2016)

2.5.1 Componentes del sistema de combustible del avión

Este sistema contiene baja presión, pero debe ser capaz de suplir un flujo y una cantidad necesaria de combustible hasta las bombas mecánicas del motor o en casos de emergencia capaz de generar la presión necesaria

cuando la bomba mecánica del motor ha dejado de funcionar para mantener encendidos los motores, los componentes de detallan a continuación:

- Tanque de Combustible
- Bomba reforzadora (BOOSTER PUMP)
- Cañerías y mangueras de combustibles
- Válvula selectora
- Filtro principal de combustible
- Indicador de flujo, presión y cantidad de combustible. (Aircraft, 2003)

2.5.1.1 Tanques de combustible

Son contenedores que se coloca directamente a bordo de la aeronave y se usan para almacenar líquidos inflamables como el combustible, que es importante para que la aeronave funcione, los depósitos de combustible varían considerablemente de tamaño y se clasifican en:

2.5.1.1.1 Tanque de combustible integral

Los depósitos integrales son áreas dentro de la estructura de la aeronave que han sido selladas para permitir el almacenaje de combustible. Dado que estos depósitos son parte de la estructura de la aeronave, no pueden ser desmontados para someterse a mantenimiento o inspección. Para estos cometidos deben proveerse de paneles de inspección para permitir la inspección interna, reparación y mantenimiento general del tanque. La mayoría de aeronaves de gran tamaño usan este sistema almacenando combustible en las alas, en la panza y algunas veces en la cola del avión (Amaya, 2012)

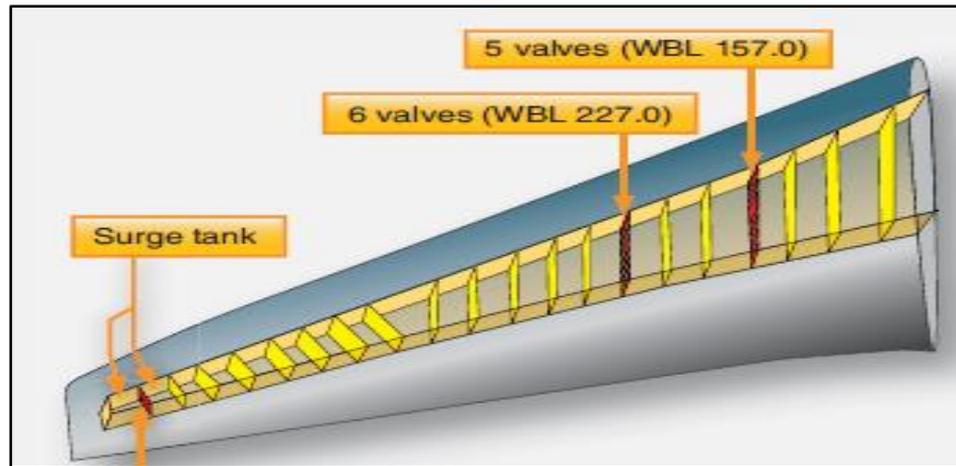


Figura 8 Tanque integral
Fuente (Airframe, 2012)

2.5.1.1.2 Tanque de combustible rígido

Los depósitos rígidos desmontables se instalan en un compartimento diseñado para este propósito. Normalmente son de construcción metálica y pueden desmontarse para ser revisados, reemplazados o reparados. La integridad estructural del avión no depende del tanque de combustible. Este tipo de depósitos son frecuentes en pequeñas aeronaves de aviación general. (Amaya, 2012)



Figura 9 Tanque rígido
Fuente: (Airframe, 2012)

2.5.1.1.3 Tanques de combustibles flexibles

Son bolsas de goma reforzadas que se instalan en una sección de una estructura de la aeronave diseñada para arrojar la carga de combustible. El bladder se enrolla y se instala en el compartimiento a través del conducto para

el relleno o el panel de acceso, y se fija con botones metálicos o enganches dentro del comportamiento. (Amaya, 2012)

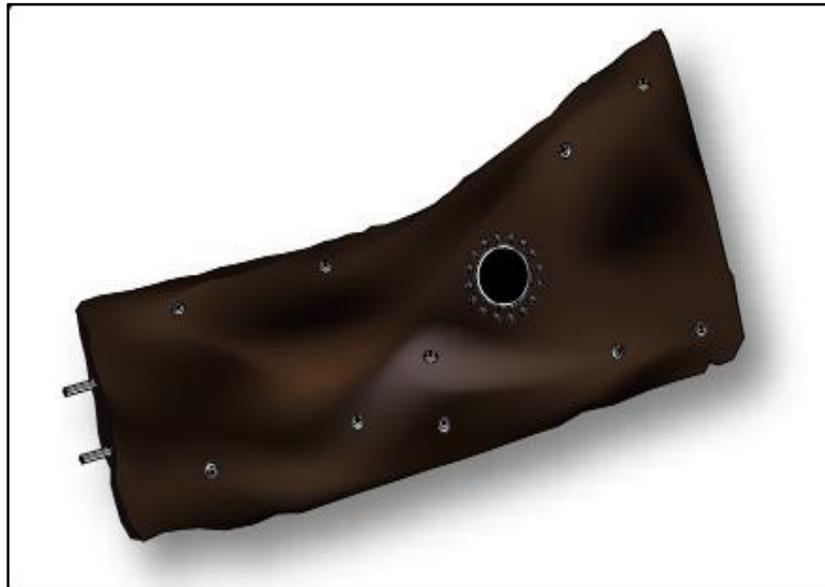


Figura 10 Tanque flexible

Fuente: (Airframe, 2012)

2.5.1.2 Bomba reforzadora

Se instalan dentro del estanque, en su parte inferior, se conocen como sumergidas. Las semi-sumergidas, cuyo motor eléctrico está en una bahía seca y la turbina dentro del estanque con una toma, en la parte baja del tanque, que en su extremo tienen el filtro de malla gruesa. No es necesario vaciar el tanque para cambiarla.

Se entrega combustible a la bomba de motor prácticamente libre de vapor, el vapor se devuelve al tanque de combustible eliminándose hacia la parte superior del sumidero; el vapor de combustible es expulsado por un sistema autónomo de ventilación para evitar la sobre presión dentro del tanque y la generación de residuos de agua. (Díez, 2015)

2.5.1.3 Cañerías y ductos de combustible

Los ductos de combustible se identifican por una franja de color rojo, la cual esta puesta alrededor de cada extremo. Los ductos son rígidos o flexibles; existen dos tipos, uno es de aleación recosida de aluminio y mientras que las

otras se fabrican de caucho sintético y de tejido. El grosor de los ductos depende del régimen de consumo del motor. (Gutierrez F. G., 2016)



Figura 11 Simbología de línea de combustible
Fuente (Gutierrez, 2014)

2.5.1.4 Válvula selectora

Deben permitir el libre paso del flujo en la cañería a la cual sirve y sin filtraciones. Se usan para cortar combustible, alimentación cruzada, Transferir combustible, Vaciar combustible, Cargar combustible. Se pueden operar manualmente mediante el uso de cables, poleas, varillas. Las válvulas se pueden operar en forma manual usando el indicador de posición que se encuentra en el cuerpo de ella y solo en caso de hacer algún trabajo de mantenimiento. Las válvulas utilizadas en la actualidad son las de tipo eléctrico, usualmente operadas con 28 VDC. (Gutierrez C. , 2014)

Para saber la posición de estas válvulas cuentan con luces de color azul llamadas de tránsito. Cuando la válvula está en el recorrido hacia abierto o cerrado la luz enciende con su máxima intensidad, lo mismo ocurre si no llega a la posición pedida. En el circuito adjunto además de transito la luz estará apagada cuando la válvula está cerrada y encendida tenuemente con ella abierta, cumpliendo así la función de posición. (Gutierrez F. G., 2016)

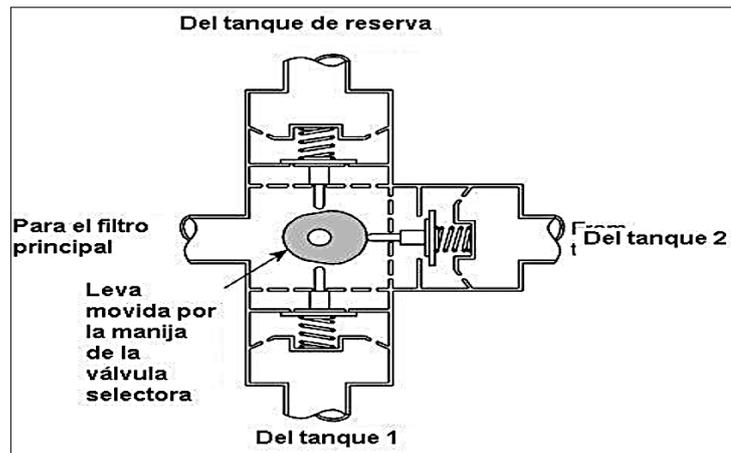


Figura 12 Válvula selectora
Fuente(Gutierrez, 2014)

2.5.1.5 Filtro principal de combustible

Los filtros están instalados en las bocas de llenado por gravedad, a la salida de los tanques y a la entrada del carburador en motores recíprocos y en las mismas secciones incluida la bomba del motor en motores a reacción. Los instalados en la boca de llenado o a la salida de los tanques son de malla gruesa e impiden que las partículas más grandes contaminen el sistema.

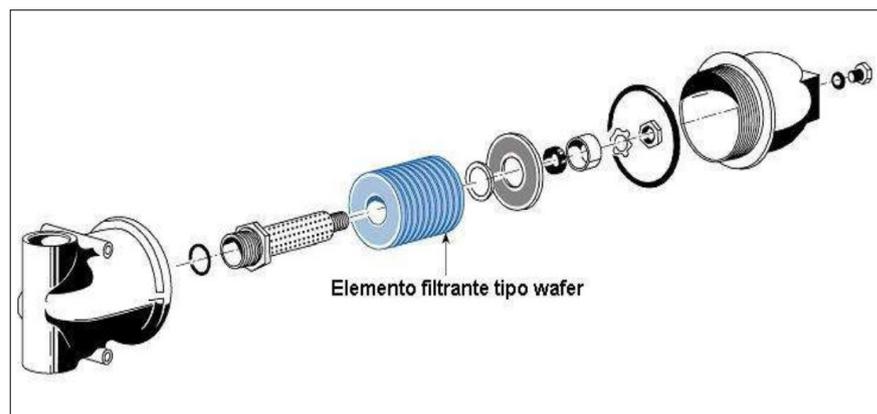


Figura 13 Filtro tipo wafer
Fuente: (Gutierrez C. , 2014)

Los filtros que están a la entrada del carburador o en la bomba de motor son de malla fina y además de filtrar las impurezas, debido a estar en el lugar más bajo del sistema combustible, atrapa las pequeñas cantidades de agua que puedan quedar. En los motores recíprocos van instalados en la nacela del motor. En las turbinas van montados en el motor en su parte más baja y tienen

incorporado un interruptor de presión diferencial para avisar cuando esta obstruido. Existen varios elementos internos filtrantes entre ellos el más utilizado tipo diafragma y wafer de los cuales se utilizan depende la configuración de la aeronave o tipo de fabricante, el más común en aviación como filtro de combustible eficiente, es utilizado el tipo wafer por sus componentes internos y características de filtración.

2.5.1.6 Indicadores de combustible

2.5.1.6.1 Indicador de flujo de combustible

Mide la razón del gasto de combustible en medidas de peso por hora (lbs. o kgs.). Algunos de ellos traen además la indicación de lo gastado, con su respectivo interruptor de reseteo. Los más conocidos son los de paleta (vane) y el del tipo medidor de flujo de masa. Actualmente el segundo de ellos es usado por casi toda la flota mundial. Algunos de estos equipos utilizan una fuente de poder que normalmente va en el compartimento de equipos electrónicos. (Rueda, 2006)



Figura 14 Indicador de flujo de Combustible

Fuente: (Aircraft Spruce, 2015)

2.5.1.6.2 Indicador de cantidad de combustible

El conocimiento de la cantidad de combustible remanente en los depósitos de combustible es una información vital para la seguridad del vuelo. Este sistema utiliza una boya o flotador de material ligero o corcho impermeable que flota en la superficie del líquido, el cual con la timonería adecuada hace

variar un potenciómetro que, por medio de la corriente eléctrica transmite esta información al indicador; mencionado sistema fue utilizado en las primeras aeronaves fabricadas por el hombre. (Rueda, 2006)



Figura 15 Indicador de cantidad De combustible
Fuente: (Aircraft Spruce, 2015)

2.5.2 Sistema de control de combustible del motor

El sistema de combustible del motor comprende tres sistemas; Sistema de control y suministro, sistema de encendido y el sistema principal; y alimentación funcional. El sistema es de baja presión que emplea quemadores del tipo vaporizante. Debajo de un flujo de condiciones, la presión de los quemadores no excede las 600 lb/sq.in. Contiene indicadores de los componentes del sistema. (Reyhton Corporate, 2003)

2.5.2.1 Indicador de presión de combustible

Las características del sistema de combustible frecuentemente hacen aconsejable controlar la presión de entrada a la bomba de combustible. En caso de una detención del flujo de combustible en vuelo. Además, la presión de entrada a la bomba de combustible indicará una posible cavitación en la entrada de dicha bomba en vuelo, y mostrará si el sistema de combustible está o no está operando adecuadamente durante las comprobaciones en tierra del motor. (Rueda, 2006)

2.5.2.2 Sistema de suministro y control

El combustible se aloja en las alas del avión y es enviado al motor por medio de bombas reforzadoras hasta el sistema de baja presión del motor él se vuelve autónomo al succionar el combustible, este combustible pasa por el filtro y la bomba mecánica, recorre por un mecanismo servo pasando por la unidad controladora de flujo barométrico y la unidad de control de relación aire/combustible, y un gobernador hidromecánico de la bomba que ayuda a mantener una máxima velocidad del flujo hasta los componentes. El sistema está comprendido por varios componentes, donde la mayoría controlan el flujo, relación, presión y temperatura, tales como:

- Filtro de baja presión
- Interruptores de presión diferencial de combustible
- Interruptores de emergencia de baja presión
- Bomba de combustible
- Válvula de reblaste cimiento tipo solenoide
- Controlador de relación de aire/combustible. (Gutierrez C. , 2014)

2.5.2.3 Sistema de alimentación de combustible durante el arranque

El sistema comprende componentes, los cuales actúan directamente en el proceso de encendido, estos son:

- Solenoide de imprimación
- Seis unidades de imprimación

Durante el encendido el flujo de combustible es desviado por la válvula de incremento de presión y este flujo pasa a través del solenoide de imprimación, cuando este es energizado se encuentra en la posición abierto. En la etapa inicial del ciclo de encendido la presión de combustible es insuficiente para abrir la válvula de incremento de presión, por lo tanto, el flujo de combustible

pasa por la unidad de imprimación para ser atomizado e inyectado en las cámaras de combustión.

Las unidades de imprimación pueden dejar de funcionar solo si el solenoide esta des energizado en proceso del ciclo de encendido. Un sistema de drenaje o ventilación del sistema de imprimación actúa una válvula eléctrica para sacar, se encuentra cerrada cuando esta encendido el motor, esto previene alguna falla en el drenaje de las líneas de imprimación. (Reyhton Corporate, 2003)

2.5.2.4 Sistema principal

Como la velocidad del motor aumenta después de encenderse, el combustible se eleva a una presión adecuada para abrir la válvula de incremento de presión y pueda pasar el flujo de combustible a través del flujómetro y las unidades de tubería de alimentación, de allí entra aire primario a los tubos donde es mezclado y vaporizado. El aire secundario combinado de los tubos con el combustible mezclado es inyectado, la llama se enciende por las unidades de imprimación. Ver anexo "B".

