



# ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS  
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

**UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS**

**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y  
MECÁNICA**

**CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA**

**Trabajo de Graduación para la obtención del título de:**

**TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN  
MOTORES**

**“COMPROBACIÓN DE FUNCIONAMIENTO DE LOS  
INYECTORES DEL MOTOR PT6-25 PARA LA AERONAVE  
TWIN OTTER DEL ALA DE TRANSPORTE N° 11 DE LA  
FUERZA AÉREA ECUATORIANA”**

**AUTOR: VILLACIS POZO MARCO ISRAEL**

**DIRECTOR: TLGO. JOHNATAN VALENCIA**

**LATACUNGA**

**2015**

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

**CERTIFICACIÓN**

Tlgo. Johnatan Valencia

**Certifica**

Que el trabajo titulado: “Comprobación del funcionamiento de los inyectores del motor PT6-25 para la Aeronave Twin Otter del Ala de Transporte N° 11 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana” realizado por, el Sr. Villacis Pozo Marco Israel, con C.I. 1721144135, ha sido guiado y revisado periódicamente y cumple con las normas estatutarias establecidas por la Universidad de las Fuerzas Armadas - ESPE, en el reglamento de estudiantes de la Universidad de las Fuerzas Armadas.

El mencionado trabajo consta de un documento empastado y un disco compacto el cual contiene los archivos en formato portátil de Acrobat (PDF). Se autoriza la entrega de los documentos a la Ing. Lucía Guerrero Rodríguez en calidad de Directora de la Carrera de Mecánica Aeronáutica.

---

Tlgo. Johnatan Valencia

**DIRECTOR DEL TRABAJO DE GRADUACIÓN**

Latacunga, Mayo 2015

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

**AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD**

Villacis Pozo Marco Israel

Declaro que:

El proyecto de grado titulado: “Comprobación del funcionamiento de los inyectores del motor PT6-25 para la Aeronave Twin Otter del Ala de Transporte N° 11 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana”, ha sido desarrollado en base a una investigación exhaustiva, respetando derechos intelectuales de terceros, conforme las citas que constan al pie de las paginas correspondientes, cuyas fuentes se incorporan en la bibliografía.

Consecuentemente este trabajo es de mi autoría.

En virtud de esta declaración, me responsabilizo del contenido, veracidad y alcance científico del proyecto de grado en mención.

---

**Marco Israel Villacis Pozo**

**CI: 1721144135**

Latacunga, Mayo 2015

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

**AUTORIZACIÓN**

Yo, Villacis Pozo Marco Israel

Autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE la publicación, en la biblioteca virtual de la institución, el proyecto de grado titulado “Comprobación del funcionamiento de los inyectores del motor PT6-25 para la Aeronave Twin Otter del Ala de Transporte N° 11 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana”, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi exclusiva responsabilidad y autoría.

---

**Marco Israel Villacis Pozo**

**CI: 1721144135**

Latacunga, Mayo 2015

## **DEDICATORIA**

Dedico el presente trabajo de graduación a Dios por permitirme llegar a este momento tan especial en mi vida. Por los triunfos y los momentos difíciles que me han enseñado a valorarlo cada día más.

A mi madre por ser la persona que me ha acompañado durante todo mi trayecto estudiantil y de vida, a mis tíos quienes han velado por mí durante este arduo camino para convertirme en un profesional, quienes con sus consejos han sabido guiarme para culminar mi carrera. A mi compañera, gracias por su tiempo, por su apoyo incondicional que me supo transmitir durante el desarrollo de mi formación profesional.

**Marco Israel Villacis Pozo**

## **AGRADECIMIENTO**

Primero y antes que nada, dar gracias a Dios por estar conmigo en cada paso que doy, por fortalecer mi corazón e iluminar mi mente y por haber puesto en mi camino a aquellas personas que han sido mi soporte y compañía durante todo el periodo de estudio. Agradecer hoy y siempre a mi familia por el esfuerzo realizado por ellos. El apoyo en mis estudios, de ser así no hubiese sido posible. A mis padres y demás familiares ya que me brindan el apoyo, la alegría y me dan la fortaleza necesaria para seguir adelante. A la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de la Fuerzas Armadas-ESPE, que me han brindado vastos conocimientos en esta área y ser mejor cada día más.