Este sistema comprende componentes relevantes capaces de medir cantidad y llevar el flujo por medio de tuberías o cañerías, estos son:

- Flujómetro
- Unidades de tubería de alimentación – 12 unidades. (Reyhton Corporate, 2003)

2.6 Descripción y operación del sistema de combustible del avión Hawker Siddeley 125-400

El combustible se almacena en un tanque integral en cada ala y en un tanque de largo alcance (tanque ventral) debajo del fuselaje posterior. Drenajes de combustible y agua se incorporan en los tanques que se reaprovisionan de combustible a través de un ducto en cada tanque. Las bombas reforzadoras están instaladas en cada tanque de ala para suministrar combustible al motor respectivo y una APU (Unidad Auxiliar de Potencia) si

está instalada, también cuenta con un sistema de transferencia para realizar una alimentación cruzada.

Una válvula de alimentación cruzada garantiza un suministro a ambos motores en caso de falla de una bomba de reforzadora individual; los motores pueden funcionar con alimentación de succión si ambas bombas fallan. Todos los tanques se ventilan a la atmósfera, a través de un tanque de compensación en cada punta de ala, desde el tanque de ventilación de largo alcance hasta el tanque del ala izquierda. Un interruptor de tipo flotador en cada tanque de compensación proporciona una advertencia en un indicador magnético si el tanque de compensación se llena durante la transferencia de combustible. (Reytheon Corporate, 2003)

Se proporciona un sistema de medición del tipo de capacitancia para cada tanque del ala y un indicador magnético operado por interruptores de alto y bajo nivel para el tanque de largo alcance. Un calentador de combustible, un sistema de advertencia de sobrecalentamiento de combustible, un transmisor de flujo de combustible y un sistema de advertencia de bloqueo del filtro de combustible de baja presión del motor también forman parte del sistema de combustible montado en el motor. Además del combustible utilizable, los tanques del ala y de largo alcance llevan cada uno una pequeña cantidad de combustible inutilizable; la mayor parte de este combustible inutilizable es capaz de drenarse a través del canal de agua y / o drenajes de combustible (**ANEXO B**). (Reytheon Corporate, 2003)

2.7 Descripción general motor Roll Royce Viper 522

El motor Viper 522 es un motor de flujo axial directo. El aire que entra en el motor se dirige hacia el compresor por medio de unos álabes guía de entrada. A medida que el aire se mueve a través de las etapas del compresor, su presión aumenta. Cuando el flujo sale del compresor, un conjunto de palas rectificadoras de flujo de dos etapas alimenta el aire comprimido a la sección de combustión.

La cámara de combustión es anular y utiliza 12 quemadores de vaporización de tipo "bastón" como el método principal de quema de

combustible. Cuando se arranca el motor, se utilizan seis "quemadores de atomización" de arranque, que son apagados por el control del motor cuando se alcanza la presión del combustible primario mediante la válvula de aumento de presión (PIV). (Reytheon Corporate, 2003)



Figura 16 Motor Roll Royce Viper 522

2.8 Inspección visual



Figura 17 Inspección visual
Fuente: (Flight-Mechanic, 2017)

La inspección visual se puede mejorar al no perder de vista el área sospechosa con una luz brillante, una lupa y un espejo. Algunos defectos pueden ser tan obvios que no se requieren métodos de inspección adicionales. Las piezas no deben limpiarse antes de una inspección visual preliminar, ya que a menudo se pueden detectar indicios de una falla a partir de los depósitos residuales de partículas metálicas en algunos huecos en el

motor. Se utilizan varios términos para describir los defectos detectados en las piezas del motor durante la inspección. Algunos de los términos y definiciones más comunes como:

- **Abrasión:** un área de rasguños o marcas ásperas causadas generalmente por materias extrañas entre partes o superficies en movimiento.
- **Brinelling:** una o más muescas en las carreras de los rodamientos, generalmente causadas por altas cargas estáticas o aplicación de fuerza durante la instalación o el retiro. Las muescas son redondeadas o esféricas debido a la impresión dejada por las bolas o rodillos de contacto del rodamiento.
- **Ardor:** daño superficial debido al calor excesivo. Por lo general, es causado por un ajuste incorrecto, una lubricación defectuosa o por un funcionamiento excesivo de la temperatura.
- **Bruñido:** pulido de una superficie al deslizar el contacto con una superficie lisa y más dura. Por lo general no hay desplazamiento ni extracción de metal.
- **Rebabas:** una proyección brusca o áspera de metal que generalmente resulta del procesamiento de la máquina.
- **Frotamiento:** una condición causada por una acción de roce entre dos partes bajo una ligera presión que produce desgaste.
- **Astillado:** ruptura de piezas de material, que generalmente es causada por una concentración excesiva de estrés o un manejo des cuidado.
- **Corrosión:** pérdida de metal por acción química o electroquímica. Los productos de corrosión se eliminan fácilmente por medios mecánicos. El óxido de hierro es un ejemplo de corrosión.
- **Grieta:** una separación parcial de material generalmente causada por vibración, sobrecarga, tensiones internas, ensamblaje defectuoso o fatiga. La profundidad puede ser de unas pocas milésimas, hasta el espesor total de la pieza.
- **Corte:** pérdida de metal, por lo general a una profundidad apreciable en un área relativamente larga y estrecha, por medios mecánicos,

como ocurre con el uso de una hoja de sierra, un cincel o una piedra de bordes afilados que golpea un golpe.

- **Dent:** una pequeña depresión redondeada en una superficie generalmente causada por la parte golpeada con un objeto redondeado.
- **Erosión:** pérdida de metal de la superficie por la acción mecánica de objetos extraños, como arenilla o arena fina. El área erosionada es áspera y puede estar alineada en la dirección en que el material extraño se movió en relación con la superficie.
- **Escamas:** el desprendimiento de piezas pequeñas de metal o superficies recubiertas, generalmente causadas por un revestimiento defectuoso o una carga excesiva.
- **Trastornos:** una condición de erosión de la superficie causada por un movimiento minúsculo entre dos partes que generalmente se sujetan con una presión unitaria considerable.
- **Desgarramiento:** una condición severa de rozadura o desgaste en la cual ocurre una transferencia de metal de una parte a otra. Generalmente es causado por un ligero movimiento de las partes acopladas que tienen un movimiento relativo limitado y bajo cargas elevadas.

2.9 Inspección de combustible

La inspección de la instalación de un sistema de combustible consiste básicamente en un examen del sistema para verificar su conformidad con los requisitos de diseño junto con las pruebas funcionales para comprobar su correcto funcionamiento. Es importante que se sigan las instrucciones del fabricante para la aeronave en cuestión al realizar las funciones de inspección o mantenimiento.

Se inspecciona todo el sistema en busca de desgaste, daños o fugas y se debe asegurarse de que todas las unidades estén bien fijadas y debidamente protegidas. El filtro y el sumidero también deben revisarse en busca de sedimentos, agua o limas. Los filtros o pantallas, incluidos los provistos para

medidores de flujo y bombas auxiliares, deben estar limpios y libres de corrosión. (Flight-Mechanic, 2017)



Figura 18 Inspección del sistema de combustible
Fuente: (Hispanaviación, 2012)

2.9.1 Líneas de combustible

Las líneas de combustible de los aviones pueden ser rígidas o flexibles según la ubicación y la aplicación, y para realizar la inspección en las líneas de combustible se debe asegurar de que las líneas estén bien sujetas y que las tuercas y abrazaderas estén bien apretadas, en caso de no estar bien aseguradas las abrazaderas, use una llave de torsión de abrazadera de manguera. Si las abrazaderas no sellan, reemplace las abrazaderas, la manguera o ambas. Después de instalar una manguera nueva, revise las abrazaderas diariamente y apriételas si es necesario.



Figura 19 Líneas de combustible
Fuente: (Hispanaviación, 2012)

2.10 Fallas del sistema de combustible

La integridad del sistema de combustible de una aeronave es crítica y no debe comprometerse es por eso que cuando exista la evidencia de mal funcionamiento o fuga se debe abordar antes de que la aeronave se lance para el vuelo. Las instrucciones de mantenimiento y operación de cada fabricante deben usarse para guiar al técnico en el mantenimiento del sistema de combustible en condiciones de aeronavegabilidad.

2.11 Localización de fugas y defectos.

Se solicita una inspección visual cercana cuando se sospeche una fuga o defecto en un sistema de combustible. Las fugas a menudo se pueden rastrear hasta el punto de conexión de dos líneas de combustible o una línea de combustible y un componente. Fugas de combustible produce una marca por donde va

- También puede causar un olor más fuerte de lo normal.
- El combustible puede acumular suficiente colorante para que sea visible o se puede formar un área limpia de suciedad.
- La suciedad y el polvo eventualmente se asientan en él, lo que lo hace más visible.

Cuando hay fugas de combustible en un área donde los vapores pueden acumularse, la fuga debe repararse antes del vuelo debido a la posibilidad de incendio o explosión. La reparación podría aplazarse por fugas externas que no estén en peligro de ser encendidas. Sin embargo, la fuente de la fuga debe determinarse para asegurarse de que no empeore. Sigua una inspección visual detallada a menudo puede revelar un defecto.



Figura 20 Localización de fugas y defectos
Fuente: (Areanas, 2011)

2.12 Clasificación de fugas de combustible

Se utilizan cuatro clasificaciones básicas para describir las fugas de combustible de las aeronaves: manchas, filtraciones, filtraciones intensas y fugas en funcionamiento, el área de superficie del combustible recolectado de una fuga es un tamaño determinado.

Cuando el área mide menos de $\frac{3}{4}$ de pulgada de diámetro, se dice que la fuga es una mancha. De $\frac{3}{4}$ a $1\frac{1}{2}$ pulgadas de diámetro, la fuga se clasifica como una filtración. Las filtraciones pesadas forman un área de $1\frac{1}{2}$ pulgadas a 4 pulgadas de diámetro. Fugas de la piscina corriendo y en realidad goteo de la aeronave. Pueden seguir el contorno de la aeronave por una larga distancia.

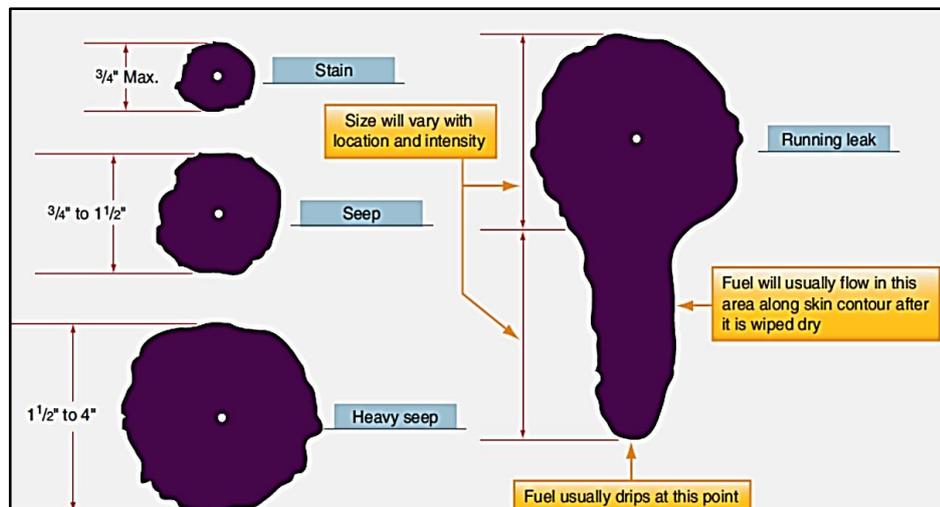


Figura 21 Medidas de fugas de combustible

Fuente: (Airframe, 2012)

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL PROYECTO

3.1 Preliminares

En el presente capítulo se detallan los procedimientos que se realizó para la inspección del sistema de combustible del motor Roll Royce Viper MK 522 del avión escuela de la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE, Hawker Siddeley HS 125-400 y todos los componentes secundarios que le conforman, y las medidas de precaución para evitar daños e incidentes.

Se aplicó todo el conocimiento y entrenamiento adquiridos durante los periodos académicos y con la tutoría del Tlgo. Gabriel Inca encargado de este proyecto para el correcto desenvolvimiento en este tipo de tareas de inspección. Mencionado proyecto de graduación tiene la finalidad de proporcionar herramientas especiales para el montaje y desmontaje de los motores para realizar la inspección adecuada de los componentes del sistema de combustible del motor, tarea que se puede ejecutar tomando como guía de referencia el AC 43-13 1B

3.2 Medidas de seguridad

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

3.3 Herramientas y equipos utilizados para la inspección del sistema de combustible del motor.

- Tecele mecánico (debe tener una capacidad de carga de trabajo segura de no menos de 1200 lb)
- Eslinga
- Banco o cama móvil
- Juego de copas en pulgadas
- Destornilladores planos y estrellas de distintas medidas
- Juego de llaves hexagonales

3.4 Flujograma de tarea

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

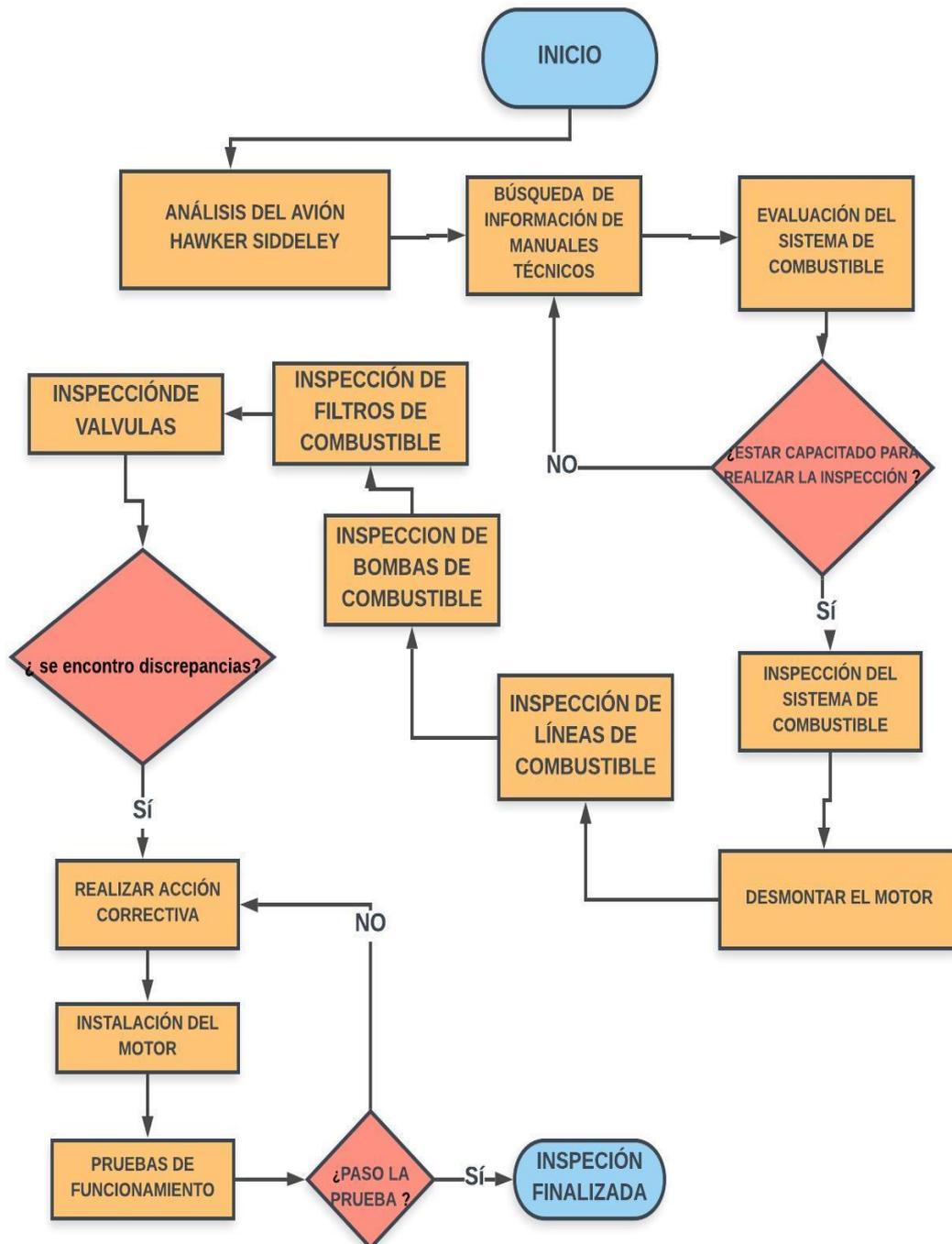


Figura 22 Flujograma de tarea

3.5 Métodos aceptables técnicas y prácticas de inspección del sistema de combustible (AC No: 43.13-1B)

En este (AC) contiene métodos, técnicas y prácticas aceptables para la inspección y reparación de áreas no presurizadas de aeronaves, Estos datos generalmente se refieren a reparaciones menores como es en las líneas de combustible mediante inspección visual que es directamente aplicable a la reparación que se está realizando. Es por eso que este AC se los utilizara para poder mantener, reparar y ajusta los sistemas de combustible de la aeronave y los componentes del sistema de combustible de acuerdo con las instrucciones de mantenimiento del fabricante correspondiente en caso de ser necesario después de la inspección. En los puntos siguientes se describe algunos principios generales de mantenimiento del sistema de combustible

3.5.1 Líneas de combustible y accesorios.

Cuando se vayan a reemplazar o reparar los conductos del sistema de combustible, tenga en cuenta los siguientes principios fundamentales, además de los requisitos de aeronavegabilidad aplicables, se toman en cuenta las prácticas adicionales de inspección de los sistemas de tuberías de las aeronaves.

- **Compatibilidad de los accesorios**

Todos los accesorios deben ser compatibles con sus piezas de unión. Aunque varios tipos de accesorios parecen ser intercambiables en muchos casos, tienen diferentes pasos de rosca o pequeñas diferencias de diseño que impiden un acoplamiento adecuado y pueden causar fugas o fallas en la junta.

- **Enrutamiento**

Asegúrese de que la línea no roce con los cables de control, la estructura del fuselaje, etc., ni entre en contacto con el cableado eléctrico o el conducto. Cuando no sea posible separar físicamente los conductos de combustible de los cables o conductos eléctricos, coloque el conducto de combustible debajo del cableado y sujételo firmemente a la estructura del fuselaje. En ningún caso el cableado debe estar soportado por la línea de combustible.

- **Alineación.**

Localice las curvas con precisión para que la tubería esté alineada con todas las abrazaderas de soporte y los accesorios de extremo y no sea estirada, tirada o forzada a entrar en su lugar por ellas. Nunca instale un tramo recto de tubo entre dos racores de montaje rígido. Siempre incorpore al menos una curva entre estos ajustes para absorber la tensión causada por la vibración y los cambios de temperatura.

- **Vinculación.**

Pegue las líneas de combustible metálicas en cada punto donde se sujetan a la estructura. Se prefieren las abrazaderas de soporte de línea integrada y amortiguada a otros métodos de sujeción y pegado.

- **Soporte de Unidades de Línea.**

Para prevenir posibles fallas, todas las conexiones lo suficientemente pesadas como para hacer que la línea se caiga, deben ser soportadas por otros medios que no sean la tubería.

3.5.2 Bombas de combustible.

Inspeccione, repare y revise las bombas de impulsión, las bombas de emergencia, las bombas auxiliares y las bombas accionadas por el motor de acuerdo con las instrucciones del fabricante correspondiente.

3.5.3 Filtros de combustible y drenajes

Compruebe que cada filtro y elemento filtrante no esté sucio. Determine y corrija la fuente de cualquier contaminante encontrado. Reemplace los elementos filtrantes desechables con el tipo recomendado. Examine los tazones del colador de combustible para ver si están instalados correctamente de acuerdo con la dirección del flujo de combustible. Compruebe el funcionamiento de todos los dispositivos de drenaje para asegurarse de que funcionan correctamente y de que tienen un cierre positivo.

3.5.4 Sistemas de indicadores

Inspeccione, repare y ajuste los sistemas de indicadores de combustible de acuerdo con las instrucciones del fabricante. Determine que los rótulos requeridos y las marcas en el instrumento estén completos y legibles.

3.6 Desmontaje del motor

Para realizar esta tarea de inspección se determinó la necesidad de bajar el motor y revisar detalladamente líneas de combustible que alimentan al motor desde sus alas, los procesos descritos para el desmontaje fueron tomados de acuerdo al manual de mantenimiento sección desmontaje del motor ATA 71-00 literal A página 401-408 (**Ver anexo G**)

3.7 Proceso de desmontaje de motor

Se precedió a retirar las capotas que cubren el motor para facilitar la inspección de la misma manera se fijó la herramienta especial al motor asegurando sus puntos fijos de anclaje, luego se ubicó el montante del motor para poder fijarlo en las bases seguras, se conectó el teclé con la eslinga para poder tensionarlo luego se desconectó cableado eléctrico, líneas, hidráulicas, neumáticas y de combustible también desinstaló conexiones mecánicas, se liberó el torque de los pernos fijos de anclaje para ser retirados en su totalidad separando el motor de la aeronave y bajarlo de una manera cuidadosamente hacia el soporte del motor ubicándolo en un sitio adecuado libre de contaminación física y para protección de líneas se recubrió partes expuestas a obstruirse así mismo cubrió con cintas aislantes conexiones eléctricas para evitar humedad.

3.8 Construcción de herramientas especiales

Debido que, durante la inspección del sistema de combustible del motor, no existía herramienta especial como una eslinga y un soporte se vio en la necesidad de implementar estas herramientas para poder llevar a cabo la inspección y concluir la tarea de mantenimiento designada, para ello se tomó en cuenta los diseños que van acorde con el peso del motor y medidas de seguridad

3.8.1 Procedimientos de diseño y construcción del montante del motor.

Para el diseño del montante se tomó en cuenta varios ejemplos de diseño sin ningún ejemplo claro del fabricante, por falta de información técnica referente a la construcción del montante del motor se procedió a realizar un modelo básico el cual sea capaz de soportar el peso del motor sin afectar la seguridad de los puntos de sujeción del motor y las bases de los montantes, con la ayuda de un software de simulación se obtuvo resultados de análisis para su ejecución. (Ver Anexo C -D- E - F)



Figura 23 Modelo de montante

Fuente: (Flickr, 2009)

3.8.2 Modelo de simulación

Por medio del software de diseño y simulación solidworks se cargaron los datos de los sólidos de viga donde se detalla las secciones transversales uniformes, donde se menciona el área de la sección, longitud, volumen, densidad, masa y peso. Y las propiedades de estudio serán objeto de análisis estático, uniones rígidas compatibles, fuerzas de cuerpo libre y factor de seguridad. (ANEXO C)

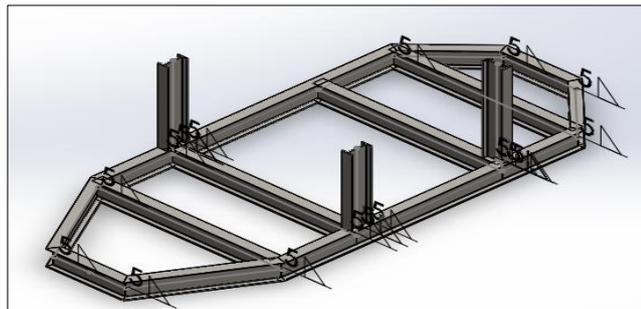


Figura 24 Modelo de simulación

3.8.4 Modelo de simulación eslinga

Por medio del software de diseño y simulación solidworks se cargaron los datos de los sólidos de viga donde se detalla las secciones transversales uniformes, donde se menciona el área de la sección, longitud, volumen, densidad, masa y peso. Y las propiedades de estudio serán objeto de análisis estático, uniones rígidas compatibles, fuerzas de cuerpo libre y factor de seguridad. (ANEXO D)



Figura 25 Modelo de la eslinga

3.8.5 Resultado de la construcción de las herramientas especiales

Realizada ya la simulación en el programa Solid Works de las herramientas especiales, dando como resultado un equipo de ayuda para poder remover e instalar el motor y así se cumplió con la tarea referente al AC descrito anterior en donde se refiere a realizar la inspección del sistema de combustible.



Figura 26 Motor recto y nivelado



Figura 27 Soporte del motor

3.9 Inspección visual del sistema de combustible

3.9.1 Inspección visual de líneas y accesorios

Se observó que tenía una corrosión leve uniforme la cual se la trato con alcohol y scotch brite para poder dejar en buen estado zonas afectadas, también se verifico que la alineación de tuberías esté correctamente conectadas y con sus abrazaderas ajustadas.

Tabla 2

Inspección visual de líneas y accesorios

COMPONENTE	INSPECCIÓN	SATISFAC TORIO	NO SATISFACTORIO
Líneas y accesorios	Corrosión		√
	Fisuras	√	
	Fugas	√	
	Compatibilidad de accesorios	√	
	Alineación		√
	Vinculación	√	
	Soportes de Unidades de Línea		√

También se inspeccionó el soporte de líneas se verifico que todas las conexiones estén adecuadamente ubicadas para no obstruir paso de

combustible. Las tareas de inspección realizadas se hicieron en base al AC 43.13.1B, Sección 2 del Sistema de combustible



Figura 28 Líneas de combustible

3.9.2 Inspección visual de bombas de combustible

Se realizó una inspección visual bomba de combustible en la cual se encontró corrosión superficial la cual se procedió a tratarla con alcohol y scotch brite para que este en buen estado.

Tabla 3

Inspección visual de bombas de combustible

COMPONENTE	INSPECCIÓN	SATISFACTORIO	NO SATISFACTORIO
Bombas de combustible	Corrosión		√
	Fugas	√	
	Contaminación		√

Posteriormente se procedió a limpiar la bomba de combustible con una franela aplicando alcohol industrial. Las tareas de inspección realizadas se hicieron en base al AC 43.13.1B, Sección 2 del Sistema de combustible literal 8.35



Figura 29 Bomba de combustible

3.9.3 Inspección visual del filtro de combustible

Se realizó una inspección visual en el filtro de combustible donde se detectó que poseía obstrucciones las cuales se procedieron a deshacerse mediante limpieza de aire comprimido a una presión moderada.

Tabla 4

Inspección visual del filtro de combustible

COMPONENTE	INSPECCIÓN	SATISFACTO RIO	NO SATISFACTORIO
Filtro de combustible	Corrosión	√	
	Dirección de flujo	√	
	Obstrucción de puntos de drenes		√

De la misma manera se verificó el estado del filtro de combustible. Esta tarea de inspección se realizó en base al AC 43.13.1B, Sección 2 del Sistema de combustible literal 8.36



Figura 30 Filtro de combustible

3.9.4 Inspección visual de válvulas

Se realizó inspección visual utilizando una lámpara para apoyo visual y verificar si existen fugas producidas por marcas del combustible, lo cual puede causar un olor más fuerte de lo normal, de la misma manera se procedió a verificar si existe presencia de corrosión superficial.

Tabla 5

Inspección visual de válvulas

COMPONENTE	INSPECCIÓN	SATISFACTO RIO	NO SATISFACTORIO
Válvulas	Fugas		√
	Dirección de flujo	√	
	Corrosión		√

También se inspeccionó por presencia de corrosión lo cual se limpió con alcohol y scotch brite. Las tareas de inspección realizadas se hicieron en base al AC 43.13.1B, Sección 2 del Sistema de combustible literal 8.34



Figura 31 Válvulas

3.10 Instalación del motor

Se finalizó satisfactoriamente la tarea de mantenimiento referente a la inspección del sistema de combustible, por lo cual se procedió a la instalación del motor en la aeronave para su correcto funcionamiento, los pasos descritos a continuación son referentes al manual de mantenimiento instalación del motor ATA 71-00 literal A pagina 421-429. (**Anexo H**)

3.10.1 Proceso de instalación

El proceso de instalación se llevó acabo, primero se verificó todos los componentes del motor luego se instaló la herramienta especial en los puntos de levantamiento del motor y ubicando el tecele, luego se retiró el recubrimiento en todas las líneas de hidráulico, neumático y de combustible para ser conectadas, también se retiró las cintas aislantes del cableado eléctrico se inspeccionó los puntos de anclaje que estén en libre movimiento a si mismo verificó los pernos del anclaje del motor con sus tuercas para luego levantar el motor con mucha precaución evitando roces de líneas y componentes del motor, se instaló los pernos montantes de anclaje del motor, se liberó la tensión del tecele, retirando la eslinga.

Por otra parte, se procedió a realizar las conexiones mecánicas del fuselaje al motor se verificó que todas las conexiones que estén totalmente acopladas y finalmente se instaló las capotas del motor.

3.11 Presupuesto

El presupuesto presentado en el anteproyecto era un presupuesto con valores promedios que rodeaba los 1400 USD y no eran valores fijos, pero durante todo el tiempo en el que se desarrolló el proyecto se llegó al valor total.

3.11.1 Análisis de costos

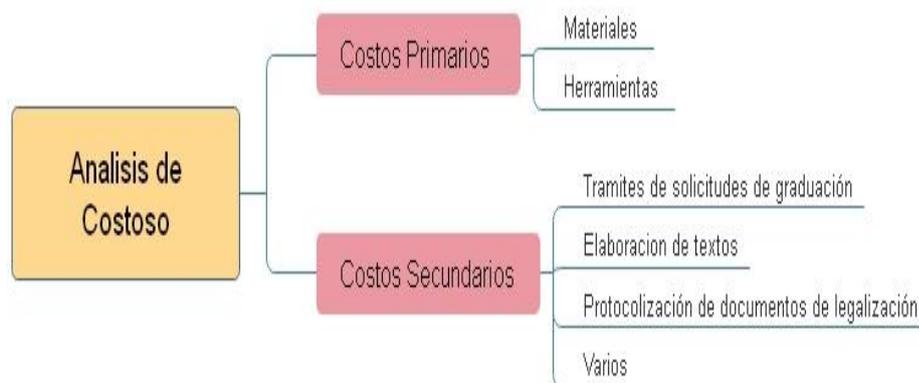


Figura 32 Análisis de Costos

- **Costos primarios**

En la adquisición de los materiales, para llevar a cabo el proyecto de titulación la se hizo referencia con algunas cotizaciones de precios lo cual, y se tomó en cuenta lo más factible.

Tabla 6

Total de Costos primarios

Descripción	Cantidad	Valor Unitario (USD)	Valor Total (USD)
Vigas IPN 100x50	2	85	170
Barras estructurales ASTM A36	1	45	45
Garruchas de 6 pulgadas	4	80	320
Plancha de latón de 1/2 pulgada	1	45	45
Eje de 2 pulgadas	1	50	50
Eje de 1 pulgada	1	35	35
Electrodos 6011	40	0.40	16
Pernos de 1 pulgada	11	0.30	3.30
Plástico de embalar	1	20	20
Pintura	2	35	70
Mano de obra	1	400	400
Total			1174.30

- **Costos secundarios**

Para gastos secundarios se optó por llevar de una forma paulatinamente ya que el proyecto se lo realizó dentro del tiempo del periodo académico.