**Marco Israel Villacis Pozo**

## 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 .....	xiii
RESUMEN.....	xiv
ABSTRACT .....	xv
<b>CAPÍTULO I</b>	
<b>EL TEMA</b>	
1.1 Antecedentes.....	1
1.2 Planteamiento del problema .....	2
1.3 Justificación .....	3
1.4 Objetivos.....	3
1.4.1 General.....	3
1.4.2 Específicos .....	4
1.5 Alcance.....	4
<b>CAPÍTULO II</b>	
<b>MARCO TEÓRICO</b>	
2.1 Twin Otter DHC-6 .....	5
2.2 Planta Motriz.....	6
2.3 Conjuntos mayores del motor PT6.....	7
2.3.1 Carter de entrada del compresor .....	7
2.3.2 Conjunto compresor rotor y estator .....	9
2.3.3 Cáster generador de gas .....	10
2.3.4 Cámara de combustión y líneas de salida.....	11
2.3.5 Anillo estator de la turbina.....	12

2.3.6 Turbina del compresor .....	14
2.3.7 Rotor de la turbina de potencia. ....	16
2.3.8 Ducto de escape .....	17
2.3.9 Cáster de soporte de la turbina de potencia .....	18
2.3.10 Caja de reducción .....	18
2.3.11 Caja de engranajes de accesorios .....	20
2.4 Elementos del sistema de combustible .....	21
2.4.1 Intercambiador de calor aceite/combustible .....	21
2.4.2 Bomba de cebado accionada por el motor .....	22
2.4.3 Bomba de cebado (STAND BY).....	23
2.4.4 Filtro de combustible .....	24
2.4.5 Transmisor flujo de combustible e indicadores.....	24
2.4.6 Control del sistema de combustible .....	25
2.4.7 Unidad de control de combustible .....	26
2.4.8 Colector e inyectores de combustible .....	28
2.4.9 Inyectores y adaptador del colector de combustible .....	29
2.4.9.1 Colector de combustible (manifold).....	29
2.4.9.2 Conjunto de adaptadores de combustible .....	30
2.4.9.3 Inyectores de combustible .....	31
2.4.9.4 Inyector simplex .....	31
2.4.9.5 Inyectores dúplex.....	33
2.5 Grados de combustible aprobados y limitaciones de operación.....	34
2.6 Abastecimiento consideraciones.....	35
2.7 Materiales utilizados en la construcción del equipo.....	36
2.8 Propiedades mecánicas.....	38
CAPÍTULO III	
DESARROLLO DEL TEMA	
3.1 Introducción .....	40
3.2 Factor Técnico .....	41
3.3 Factor Económico .....	42
3.4 Factor Operacional .....	42
3.5 Facilidad de Operación y Control .....	42

3.6 Mantenimiento .....	42
3.7 Material.....	42
3.8 Aspecto Económico .....	43
3.9 Diseño y elección de los componentes .....	43
3.10 Seguridad y medio ambiente .....	44
3.10.1 Seguridad .....	44
3.10.2 Condiciones Ambientales.....	44
3.11 Diseño .....	46
3.11.1 Reservoirio presurizado .....	46
3.11.2 Dimensiones del tanque reservoirio .....	46
3.11.3 Electrodo de soldadura .....	48
3.11.4 Estructura de tubos soldados.....	48
3.11.5 Soldadura de los elementos.....	49
3.11.6 Tipos de electrodo.....	50
3.12 Regulador de presión.....	51
3.13 Válvula de alivio de presión .....	52
3.14 Manómetro .....	53
3.15 Proceso de Construcción .....	55
3.16 Pruebas operacionales .....	61
3.17 Manuales .....	61
3.17.1 Manual de operación .....	61
3.17.2 Manual de mantenimiento.....	61
3.18 Presupuesto.....	67
3.19 Rubros .....	68
3.19.1 Costo primario (Materiales estructurales).....	68
3.19.2 Material fungible .....	68
3.19.3 Gastos secundarios (Material de Oficina) .....	69
3.20 Total .....	70
CAPÍTULO IV	
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	
4.1 Conclusiones .....	71
4.2 Recomendaciones .....	71

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	73
GLOSARIO.....	74
ANEXOS .....	75

## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Motor PT6-25.....	6
Figura 2. Cáster de entrada de aire del compresor .....	7
Figura 3. Tanque de aceite .....	8
Figura 4. Conjunto rotor-estator del compresor.....	9
Figura 5. Área del compresor .....	10
Figura 6. Cáster del generador de gas .....	11
Figura 7. Cámara de combustión.....	12
Figura 8. Anillo estator de la turbina .....	13
Figura 9. Alabes guías .....	14
Figura 10. Anillo de la turbina .....	14
Figura 11. Turbina del compresor .....	15
Figura 12. Remachado de los álabes en la turbina .....	16
Figura 13. Turbina de potencia .....	17
Figura 14. Ducto de escape.....	18
Figura 15. Caja de reducción.....	19
Figura 16. Caja de accesorios .....	20
Figura 17. Calefactor de combustible .....	21
Figura 18. Bypass termostático y válvula check.....	22
Figura 19. Bomba accionada por el motor .....	23
Figura 20. Indicador de flujo .....	24
Figura 21. Esquema del sistema de combustible .....	25
Figura 22. Unidad de control de combustible .....	26
Figura 23. FCU unidad cruzada .....	27
Figura 24. Esquema de la distribución de los inyectores de combustible.....	28
Figura 25. Colector de combustible (manifold).....	29
Figura 26. Adaptadores e inyectores de combustible.....	31
Figura 27. Inyector de combustible tipo simplex .....	32
Figura 28. Inyector de un solo colector .....	32
Figura 29. Inyector de doble colector .....	33
Figura 31. Ventajas del perfil tubular acabado en frío .....	38

Figura 32. Equipo (PWC30506) .....	41
Figura 33. Equipo de protección personal.....	45
Figura 34. Tanque reservorio.....	47
Figura 35. Ergonomía .....	49
Figura 36. Tipos de juntas .....	49
Figura 37. Especificación electrodo 6011 .....	51
Figura 38. Especificación electrodo 7018 .....	51
Figura 39. Reductor de presión.....	52
Figura 40. Dimensiones del reductor de presión .....	52
Figura 41. Mecanismo de medición del manómetro.....	54
Figura 42. Características de construcción del manómetro.....	54
Figura 43. Dimensiones y rangos de presión de trabajo .....	55
Figura 44. Corte de los materiales .....	56
Figura 45. Soldadura de la estructura .....	56
Figura 46. Estructura finalizada .....	57
Figura 47. Doblado de la lámina de tol.....	57
Figura 48. Estructura concluida .....	58
Figura 49. Reservorio .....	58
Figura 50. Elementos del sistema de aire y combustible .....	59
Figura 51. Mesa de trabajo pintada .....	60
Figura 52. Equipo terminado.....	60

**ÍNDICE DE TABLAS**

Tabla 1. Descripción del motor PT6-25.....	6
Tabla 2. Medidas estándar de los tubos de acero.....	36
Tabla 3. Acero S 195 T.....	36
Tabla 4. Adherencia y amplitud al galvanizado del acero .....	36
Tabla 5. Propiedades mecánicas del acero S 195 T.....	37
Tabla 6. Propiedades mecánicas de los tubos de hierro cuadrados .....	37
Tabla 7. Propiedades mecánicas del hierro .....	39
Tabla 8. Especificaciones AWS para los electrodos .....	50
Tabla 9. Válvula de alivio de presión .....	53
Tabla 10. Lista de parámetros de operación.....	61
Tabla 11. Lista de costos de materiales primarios. ....	68
Tabla 12. Lista de costos de materiales fungibles.....	69
Tabla 13. Lista de gastos secundarios.....	69
Tabla 14. Lista de gastos secundarios.....	70

## RESUMEN

El presente trabajo contiene el proceso según el cual se desarrolló la construcción de un banco de comprobación de inyectores de combustible, del motor PT6-25 para la Aeronave TWIN OTTER del Ala de Transporte N° 11 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana. En primera instancia hace mención a las generalidades del motor, haciendo énfasis en el funcionamiento del sistema de combustible y dando una breve reseña de los materiales que se usarán en el transcurso del proyecto. Así también se detalla un análisis económico del costo total e individual de cada uno de los elementos y materiales utilizados en el desarrollo del proyecto, tanto como los consumibles y demás ítems que fueron necesarios para la ejecución del mismo. Este comprobador de inyectores es creado con el afán de que los Técnicos del Escuadrón de Mantenimiento de la Aeronave TWIN OTTER posean los equipos pertinentes al desarrollo seguro de sus actividades de mantenimiento para realizar las labores de inspección de los inyectores acorde a lo estipulado en el Manual de Mantenimiento del fabricante asegurando la aeronavegabilidad y prolongando la vida útil de los motores, debido a que esta tarea se la realiza de forma periódica en el motor PT6-25 pero no se cuenta con los equipos de apoyo que esta actividad demanda.