Tabla 7

Total de costos secundarios

N°	Detalle	Valor total (USD)
1	Trámites de solicitudes de graduación	40
2	Elaboración de textos	160
3	Protocolización de documentos de legalización del avión	100
4	Varios (Transporte, alimentación, hotel)	400
	TOTAL	700

- **Costo total del proyecto de grado**

Tabla 8

Total de costos del proyecto

N°	Detalle	Valor total (USD)
1	Gastos primarios	1174.30
2	Gastos secundarios	700
	TOTAL	1874.30

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones

- Con la implementación de información técnica de los manuales de la aeronave Hawker Siddeley 125- 400 nos permite tener una mejor instrucción y familiarización con la aeronave, detallando así el funcionamiento y mantenimiento de los sistemas.
- Las herramientas especiales implementadas son de gran ayuda ya que nos permite realizar los procesos de inspección detalladamente y así reforzar conocimientos teóricos- prácticos, adquiridos a lo largo de la carrera universitaria
- Con la información técnica obtenida del AC 41.13-1B a lo largo de la ejecución del trabajo de mantenimiento se realizó la inspección del sistema de combustible, en la cual describe los procedimientos adecuados y estándares de seguridad que debe seguir.

4.2 Recomendaciones

- Es de suma importancia antes de realizar cualquier tarea de mantenimiento en el motor o en la aeronave, se recomienda revisar detalladamente la información técnica y las respectivas herramientas con el fin de evitar daños al sistema de la aeronave.
- Al realizar la inspección del sistema de combustible del motor Roll Royce es importante tomar en cuenta que esté dentro de los parámetros aceptable de acuerdo a la guía de inspección.
- Realizar diferentes tipos de inspecciones aplicables al sistema de combustible de la aeronave Hawker Siddeley 125-400 para así poder mantener en buen funcionamiento del sistema y tener un buen conocimiento para las materias aplicables.

GLOSARIO

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

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

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

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

Inspección: Hallar características físicas significativas para determinar cuáles son normales y distinguirlas de aquellas características anormales.

Cañerías: Conducto que cumple la función de transportar un fluido

Inspección visual: El ensayo de inspección visual es un método de ensayo no destructivo que permite la detección de discontinuidades o imperfecciones que afectan a la superficie visualmente accesible de los objetos.

Bambas: Es aquella que suministra la presión necesaria desde el tanque y lo envía hacia el motor a través de un determinado recorrido. Sin ella el motor no recibiría el combustible necesario para moverse.

Filtro: Un filtro es un dispositivo que retiene ciertos elementos y deja pasar otros. El concepto suele referirse al material poroso que permite el tránsito de un líquido pero bloquea a las partículas que el fluido lleva en suspensión

ABREVIATURA

AC: Circular Aviso

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

ATL: Automatic Thrust Limiter (limitador automático de empuje)

ATA: Asociación de Transporte Aéreo

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

EPP: Equipos de Protección Personal

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

RAF: Royal Air Force (Real Fuerza Aérea Británica)

RPM: Revoluciones Por Minuto

USD: Estados Unidos de Norteamérica

TTC: Top Temperature Control (control de temperatura superior)

VDC: Voltios en Corriente Continua

BIBLIOGRAFÍA

- Aircraft Spruce. (15 de Febrero de 2015). *Aircraft Spruce especiality* .
Obtenido de <http://www.aircraftspruce.com/catalog/inpages/cps15-06647.php>
- Brown, D. (27 de Junio de 2013). *commons*. Recuperado el 4 de Julio de 2017,
de
[https://commons.wikimedia.org/wiki/File:BAe146_aircraft_from_A_Flight_of_32_\(The_Royal\)_Squadron_MOD_45147916.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:BAe146_aircraft_from_A_Flight_of_32_(The_Royal)_Squadron_MOD_45147916.jpg)
- Díez, V. S. (2015). *El motor de reacción y sus sistemas auxiliares*. Madrid, España: Thomson-Paraninfo.
- EL UNIVERSO. (10 de Septiembre de 2004). EL UNIVERSO. Recuperado el
27 de Junio de 2017, de
<http://www.eluniverso.com/2004/09/10/0001/12/9B6B49B372A14C35B7C5A5DAAA01E971.html>
- Flickr. (4 de noviembre de 2009). *Median air museum*. Obtenido de
<https://www.flickr.com/photos/ricardo868/5359898030>
- FlightSafety International. (1997). *HAWKER 800 XP PILOT TRAINING MANUAL VOLUME 2*. New York: Wilmington.
- Göde, M. (30 de Noviembre de 2016). *British Aerospace BAe 125*.
Recuperado el 2 de Julio de 2017, de
http://www.wikiwand.com/es/British_Aerospace_BAe_125
- Golpe, A. (13 de Agosto de 2013). *AMILARG*. Obtenido de
<http://www.amilarg.com.ar/hawker-125-400.html>
- Golpe, A. (13 de Agosto de 2013). *AMILARG*. Obtenido de
<http://www.amilarg.com.ar/hawker-125-400.html>
- Golpe, A. (13 de Agosto de 2013). *AMILARG*. Obtenido de
<http://www.amilarg.com.ar/hawker-125-400.html>
- Gutierrez, C. (15 de Julio de 2014). *slideplayer*. Obtenido de
<https://slideplayer.es/slide/1116471/>
- Gutierrez, F. G. (2016). *Sistemas de Aeronaves, Tomo IV*. Valencia, España: NoBooks.

- Martínez, D. (9 de Julio de 2017). *Aviación General*. Recuperado el 23 de Julio de 2017, de <http://aviaciongeneralnavy.blogspot.com/2017/07/motores-turbojet.html>
- Meier, N. (03 de Abril de 2005). *Jet-engine*. Recuperado el 2 de Julio de 2017, de <http://www.aircraftspruce.com/catalog/inpages/cps15-06647.php>
- Mendez, M. (27 de Febrero de 2011). *sistemas de la aeronave*. Recuperado el 23 de Julio de 2017, de <http://sistemasdelaaeronave.blogspot.com/2011/02/sistema-de-combustible.html>
- Ponomarov, V. A. (12 de Junio de 2008). *AVIA-ES*. Obtenido de http://avia-es.com/plane_fuel_tank
- Reyhton Corporate. (2003). *ATA 28 sistema de combustible*. Wichita, Kansas: RAYTHEON AIRCRAFT COMPANY.
- Rodriguez, A. (1 de Febrero de 2018). *Geniolandia*. Obtenido de <https://www.geniolandia.com/13176695/tipos-de-tanques-de-combustible-integrales-de-las-aeronaves>
- Rueda, J. M. (2006). *Sistemas eléctricos y electrónicos de las aeronaves*. Madrid, España: Thomson-Paraninfo.
- Saranga, D. (18 de Julio de 2016). *The Blueprints.com*. Recuperado el 26 de Junio de 2017, de https://www.the-blueprints.com/blueprints/modernplanes/hawker/73707/view/hawker_siddeley_hs_125/
- SMARTDRAW. (2017). *Símbolos de diagrama de flujo*. Recuperado el 23 de Julio de 2017, de <https://www.smartdraw.com/flowchart/simbolos-de-diagramas-de-flujo.htm>
- Valdez, P. (28 de Agosto de 2015). *Pasión por volar*. Obtenido de <http://www.pasionporvolar.com/sistema-de-combustible-en-el-avion-cap-1/>

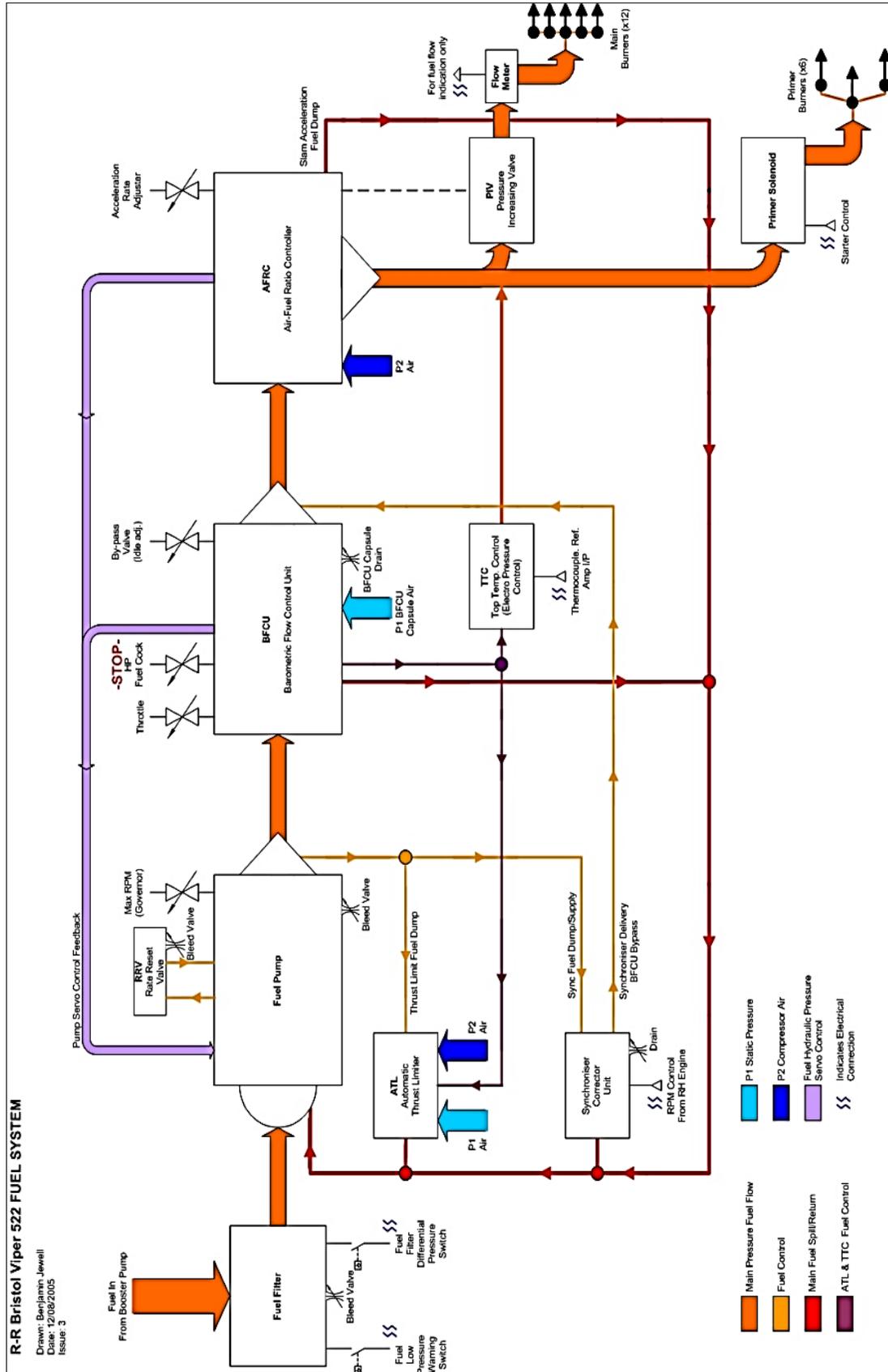
ANEXOS

ÍNDICE DE ANEXOS

- ANEXO A:** Esquema de flujo del sistema de combustible
- ANEXO B:** Descripción y operación sistema de combustible
- ANEXO C:** Descripción general del sistema de combustible del motor
- ANEXO D:** Modelo de simulación del montante en solidworks
- ANEXO E:** Modelo de simulación de la eslinga en solidworks
- ANEXO F:** Flujograma de construcción de herramientas especiales
- ANEXO G:** Flujograma de factor de seguridad
- ANEXO H:** Desmontaje del motor
- ANEXO I:** Instalación del motor
- ANEXO J:** Manual de operación, Mantenimiento y seguridad de las herramientas especiales

ANEXO A

ESQUEMA DE FLUJO DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE



ANEXO B: DESCRIPCIÓN Y OPERACIÓN SISTEMA DE COMBUSTIBLE

RAYTHEON CORPORATE JETS
BAe 125 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

FUEL SYSTEM - GENERAL

(Mod.255640 - Long range tank)

1. Fuel System - Safety Precautions

When manhole covers are removed or when partial entry into a fuel tank is required, the following precautions must be observed in conjunction with any special precautions detailed in specific maintenance practices.

WARNINGS: 1. AVIATION FUELS ARE FLAMMABLE AND POISONOUS.

2. BEFORE YOU START WORK ON THE FUEL SYSTEM MAKE SURE:
 - FIRE FIGHTING EQUIPMENT IS READILY AVAILABLE AND IN PROXIMITY TO THE WORK AREA.
 - ELECTRICAL POWER IS REMOVED FROM THE AIRCRAFT.
 - THE BATTERIES ARE DISCONNECTED WITH THE BATTERY CABLES STOWED.
3. DO NOT ENTER THE FUEL TANK BEFORE IT IS PURGED OF FUEL FUMES.
4. WEAR PROTECTIVE CLOTHING AND USE REMOTE BREATHING APPARATUS AND EXPLOSION PROOF INSPECTION LAMP.
5. PROLONGED CONTACT WITH FUEL CAN CAUSE SKIN IRRITATION.
6. OVER EXPOSURE TO FUEL VAPOUR CAN CAUSE LETHARGY, SERIOUS ILLNESS OR DEATH.
7. THE MATERIALS WHICH ARE USED IN SOME MAINTENANCE PRACTICES MAY CONSTITUTE A HAZARD OR HEALTH RISK IF CERTAIN SAFETY PRECAUTIONS ARE NOT OBSERVED. IN ALL CASES THE MATERIAL MANUFACTURERS OR SUPPLIERS HEALTH AND SAFETY DATA SHEETS MUST BE REFERRED TO.

CAUTIONS: 1. MAKE A LIST OF ALL TOOLS AND EQUIPMENT TAKEN INTO THE TANK. ITEMS SHOULD BE CHECKED OFF AGAINST THIS LIST AS THEY ARE REMOVED FROM THE TANK.

2. BLANK THE OPEN ENDS OF ALL DISCONNECTED PIPE LINES.

2. Fuel System - Description and Operation

Fuel is stored in an integral tank in each wing and a long range tank beneath the rear of the fuselage. Fuel and water drains are incorporated. Refuelling is by gravity through a filler cap for each tank. Tank usable contents are:-

RAYTHEON CORPORATE JETS
BAe 125 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

<u>Tank</u>	<u>Imp Gals.</u>	<u>U.S. Gals.</u>	<u>Litres</u>
Left wing	512.5	615.4	2329.7
Right wing	512.5	615.4	2329.7
Long range	112	134.5	509.1
TOTAL	<u>1137</u>	<u>1365.3</u>	<u>5168.5</u>

NOTE: U.S. gal. and litre capacities are by conversion of imp. gal. figure.

All tanks vent to atmosphere, the wing tanks through a collector tank at the respective wing tip, and the long range tank to the left wing collector tank only.

A booster pump in each wing tank supplies fuel to the respective engine low pressure valve and also activates a transfer system to feed fuel from the long range tank to the wing tanks, or transfer fuel from one wing to the other, through related control valves. A cross feed valve ensures fuel supply to both engines should a single pump failure occur. A suction feed system automatically maintains continuity of supply in the unlikely event of total pump failure.

A capacitance type contents indicating system is provided for each wing tank and dip tubes facilitate contents checking during ground servicing. Long range tank contents is given by magnetic indicator operated by tank float switches. A float switch in each vent collector tank operates a related magnetic indicator when the respective wing tank becomes full during fuel transfer.

An engine fuel filter de-icing system can be operated automatically or manually following ice warning. Indication of fuel temperature and engine fuel flow is also given.

* * *

ANEXO B

DESCRIPCIÓN GENERAL DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE



ENGINE FUEL AND CONTROL - GENERAL

1. Description and operation

A. General

The Viper 522 fuel system comprises, basically, three systems; the supply and control system, the starting system and the main system. The supply and control system is common to the starting and main systems, and feeds whichever is functioning. The complete fuel system is of the 'low pressure' type which employs main burners of the vaporizing type. Under maximum flow conditions, pressure to the burners does not exceed 600 lb/sq.in. Components which form parts of the fuel system instrumentation are indicated thus* in the text; a brief description of these components is given later in this chapter under the heading 'Indicating'.

B. Supply and control

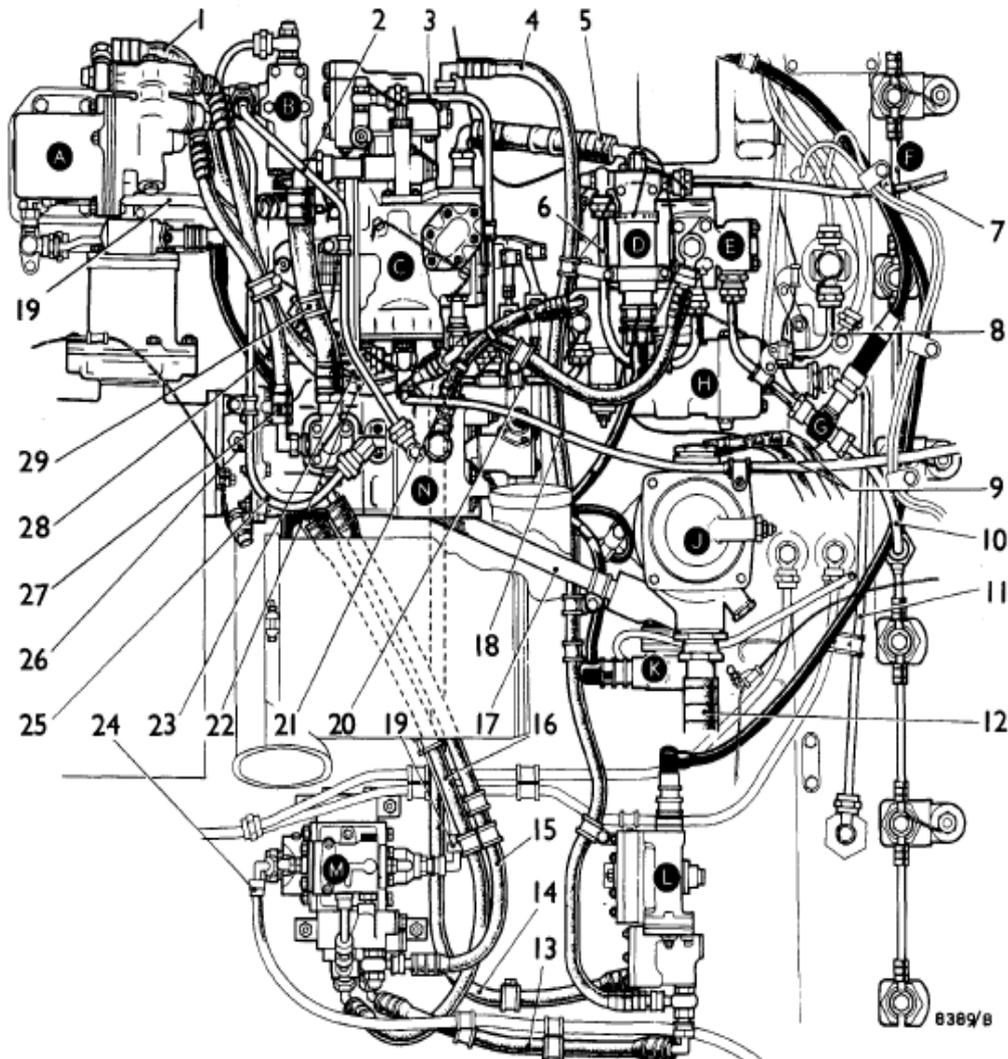
Comprises :-

- Low pressure filter
- * Fuel pressure differential switch (aircraft supply item)
- * Low pressure warning switch
- Fuel pump
- Rate reset valve
- Rate reset valve isolating solenoid valve (Mod.CV3600)
- Barometric flow control unit (incorporating the h. p. fuel cock and throttle valve)
- Air/fuel ratio control
- Synchronizer corrector unit (left-hand engine only).
- Top temperature control (part of top temperature control system)
- Pressure increasing valve
- Automatic thrust limiter (incorporating a servo amplifier sub-unit).

Fuel from the aircraft tank(s) (see Chapter 28) flows through the fabric element of the low pressure filter and into the engine-driven pump. The output of this swashplate type pump (determined initially by the throttle lever setting), is modified to suit engine requirements by an internal servo mechanism which is actuated by two external components (that is, the barometric flow control unit and the air/fuel ratio control) and an adjustable hydro-mechanical governor (embodied in the pump) which governs maximum engine speed.

At ambient temperatures above approximately 15°C. (ISA) with the engine at full throttle, the pump maximum speed governor overrides the other servo controls and operates the pump servo system to limit pump output and hence engine speed. At ambient temperatures below approximately 15°C., maximum engine speed is reduced due to the flow limiting characteristics of the automatic thrust limiter, in conjunction with the barometric flow control unit. At altitude, the maximum engine speed is controlled by the pump governor, but, due to the fact that for a fixed engine speed, the fuel pump delivery pressure decreases with increasing altitude, the pump maximum speed governor setting tends to increase. To prevent this governor 'creep', a rate reset valve (r.r.v.) is embodied in the pressure supply to the governor chamber. The valve incorporates a variable orifice, the area of which is increased as pump delivery pressure falls, so that the supply pressure to the governor

BRISTOL ENGINE DIVISION
MAINTENANCE
VIPER



8389/8

- | | | |
|--|--------------------------------------|--------------------------------------|
| A. SYNCHRONIZER CORRECTOR UNIT | F. FUEL FEED PIPES MANIFOLD | K. FUEL LOW PRESSURE WARNING SWITCH |
| B. RATE RESET VALVE (R.R.V.) | G. FLOWMETER (AIRCRAFT SUPPLY) | L. TOP TEMPERATURE CONTROL (T.T.C.) |
| C. BAROMETRIC FLOW CONTROL UNIT (B.F.C.U.) | H. AIR/FUEL RATIO CONTROL (A.F.R.C.) | M. AUTOMATIC THRUST LIMITER (A.T.L.) |
| D. PRIMER SOLENOID | J. FUEL LOW PRESSURE FILTER | N. FUEL PUMP |
| E. PRESSURE INCREASING VALVE (P.I.V.) | | |
-
- | | | |
|--|---|---|
| 1. FUEL SPILL PIPE - SYNCHRONIZER CORRECTOR UNIT TO B.F.C.U. (LEFT-HAND ENGINE ONLY) | 10. FUEL FEED PIPE - P.I.V. TO FUEL FEED PIPE MANIFOLD | 21. SERVO SPILL PIPE - A.F.R.C. TO FUEL PUMP |
| 2. R.R.V. FEED PIPE - FUEL PUMP TO R.R.V. | 11. P2 PRESSURE PIPE - CENTRE SECTION TO A.F.R.C. BELLOW CHAMBER | 22. FUEL SUPPLY PIPE - SYNCHRONIZER CORRECTOR UNIT TO B.F.C.U. OUTLET CHAMBER (LEFT-HAND ENGINE ONLY) |
| 3. SERVO PRESSURE PIPE - FUEL PUMP TO B.F.C.U. | 12. FUEL INLET PIPE (FROM AIRCRAFT) | 23. SERVO SPILL AND WASTE FLOW PIPE - B.F.C.U. TO FUEL PUMP |
| 4. SIGNAL PRESSURE PIPE - B.F.C.U. SPRING HOUSING TO T.T.C. | 13. SIGNAL PRESSURE PIPE - B.F.C.U. SPRING HOUSING TO A.T.L. (VIA T.T.C.) | 24. P2 STATIC AIR PRESSURE PIPE - CENTRE SECTION TO A.T.L. |
| 5. FUEL FEED PIPE - B.F.C.U. TO A.F.R.C. | 14. FUEL BLEED PIPE - T.T.C. TO P.I.V. | 25. GOVERNOR PRESSURE PIPE - R.R.V. TO FUEL PUMP GOVERNOR CHAMBER |
| 6. P.I.V. TO PRIMER SOLENOID FUEL PIPE | 15. FUEL DELIVERY PRESSURE PIPE - FUEL PUMP TO A.T.L. | 26. FUEL PUMP GLAND DRAIN PIPE CONNECTION |
| 7. PRIMER SOLENOID TO PRIMER MANIFOLD FUEL PIPE | 16. FUEL RETURN PIPE - A.T.L. TO FUEL PUMP | 27. FUEL DELIVERY PIPE - FUEL PUMP TO SYNCHRONIZER CORRECTOR UNIT (LEFT-HAND-ENGINE ONLY) |
| 8. P2 HEATER PIPE - CENTRE SECTION TO A.F.R.C. ANTI-ICING CUP | 17. FUEL INLET PIPE - FILTER TO FUEL PUMP | 28. P1 PRESSURE PIPE - INTAKE PITOT TO B.F.C.U. CAPSULE CHAMBER |
| 9. FUEL FEED PIPES - FILTER TO DIFFERENTIAL PRESSURE SWITCH (AIRCRAFT MOUNTED) | 18. B.F.C.U. CAPSULE CHAMBER DRAIN PIPE | 29. FUEL DELIVERY PIPE - FUEL PUMP TO B.F.C.U. |
| | 19. P1 TOTAL AIR PRESSURE PIPE - INTAKE PITOT TO A.T.L. | |
| | 20. SERVO PRESSURE PIPE - FUEL PUMP TO A.F.R.C. | |

4044/z



BRISTOL ENGINE DIVISION
MAINTENANCE
VIPER

...Engine fuel and control - General continued

chamber is maintained at a constant datum. Under certain conditions, however, the engine will be controlled below governed speed either by the automatic thrust limiter or the top temperature control system.

Mod CV3600 introduces a r.r.v. isolating solenoid valve to shut-off the fuel supply from the fuel pump to the r.r.v. during starting; this improves the starting characteristics, especially when operating in colder climates.

When the throttle is at a fixed setting, at all conditions other than governed speed, the b.f.c.u. is the control which maintains the correct fuel flow. Essentially, the air mass flow through the engine is dependent upon the engine rotational speed (as dictated by the throttle valve setting) and the forward speed and altitude of the aircraft. The b.f.c.u. incorporates the h.p. fuel cock, the throttle valve and augmentor valve, the by-pass valve (idling adjustment) and a barometric control. The h.p. fuel cock provides the normal means of stopping the engine. The h.p. fuel cock and the throttle valve are linked mechanically to separate levers in the flight compartment (see Chapter 76). The augmentor valve is of the spring-loaded poppet type and is located in the fuel inlet of the unit. It closes under the low flow conditions of starting and idling to maintain the fuel system responsive to throttle movement.

The throttle lever position determines the throttle valve setting which, in turn, determines the pressure drop across an orifice member and hence the fuel flow through its ports. To modify this flow to suit the altitude and forward speed of the aircraft, the barometric control actuates an internal servo system to adjust the effective area of the metering ports. As a result, the main servo system operates to adjust the fuel pump stroke to maintain a constant pressure drop across the orifice member (provided the throttle lever is not moved).

The a.f.r.c. is a controlling unit incorporated to prevent overfuelling the engine when the throttle is opened rapidly. It senses compressor delivery pressure and engine bay pressure and limits the overfuelling accordingly. Under steady running conditions it is inoperative. Basically, the size of a metering orifice is controlled by a system of bellows and an internal servo system, and the pressure drop across this orifice is sensed by a piston. If this pressure drop exceeds a pre-set figure (which can be adjusted to vary the acceleration time) the main servo system is operated to limit the fuel pump stroke to give no more than the pre-set pressure drop across the a.f.r.c.

The a.f.r.c. also has a pressure increasing valve (p.i.v.) mounted on the fuel outlet. During starting, the spring-loaded plunger of the p.i.v. allows fuel to flow to the starting system but prevents fuel flowing to the main system until adequate pressure is achieved.

Engine speed synchronization is provided by a corrector unit (mounted on the left-hand engine) which functions to synchronize this engine speed with that of the right-hand (master) engine. The corrector motor unit contains two



BRISTOL ENGINE DIVISION
MAINTENANCE
VIPER

..Engine fuel and control - General continued

stators and a rotor, the rotor being linked by a gear-train to a plunger type valve positioned in a fuel line linking pump delivery direct to the b.f.c.u. outlet. Each stator is supplied with a reference signal from the engine-driven tachometer synchronizer generator on each engine. When the speeds of both engines is in synchronism, the rotor remains stationary. If however, the engine speeds are not synchronized, the rotor will rotate in the phase direction of the stator receiving the higher frequency signal and the plunger valve will be moved to adjust the quantity of fuel fed to the b.f.c.u. outlet (i.e. by-passing the b.f.c.u.) until synchronization is restored.

The top temperature control system automatically reduces fuel flow to the engine in the event of a high jet pipe temperature. The system functions on a double datum, 'take-off' or 'climb', selected by a three position switch (off/take-off/climb) in the flight compartment. In the fuel system, the operative part of the top temperature control system is the top temperature control which comprises a solenoid operated spill valve. During operation the solenoid is energized by an amplified signal received from five thermocouples (see Chapter 77) installed in the exhaust cone propelling nozzle. During normal conditions, the e.m.f. generated by the thermocouples is below the reference e.m.f. in the amplifier and no signal is passed to the solenoid. If an over-temperature condition occurs the thermocouple e.m.f. exceeds the amplifier reference e.m.f. and a signal is passed to the solenoid of the top temperature control, which opens the spill valve. When the spill valve is opened, fuel is bled from the low pressure side of the b.f.c.u. throttle servo diaphragm to the a.f.r.c. outlet. The resultant pressure differential created across the diaphragm causes the b.f.c.u. servo spill valve to open and increase the servo flow from the pump, thereby reducing the fuel pump stroke and hence its delivery. The double datum aspect of the system is obtained by biasing the amplifier so that, when 'take-off' is selected, the reference e.m.f. is higher than that at the climb selection. Throughout the Chapter, the abbreviation 't.t.c.' is used for the top temperature control. The unit is known by the manufacturer, however, as an 'l.p.c.'.

The flow calibration of the system is such that maximum rev/min. is available at ambient temperatures above 15°C (ISA). To prevent the excessive full throttle thrust which would be realised at temperatures below ISA, an automatic thrust limiter is embodied in the system, the unit remaining operative at altitudes up to 8000 ft., depending on ambient temperatures.

The limiter evaluates P2 (compressor delivery) static pressure against P1 (intake) total pressure to operate a spill valve. The pressure signal from the spill valve is fed to an amplifier sub-unit which increases the signal magnitude to the required rate for effective operation. Thus when the P2/P1 relation exceeds the predetermined limit, the spill valve opens and the amplified signal regulates the b.f.c.u. spring housing pressure to control the engine fuel flow (and hence speed and thrust) in the same manner as described previously for the top temperature control.



BRISTOL ENGINE DIVISION
MAINTENANCE
VIPER

...Engine fuel and control - General continued

C. Starting system

Comprises :-

Primer solenoid
Primer units - 6

During engine starting, the fuel flow is diverted past the p.i.v. and through the primer solenoid, which has been energized electrically to the open position (see Chapter 80). In the initial stage of the starting cycle, fuel pressure is insufficient to open the p.i.v.; therefore the fuel flows only to the primer units, where it is atomized and injected into the combustion chamber to initiate combustion. Once light-up is achieved and engine speed increases, the fuel pressure will force open the p.i.v. and the main flow system will start to function. The flow to the primer units ceases only when the primer solenoid is de-energized on completion of the starting cycle. The primer drain line is normally vented to atmosphere but mod 252367 introduces an electrically-actuated valve which is energized closed during engine starting and relighting; this prevents fuel flowing into the drains tank from the primer drain line.

D. Main system

Comprises :-

*Flowmeter
Feed pipe units - 12 (Burners)

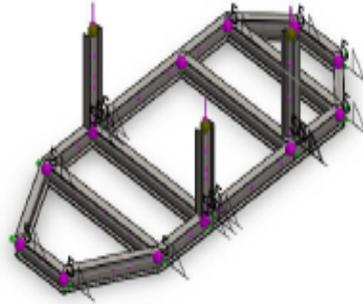
As engine speed increases after light-up, fuel pressure rises until it is adequate to open the p.i.v. and fuel can then flow through the flowmeter to the fuel feed pipe units, thence into the primary air tubes where it is mixed with air and vaporized. Air from the secondary tubes combines with this to form a combustible mixture which is ignited by the flame initiated by the primer units and is thereafter self-supporting.

* * *

ANEXO C

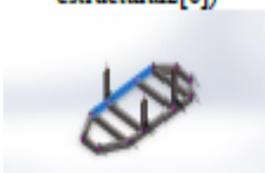
MODELO DE SIMULACIÓN DEL MONTANTE SOLIDWORKS

Información de modelo



Nombre del modelo: Pieza1
Configuración actual: Predeterminado, mecanizada

Nombre de documento y referencia	Formulación	Propiedades	Ruta al documento/Fecha de modificación
Viga-1(Miembro estructural2) 	Viga – Sección transversal uniforme	Estándar de sección-iso/Personalizados/ipn201 Área de sección: 960.77in ² Longitud:1450mm Volumen:0.00139314m ³ Densidad:7850kg/m ³ Masa:10.9362kg Peso:107.175N	Jul 18 14:46:00 2018
Viga-2(Miembro estructural2[7]) 	Viga – Sección transversal uniforme	Estándar de sección-iso/Personalizados/ipn201 Área de sección: 960.77in ² Longitud: 560mm Volumen: 0.000538042m ³ Densidad: 7850kg/m ³ Masa: 4.22363kg Peso: 41.3915N	Jul 18 14:46:00 2018

<p>Viga-3(Miembro estructural10)</p> 	<p>Viga – Sección transversal uniforme</p>	<p>Estándar de sección-iso/Personalizados/ipn201 Área de sección: 960.77in² Longitud: 532mm Volumen: 0.00051113m³ Densidad: 7850kg/m³ Masa: 4.01237kg Peso: 39.3212N</p>	<p>Jul 18 14:46:00 2018</p>
<p>Viga-4(Miembro estructural6[2])</p> 	<p>Viga – Sección transversal uniforme</p>	<p>Estándar de sección-iso/Personalizados/ipn201 Área de sección: 960.77in² Longitud: 900mm Volumen: 0.000864693m³ Densidad: 7850kg/m³ Masa: 6.78784kg Peso: 66.5209N</p>	<p>Jul 18 14:46:00 2018</p>
<p>Viga-5(Miembro estructural2[1])</p> 	<p>Viga – Sección transversal uniforme</p>	<p>Estándar de sección-iso/Personalizados/ipn201 Área de sección: 960.77in² Longitud: 560mm Volumen: 0.00053804m³ Densidad: 7850kg/m³ Masa: 4.22361kg Peso: 41.3914N</p>	<p>Jul 18 14:46:00 2018</p>
<p>Viga-6(Miembro estructural2[6])</p> 	<p>Viga – Sección transversal uniforme</p>	<p>Estándar de sección-iso/Personalizados/ipn201 Área de sección: 960.77in² Longitud: 1450mm Volumen: 0.00139315m³ Densidad: 7850kg/m³ Masa: 10.9362kg Peso: 107.175N</p>	<p>Jul 18 14:46:00 2018</p>
<p>Viga-7(Miembro estructural2[5])</p> 	<p>Viga – Sección transversal uniforme</p>	<p>Estándar de sección-iso/Personalizados/ipn201 Área de sección: 960.77in² Longitud: 380mm Volumen: 0.000365098m³ Densidad: 7850kg/m³ Masa: 2.86602kg Peso: 28.087N</p>	<p>Jul 18 14:46:00 2018</p>

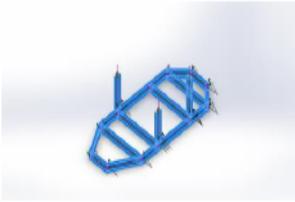
<p>Viga-8(Miembro estructural9[2])</p> 	<p>Viga – Sección transversal uniforme</p>	<p>Estándar de sección-iso/Personalizados/ipn201 Área de sección: 960.77in² Longitud: 465mm Volumen: 0.000446758m³ Densidad: 7850kg/m³ Masa: 3.50705kg Peso: 34.3691N</p>	<p>Jul 18 14:46:00 2018</p>
<p>Viga-9(Cortar-Extruir1)</p> 	<p>Viga – Sección transversal uniforme</p>	<p>Estándar de sección-iso/Personalizados/ipn201 Área de sección: 960.77in² Longitud: 892.589mm Volumen: 0.000857573m³ Densidad: 7850kg/m³ Masa: 6.73195kg Peso: 65.9731N</p>	<p>Jul 18 14:46:00 2018</p>
<p>Viga-10(Miembro estructural2[4])</p> 	<p>Viga – Sección transversal uniforme</p>	<p>Estándar de sección-iso/Personalizados/ipn201 Área de sección: 960.77in² Longitud: 350mm Volumen: 0.000336277m³ Densidad: 7850kg/m³ Masa: 2.63977kg Peso: 25.8698N</p>	<p>Jul 18 14:46:00 2018</p>
<p>Viga-11(Miembro estructural6[4])</p> 	<p>Viga – Sección transversal uniforme</p>	<p>Estándar de sección-iso/Personalizados/ipn201 Área de sección: 960.77in² Longitud: 900mm Volumen: 0.000864693m³ Densidad: 7850kg/m³ Masa: 6.78784kg Peso: 66.5209N</p>	<p>Jul 18 14:46:00 2018</p>
<p>Viga-12(Miembro estructural9[1])</p> 	<p>Viga – Sección transversal uniforme</p>	<p>Estándar de sección-iso/Personalizados/ipn201 Área de sección: 960.77in² Longitud: 432mm Volumen: 0.000415053m³ Densidad: 7850kg/m³ Masa: 3.25816kg Peso: 31.93N</p>	<p>Jul 18 14:46:00 2018</p>

<p>Viga-13(Miembro estructural2[3])</p> 	<p>Viga – Sección transversal uniforme</p>	<p>Estándar de sección-iso/Personalizados/ipn201 Área de sección: 960.77in² Longitud: 380mm Volumen: 0.000365098m³ Densidad: 7850kg/m³ Masa: 2.86602kg Peso: 28.087N</p>	<p>Jul 18 14:46:00 2018</p>
<p>Viga-14(Miembro estructural2[8])</p> 	<p>Viga – Sección transversal uniforme</p>	<p>Estándar de sección-iso/Personalizados/ipn201 Área de sección: 960.77in² Longitud: 350mm Volumen: 0.000336276m³ Densidad: 7850kg/m³ Masa: 2.63977kg Peso: 25.8697N</p>	<p>Jul 18 14:46:00 2018</p>
<p>Viga-15(Miembro estructural6[3])</p> 	<p>Viga – Sección transversal uniforme</p>	<p>Estándar de sección-iso/Personalizados/ipn201 Área de sección: 960.77in² Longitud: 900mm Volumen: 0.000864693m³ Densidad: 7850kg/m³ Masa: 6.78784kg Peso: 66.5209N</p>	<p>Jul 18 14:46:00 2018</p>

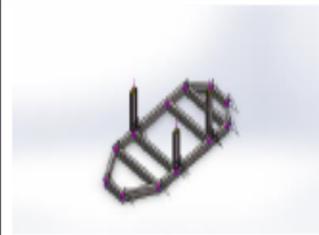
Unidades

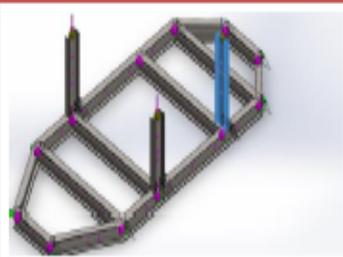
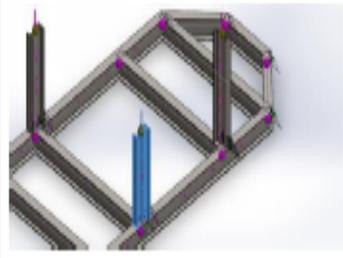
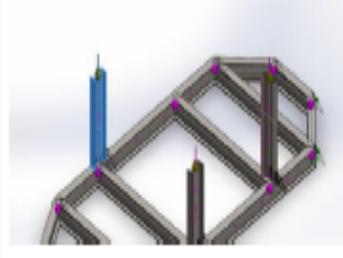
Sistema de unidades:	Métrico (MKS)
Longitud/Desplazamiento	mm
Temperatura	Celsius
Velocidad angular	Rad/seg
Presión/Tensión	N/m ²

Propiedades de material

Referencia de modelo	Propiedades	Componentes
	<p>Nombre: ASTM A36 Acero</p> <p>Tipo de modelo: Isotrópico elástico lineal</p> <p>Criterio de error predeterminado: Tensión máxima de Mises</p> <p>Límite elástico: $2.5 \times 10^8 \text{ N/m}^2$</p> <p>Límite de tracción: $4 \times 10^8 \text{ N/m}^2$</p> <p>Módulo elástico: $2 \times 10^{11} \text{ N/m}^2$</p> <p>Coefficiente de Poisson: 0.26</p> <p>Densidad: 7850 kg/m^3</p> <p>Módulo cortante: $7.93 \times 10^{10} \text{ N/m}^2$</p>	<p>Componentes estructurales</p>
<p>Datos de curva:N/A</p>		

Cargas y sujeciones

Nombre de sujeción	Imagen de sujeción	Detalles de sujeción
Fijo-1		<p>Entidades: 12 Joint(s) Tipo: Geometría fija</p>

Nombre de carga	Cargar imagen	Detalles de carga
Fuerza-1		<p>Entidades: 1 Viga(s) Referencia: Arista< 1 > Tipo: Aplicar fuerza Valores: -1778 N Momentos: N.m Ángulo de fase: 0 Unidades: deg</p>
Fuerza-2		<p>Entidades: 1 Viga(s) Referencia: Arista< 1 > Tipo: Aplicar fuerza Valores: 1778 N Momentos: N.m Ángulo de fase: 0 Unidades: deg</p>
Fuerza-3		<p>Entidades: 1 Viga(s) Referencia: Arista< 1 > Tipo: Aplicar fuerza Valores: 1778 N Momentos: N.m Ángulo de fase: 0 Unidades: deg</p>

Información de malla

Tipo de malla	Malla de viga
---------------	---------------

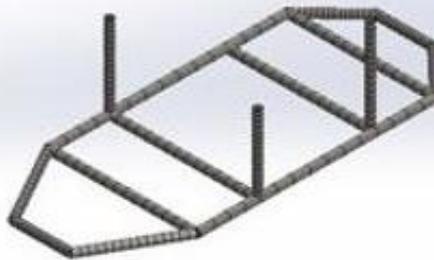
Información de malla - Detalles

Número total de nodos	244
Número total de elementos	233
Tiempo para completar la malla (hh:mm:ss):	00:00:02
Nombre de computadora:	EDISONDAVID

Nombre de modelo: Pieza1

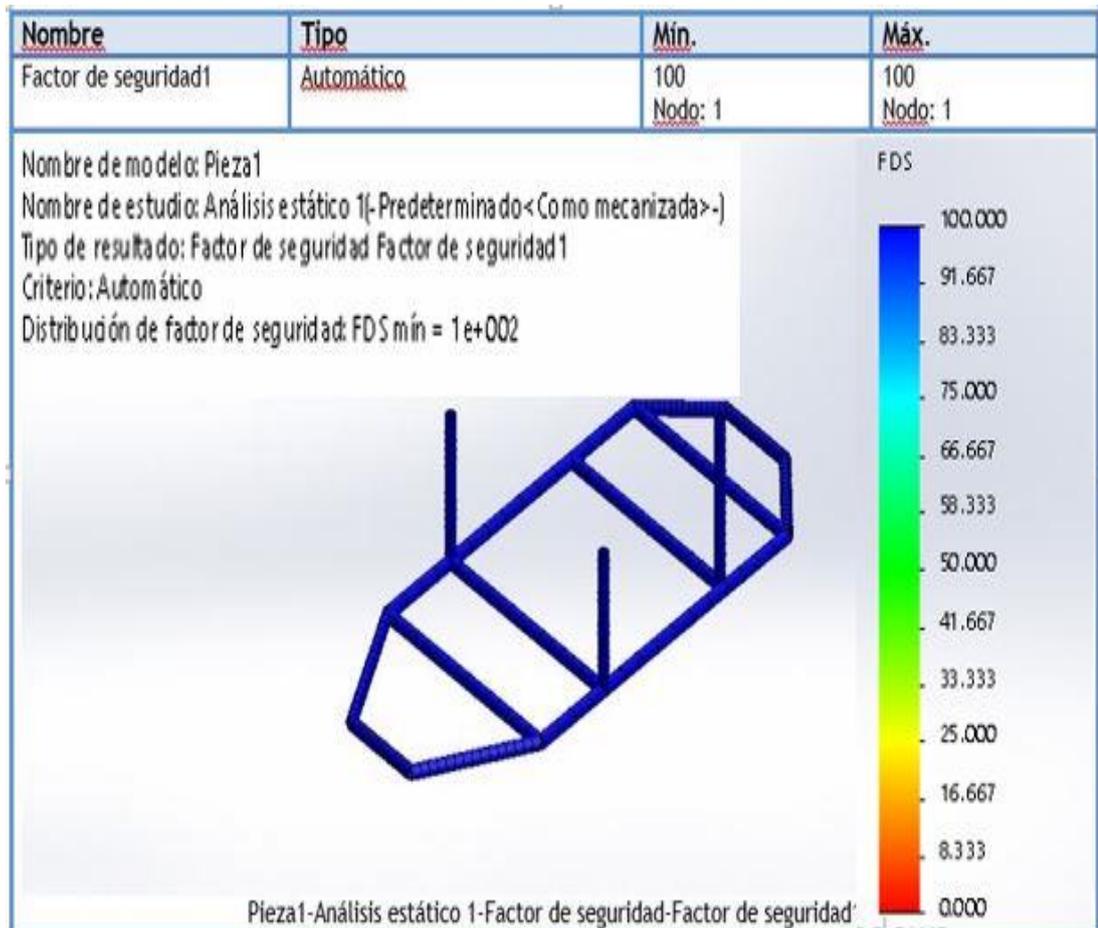
Nombre de estudio: Análisis estático 1(-Predeterminado<Como mecanizada>-)

Tipo de malla:



Información sobre el control de malla:

Nombre del control de malla	Imagen del control de malla	Detalles del control de malla
Control-1		Entidades: 15 Viga(s) Número de elementos: 15



ANEXO D

MODELO DE SIMULACIÓN DE LA ESLINGA EN SOLIDWORKS

Información de modelo

 <p>Nombre del modelo: Power Plant Sling</p>			
Sólidos			
Nombre de documento y referencia	Tratado como	Propiedades volumétricas	Ruta al documento/Fecha de modificación
Redondeo1 	Sólido	Masa: 6.67508 kg Volumen: 0.000850328 m ³ Densidad: 7850 kg/m ³ Peso: 65.4158 N	Aug 15 16:41:15 2018
Cortar-Extruir1 	Sólido	Masa: 0.177737 kg Volumen: 2.26417e-005 m ³ Densidad: 7850 kg/m ³ Peso: 1.74183 N	Aug 15 16:22:06 2018
Cortar-Extruir1 	Sólido	Masa: 0.195015 kg Volumen: 2.48426e-005 m ³ Densidad: 7850 kg/m ³ Peso: 1.91114 N	Aug 15 16:29:04 2018
Saliente-Extruir2 	Sólido	Masa: 0.0384039 kg Volumen: 4.89222e-006 m ³ Densidad: 7850 kg/m ³ Peso: 0.376358 N	Aug 15 15:56:28 2018

Saliente-Extruir2 	Sólido	Masa: 0.0384039 kg Volumen: 4.89222e-006 m ³ Densidad: 7850 kg/m ³ Peso: 0.376358 N	Aug 15 15:56:28 2018
Saliente-Extruir2 	Sólido	Masa: 0.0384039 kg Volumen: 4.89222e-006 m ³ Densidad: 7850 kg/m ³ Peso: 0.376358 N	Aug 15 15:56:28 2018
Cortar-Extruir1 	Sólido	Masa: 0.00572743 kg Volumen: 7.29609e-007 m ³ Densidad: 7850 kg/m ³ Peso: 0.0561288 N	Aug 15 15:57:59 2018
Cortar-Extruir1 	Sólido	Masa: 0.00572743 kg Volumen: 7.29609e-007 m ³ Densidad: 7850 kg/m ³ Peso: 0.0561288 N	Aug 15 15:57:59 2018
Cortar-Extruir1 	Sólido	Masa: 0.00572743 kg Volumen: 7.29609e-007 m ³ Densidad: 7850 kg/m ³ Peso: 0.0561288 N	Aug 15 15:57:59 2018
Redondeo1 	Sólido	Masa: 1.11304 kg Volumen: 0.000141789 m ³ Densidad: 7850 kg/m ³ Peso: 10.9078 N	Aug 15 15:10:32 2018
Redondeo1 	Sólido	Masa: 1.11304 kg Volumen: 0.000141789 m ³ Densidad: 7850 kg/m ³ Peso: 10.9078 N	Aug 15 15:10:32 2018
Cortar-Extruir2 	Sólido	Masa: 0.815871 kg Volumen: 0.000103933 m ³ Densidad: 7850 kg/m ³ Peso: 7.99553 N	Aug 15 15:27:11 2018

Unidades

Sistema de unidades:	Métrico (MKS)
Longitud/Desplazamiento	mm
Temperatura	Celsius
Velocidad angular	Rad/seg
Presión/Tensión	N/m ²

Propiedades de material

Referencia de modelo	Propiedades	Componentes
	<p>Nombre: ASTM A36 Acero</p> <p>Tipo de modelo: Isotrópico elástico lineal</p> <p>Criterio de error predeterminado: Tensión máxima de von Mises</p> <p>Límite elástico: 2.5e+008 N/m²</p> <p>Límite de tracción: 4e+008 N/m²</p> <p>Módulo elástico: 2e+011 N/m²</p> <p>Coefficiente de Poisson: 0.26</p> <p>Densidad: 7850 kg/m³</p> <p>Módulo cortante: 7.93e+010 N/m²</p>	Power Plant Sling
Datos de curva:N/A		

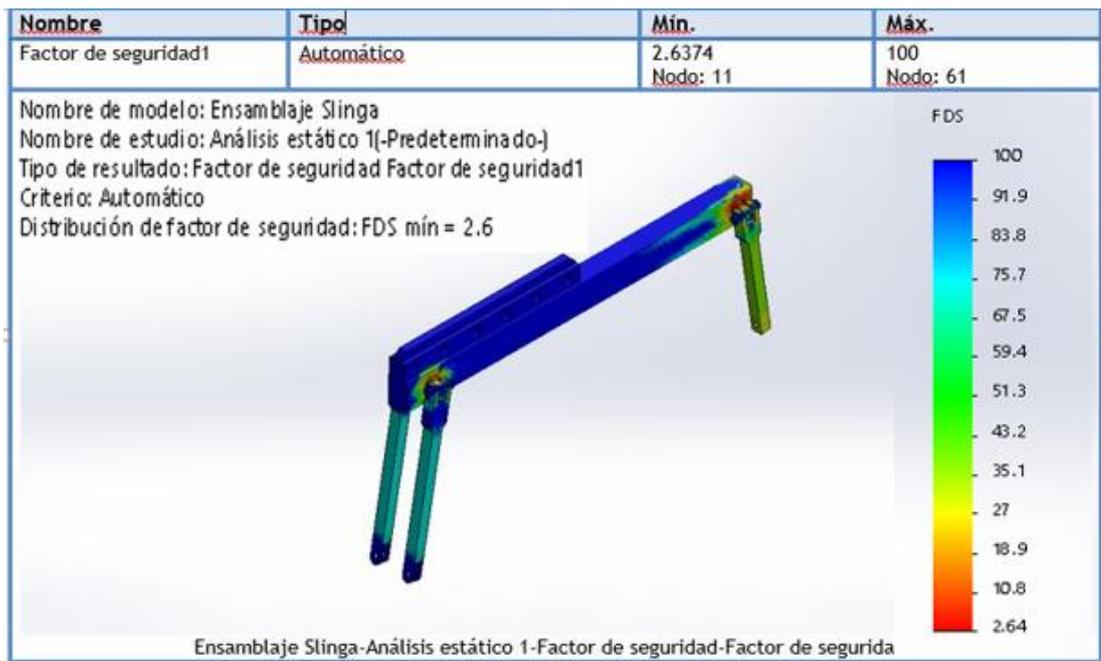
Cargas y sujeciones

Nombre de sujeción	Imagen de sujeción	Detalles de sujeción		
Fijo-1		Entidades: 4 cara(s) Tipo: Geometría fija		
Fuerzas resultantes				
Componentes	X	Y	Z	Resultante
Fuerza de reacción(N)	-0.0217158	5270.25	-86.274	5270.96
Momento de reacción(N.m)	0	0	0	0

Nombre de carga	Cargar imagen	Detalles de carga
Fuerza-1		Entidades: 3 cara(s) Tipo: Aplicar fuerza normal Valor: -5339.68 N Ángulo de fase: 0 Unidades: deg

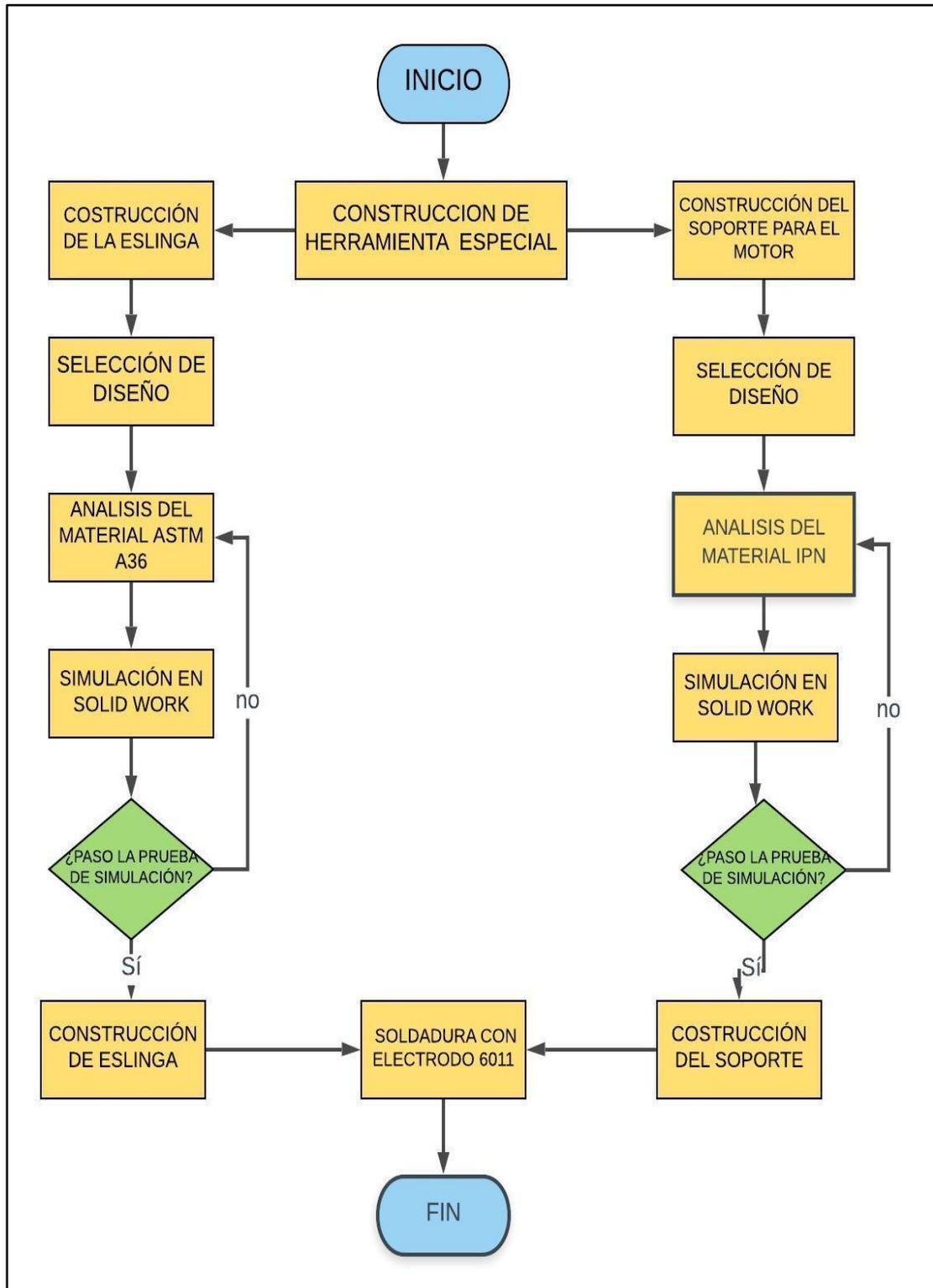
Información de contacto

Contacto	Imagen del contacto	Propiedades del contacto
Contacto global		Tipo: Unión rígida Componentes: 1 componente(s) Opciones: Mallado compatible



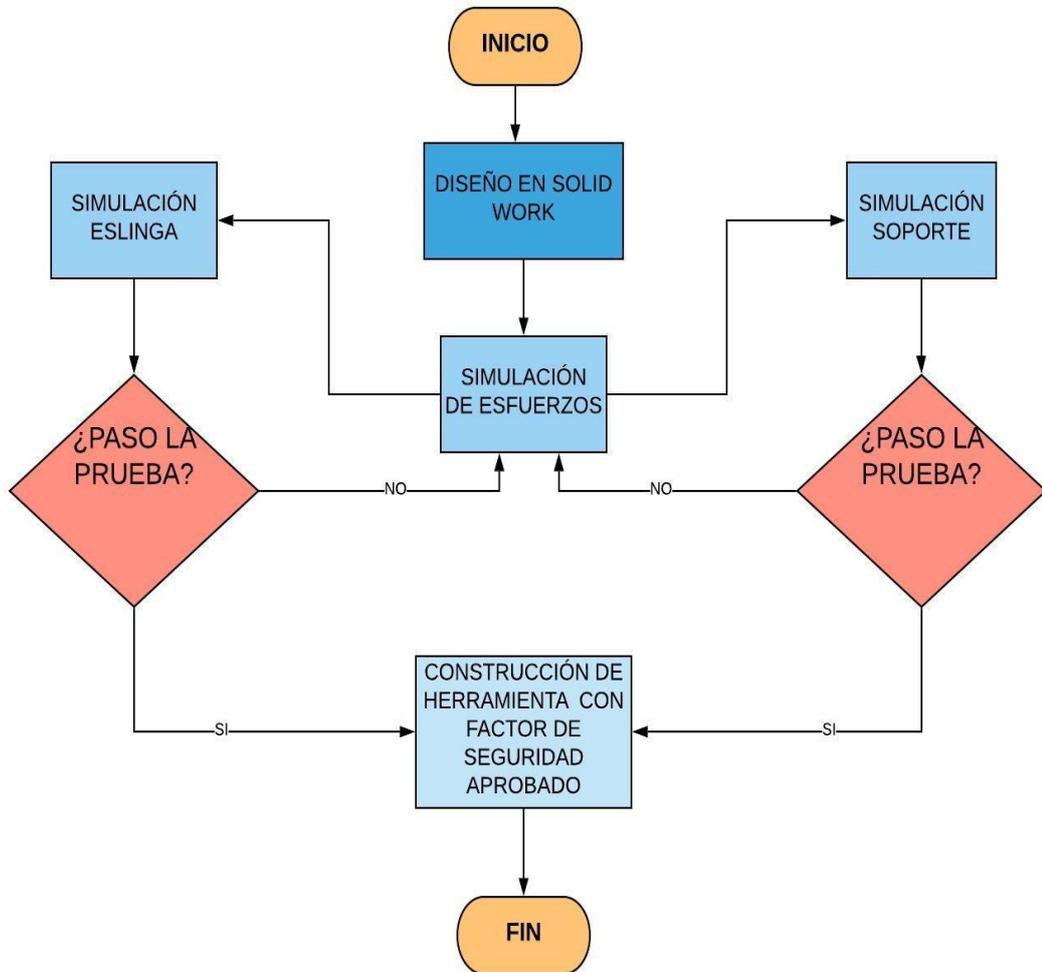
ANEXO E:

FLUJOGRAMA DE CONSTRUCCIÓN DE HERRAMIENTAS ESPECIALES



ANEXO F:

FLUJOGRAMA DE FACTOR DE SEGURIDAD



ANEXO G
DESMONTAJE DEL MOTOR



POWER PLANT - REMOVAL/INSTALLATION

1. Remove power plant

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

A. Prepare to remove power plant

Special tools and equipment

Power plant sling .. 25Y27A

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

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

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

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

- (3) Position and prepare aircraft.

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

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

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

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

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

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

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

- (6) Uncowl the power plant.

(a) Open both hinged cowls.

...Remove power plant continued

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

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

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

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

NOTE : If desired, or if the engine is damaged and cannot be rotated, this operation may be completed after removal.

- (9) Isolate all electrical power supplies to the power plant(s) (Chapter 24, GENERAL).

B. Disconnect electrical connections

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

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

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

BRITISH AEROSPACE
BAe 125 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

...Remove power plant continued

- (2) Right engine only - Disconnect cables from windshield supply a.c. generator.
- (3) Left engine only - If replacement power plant is devoid of corrector unit disconnect harness socket from synchronizer corrector unit.
NOTE : Release cables from clips on nose cowl.
- (4) Disconnect both l.t. harness plugs at top of engine and free cable from clips secure to engine.
- (5) Mod. 252367 only - Disconnect the electrical connector from the primer shut-off valve actuator on the l.p. filter housing.
- (6) Disconnect the four Firewire cables at plugs.
NOTE : One on top of engine, one beneath rear of engine, two left and right on lower front face of rear cowl.
- (7) Disconnect h.t. leads from both igniter plugs.
 - (a) Right engine only - Disconnect clamp at air tapping elbow.
- (8) Disconnect clamp block beneath engine, securing ignition and Firwire cables.
- (9) Disconnect turbine overheat system cables from terminal block beneath engine centre section, refit washers and nuts.
- (10) Move electrical wiring clear of engine.
- (11) Disconnect thermocouple harness from both terminal blocks on fillet.
CAUTION : DO NOT DISCONNECT TAKE-OFF LEADS FROM TERMINATION FITTING ON HARNESS.
- (12) Slacken bolts on clamp, securing harness leads to jet pipe fairing; withdraw leads leaving them attached to the engine.
NOTE : Gain access to interior of jet pipe fairing via panel.
- (13) If stripping in situ - disconnect electrical harness from differential pressure switch and disconnect extension lead from harness; transfer lead to replacement power plant.

C. Disconnect mechanical connections

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

BRITISH AEROSPACE
BAe 125 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

- (2) Disconnect cabin air pipe and fit blanks.
- (a) Left engine only - Remove two bolts at upper end, push lower end of pipe into sliding joint, twist locking plate and withdraw pipe from the aircraft. Discard seals.
- (b) Right engine only - Remove quick-release pin and push pipe down out of engagement with engine. Discard seal.
- (3) Right engine only - Slacken clamps and disconnect hose from air intake casing breather pipe.
- (4) Disconnect fuel feed hose (and differential pressure switch hoses, if stripping in situ) from l.p. filter.
- CAUTION : HOLD FILTER ADAPTER WITH SPANNER WHEN SLACKENING HOSE NUTS.
- (5) Disconnect throttle and h.p. fuel cock controls at lower ends of vertical rods.
- (a) Right engine only - Discard tabwashers.
- (b) Left engine only - Discard split pins.
- (6) Remove hydraulic pump.
- (a) Disconnect gland drain pipe.
- (b) Right engine only - Disconnect windshields supply a.c. generator cooling air pipe at generator.
- (c) Remove securing washers and nuts and withdraw hydraulic pump.
- (d) Support pump clear of installation.
- CAUTION : 1. DO NOT KINK HOSES OR ALLOW THEM TO CARRY WEIGHT OF PUMP.
2. HYDRAULIC PUMP QUILL SHAFT IS TO BE REMOVED AND ATTACHED EXTERNALLY TO ENGINE IN A SUITABLE CONTAINER. PUMP APERTURE SHOULD THEN BE BLANKED WITH APPROVED BLANK.
- (7) Disconnect power loss indicator hose at adaptor on rear cowl.
- (8) Remove jet pipe fairing, avoid fouling thermocouple flexible take-off leads.
- (9) Applicable only if power plant is to be removed as a complete unit - Ignore the remaining operations of this para. and proceed with para.0. - 'Connect slinging gear and lower power plant.
- (10) Disconnect power loss indicator hose at adapter on engine exhaust.
- (11) Left engine only - Disconnect horizontal cross-over control rods from bell crank and engine levers; discard split pins and tab washers.

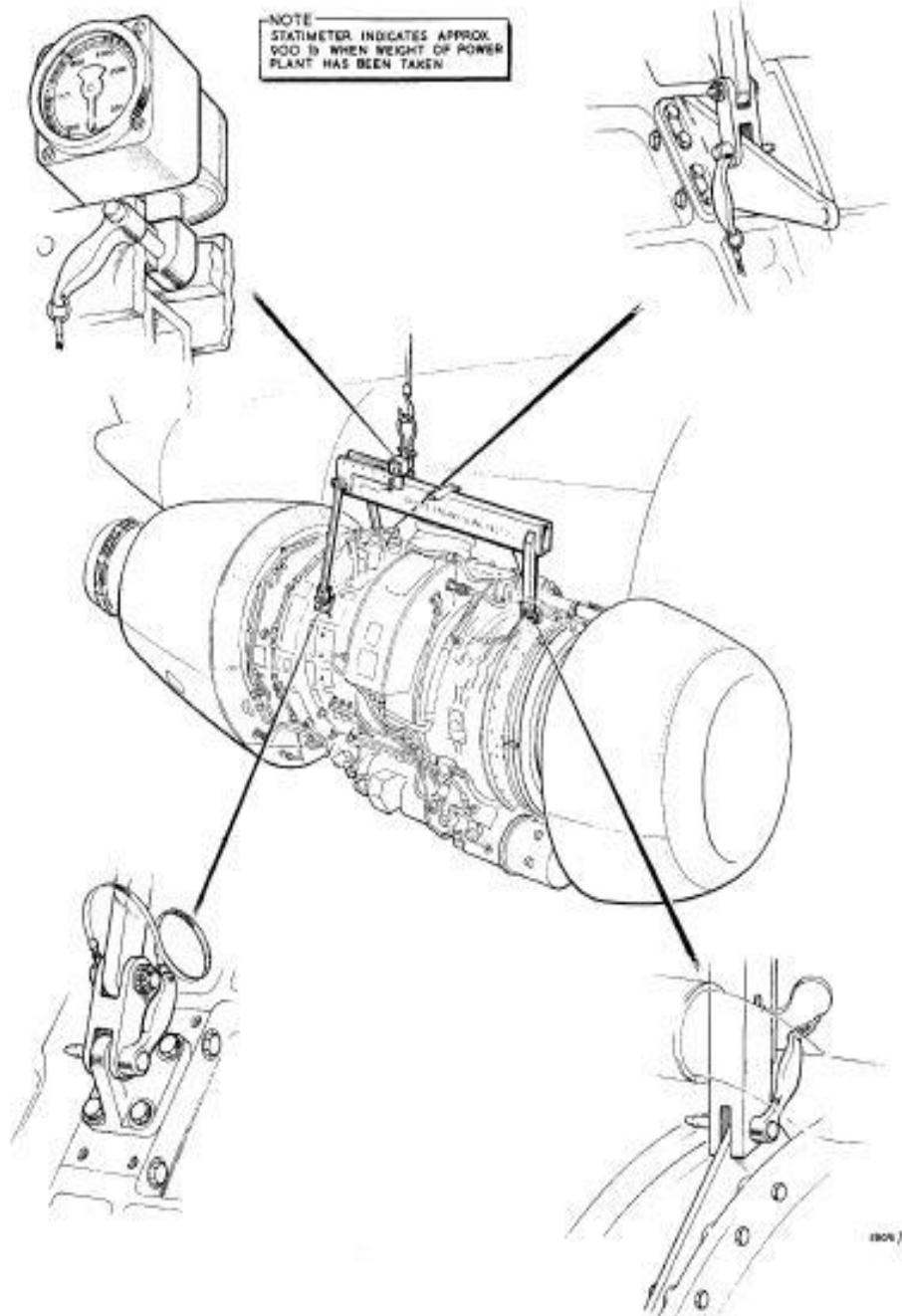
BRITISH AEROSPACE
BAe 125 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

...Remove power plant continued

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

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

...Remove power plant continued



Power plant slinging
Fig.401

BRITISH AEROSPACE
BAe 125 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

...Remove power plant continued

- (18) Disconnect fire extinguishant pipe from left side of engine.
- (19) Remove nose cowl:-
- (a) Disconnect bonding wire and clamp linking anti-icing duct to nose cowl.
 - (b) Release fire extinguishant pipe support bracket and harness at top of engine.
 - (c) Release cowl and ease forward to disengage anti-icing duct. Discard seal.
- (20) Remove nose cowl anti-icing duct from engine and discard seal.
- (21) Disconnect fuel differential pressure switch hoses from l.p. fuel filter.

CAUTION : HOLD FILTER ADAPTERS WITH SPANNER WHEN SLACKENING HOSES.

- (22) Mod. 252367 only - Remove primer shut-off valve (see Chapter 71) - PRIMER DRAIN).
- (23) Remove rear cowl:-
- (a) Remove access plate, bolted in front of drains tank complete with fuel differential pressure switch and hoses.
 - (b) Ensure that the thermocouple harness flexible take-off leads are firmly taped to the engine.
 - (c) Release cowl and move it rearward from the exhaust assembly.
 - (d) Remove rear piston ring type seal.
 - (e) Remove the cowl from the engine: avoid fouling the firewire and flexible take-off leads.
- (24) Remove closure plate from outboard front mounting face and fit slave front mounting bracket. Tighten mounting bolts to 150-170 lbf.in.
- NOTE : Place bolts, spring washers, distance pieces and closure plate in a clean bag and secure to engine.
- (25) Remove closure plate from outboard trunnion mounting; refit washers and bolts, further tighten to 150 to 170 lbf. in.
- NOTE : Use new tabwashers if engine is serviceable and is being refitted to the opposite handed position. Transfer closure plate to replacement engine or opposite side of a rehanded engine as appropriate.

...Remove power plant continued

D. Connect slinging gear and lower power plant

- (1) Position hoisting gear (Fig.401).
- (2) Attach power plant sling to hook of hoisting gear.
CAUTION : CHECK THAT THE STATIMETER OPERATES CORRECTLY.
- (3) Connect sling to front and rear slinging points of engine (Fig.401).
- (4) Position prepared empty power plant stand adjacent to installation position.
- (5) Take weight of power plant until Statimeter registers approx. 900lb.
CAUTION : CHECK THAT MOUNTS FORM THE ONLY CONNECTION BETWEEN POWER PLANT AND AIRFRAME.
- (6) Disconnect front mount.
- (7) Disconnect both main engine mounting links at engine: pivot links clear of engine.
- (8) Ease the power plant away from the fillet to disengage the main mount trunnion.
- (9) Lower the power plant and secure it in the prepared stand.
NOTE : This required two men, excluding the hoist operator.
- (10) Disconnect sling from engine.
- (11) Move power plant clear of aircraft.
CAUTION : ENSURE ELECTRICAL WIRING IS NOT DAMAGED.
- (12) Right engine only - Remove air conditioning duct from connection at fillet; discard seal.
- (13) If power plant was removed as a complete unit - Strip power plant (see relevant operations of para.C. or refer to 'strip power plant' in POWER PLANT BUILD LIST).
- (14) If replacement power plant is not available immediately, blank all apertures left open on aircraft as the result of removing the power plant.
- (15) Obtain inspection clearance for all parts which have been removed from the unserviceable power plant and are to be fitted to the replacement power plant.

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

ANEXO H

“Instalación del motor”



... Power plant - Removal/Installation continued

2. Install power plant

Materials required :-

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

A. Prepare to install power plant

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

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

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

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

B. Connect slinging gear, raise and secure power plant

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

CAUTION : CHECK THAT STATIMETER OPERATES CORRECTLY.

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

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



...Install power plant continued

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

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

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

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

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

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

- (9) Disconnect slinging gear.

This space intentionally left blank.

...Install power plant continued.

C.Connect mechanical connection

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

(1) Left engine only - Fit control rod bell crank block and horizontal cross-over control rods.

(a) Fit bell crank block and secure with tab washers and bolts.

(b) Fit throttle rod (painted green) and h.p. fuel cock rod (painted black) to bell crank and engine levers using a bolt and tab washer for each connection to the engine and a bolt, washer, nut and split pin at bell crank levers.

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

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

(a) Lubricate stud threads.

(b) Fit casing, complete with air duct, with exhaust duct facing downward and locating dowels engaged.

(c) Fit special spring washers and nuts (flat faces of nuts towards casing) torque load nuts to 140-160lb.in.

(d) Pre Mod. 257127 - Pack starter/generator extension drive shaft grease sleeve with lubricant.

(e) Mod. 257127 only - Lubricate and fit new O-ring seal to the starter/generator grease retainer; pack retainer with lubricant.

(f) Lubricate threads, contact faces of attachment clamp, and starter/generator splines.

(g) Fit starter/generator and air inlet with duct aligned; torque load clamp nut to 120lb.in.

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

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

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

(a) Lubricate and fit a new O-ring seal.

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

...Install power plant continued

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

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

(4) Fit rear cowl.

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

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

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

NOTE : Ensure seal is attached to top of guard.

(7) Fit air tapping elbow to engine.

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

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

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

(8) Fit nose cowl.

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

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

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

...Install power plant continued

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

...Install power plant continued

- (a) Lubricate threads and fit new gasket.
 - (b) Lubricate quill shaft with grease and fit quill shaft and pump.
 - (c) Secure pump with spring washers and nuts.
 - (d) Torque load nuts to 70 to 80 lb.in.
 - (e) Connect and tighten drain pipe; wire-lock.
- (16) Right engine only - Fit a.c. generator air inlet duct to a.c. generator.
- (17) Connect and tighten fuel feed hose and differential pressure switch hoses to l.p. filter; wire-lock.
- (18) Mod.252367 only - Assemble 'P' clip to drain pipe at outlet end of the primer shut-off valve.
- NOTE: Bolt the clip 'back to back' with the clip on the differential switch hose ensuring hose is clear of pipe assembly.
- (19) Connect throttle and h.p. fuel cock controls at lower ends of inboard vertical rods. Right engine - use bolts and new tab washers. Left engine - use bolts (fitted with heads between levers) washer, nut and split pin.
- (20) Check rigging and functioning of controls (see Chapter 76, POWER CONTROL).
- (21) Connect and tighten power loss indicator hose to adapter on rear cowl; wire-lock.
- (22) Fit jet pipe fairing; exercising care not to foul the taped back flexible take-off leads. Remove the tape from the flexible take-off leads and check clearance between thermocouple harness conduit and fairing frame is not less than 0.25 in.

NOTE: Dress fairing if necessary to obtain this clearance.

D. Connect electrical connections

- (1) Connect and secure cables to starter/generator and fit rubber sheath over terminal block.
- Right engine only - secure cable support clamp to base of fuel filter.
- Left engine only - ensure cable terminal lugs will not foul the cowling.
- (2) If the power plant is being built up in the aircraft - Lubricate the tip of the starter/generator thermal switch, fit switch and then - pre mod. 251800 only - connect cable to engine terminal block.

..Install power plant continued

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

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

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

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

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

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

...Install power plant continued

E. Prepare for flight clearance

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

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

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

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

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



...Install power plant continued

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

* * *

Pages 430 to 500 intentionally omitted.

ANEXO I

Manual de operación, Mantenimiento y seguridad de las herramientas especial

1. Eslinga



2. Soporte



3. Motor recto y nivelado



4. Soporte móvil del motor



HOJA DE VIDA

DATOS PERSONALES

NOMBRE: Herman David Cuenca Mendieta

NACIONALIDAD: Ecuatoriana

FECHA DE NACIMIENTO: 16 de Noviembre de 1993

CÉDULA DE CIUDADANÍA: 1106048786

TELÉFONOS: 0982320057

CORREO ELECTRÓNICO: herman_davidcm@hotmail.com

DIRECCIÓN: Ciudadela la FAE- Latacunga



Foto perfil

ESTUDIOS REALIZADOS

PRIMARIA: Escuela “Vicente Paz” – Loja, Ecuador

SECUNDARIA: Colegio Nacional “Baltazar Aguirre” – Loja, Ecuador

SUPERIOR: Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE

TÍTULOS OBTENIDOS

Bachillerato en Ciencias General

Tecnología en Mecánica Aeronáutica - Mención Motores

Tecnología en idioma Ingles

EXPERIENCIA LABORAL O PRÁCTICAS PRE-PROFESIONALES

EMPRESA: Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE (120 H)

EMPRESA: Grupo Quirola – Guayaquil (160 H)

EMPRESA: Grupo Quirola – Guayaquil (200 H)

EMPRESA: Dirección de la Industria Aeronáutica del Ecuador (200 H)

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

HOJA DE LEGALIZACIÓN DE FIRMAS

**DEL CONTENIDO DE LA PRESENTE INVESTIGACIÓN SE
RESPONSABILIZA EL AUTOR**

**HERMAN DAVID CUENCA MENDIETA
C.C. 1106048786**

DIRECTOR DE CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

ING. BAUTISTA ZURITA RODRIGO CRISTOBAL

Latacunga, Junio del 2019