### **PALABRAS CLAVE**

- MOTOR PT6-25
- BANCO DE COMPROBACIÓN
- INYECTORES DE COMBUSTIBLE
- TWIN OTTER
- INSPECCIÓN DE LOS INYECTORES

## ABSTRACT

This work contains the process according to which the construction of a fuel injectors test equipment was developed for the TWIN OTTER aircraft PT6-25 engine at the Ala de Transporte N° 11 of Ecuadorian Air Force. At first instance it mentions the engine generalities, emphasizing on the operation of the fuel system and giving a brief overview of the materials to be used during the project. It also outlines an economic analysis for individual and total elements and materials used in the project development, as well as the consumables and other items that were necessary for the execution of the same. This injector Tester is created with the desire that the technicians of the squadron's maintenance of the aircraft TWIN OTTER possess the equipment relevant to safe maintenance activities development. This injector's tester is created with the aim that TWIN OTTER technical maintenance crew has the applicable equipment to perform injector inspection tasks according to provisions in the maintenance manufacturer manual ensuring the airworthiness and prolonging the engine useful life, since this task is performed regularly in PT6-25 engine but there is no support equipment to accomplish this activity.

### KEY WORDS

- PT6-25 ENGINE
- TEST EQUIPMENT
- FUEL INJECTORS
- TWIN OTTER
- INJECTOR INSPEC

## **CAPÍTULO I**

### **EL TEMA**

#### **1.1 Antecedentes**

El Ala de Transportes N° 11, ubicada en el Ecuador, provincia de Cotopaxi en la ciudad de Latacunga, se constituye en un enlace que permite lograr de manera total y definitiva la integración de este País Amazónico, Litoral y Andino. Tomando en cuenta que el personal de la Fuerza Aérea está al servicio del desarrollo social de todos los ecuatorianos, especialmente de aquellos que viven en los lugares más apartados de la patria y cuyo contacto con el Estado, precisamente, se realiza a través de los diferentes programas de transporte logístico que ejecuta la Fuerza Aérea Ecuatoriana a través de esta institución con el uso de la flota de aeronaves que son utilizadas de forma continua para cumplir las funciones asignadas.

Es por esto que, buscando la forma de mantenerlas siempre en óptimas condiciones de aeronavegabilidad, se busca contribuir con proyectos que involucren la mejora continua durante el mantenimiento, tal es el caso del proyecto titulado: “Construcción De Una Herramienta Especial Para El Desarmado Y Armado Del Conjunto De Los Resortes De Embanderamiento De Las Hélices Hartzell HC-B3TN-3D”, elaborado por Cristian Mauricio Ruiz Báez, en el cual se implementa el equipo especial requerido para efectuar labores de mantenimiento en las Hélices del avión Twin Otter.

El presente proyecto que permitirá la comprobación de funcionamiento de los inyectores del motor PT6-25 para la aeronave Twin Otter del Ala de Transportes N° 11 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, con el que se logrará un trabajo de mantenimiento garantizado para dar continuidad a las condiciones operables seguras así como también se proporcionará la ayuda para el personal técnico al momento de realizar el mantenimiento preventivo de

inyectores con el equipo apropiado asegurando así su correcto funcionamiento.

## **1.2 Planteamiento del problema**

El Ala de Transportes N° 11 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, cuenta con una flota de aeronaves multipropósito como lo son las aeronaves Twin Otter, para la movilización y traslado de personal civil, militar y autoridades en todo el territorio nacional. Debido a la operación de la aeronave y su uso continuo, es causa de desgaste y daños en sus equipos los cuales presentan un riesgo a los tripulantes y pasajeros, es por esto que se deben cumplir con las prácticas de mantenimiento recomendadas por el fabricante efectuando el mantenimiento de tipo preventivo a fin de mantener la aeronave operable y en buenas condiciones de funcionamiento.

La aeronave Twin Otter usa motores PT6-25, en los que se deben efectuar prácticas de mantenimiento recomendadas por el fabricante, en estos motores existen elementos que requieren una constante vigilancia a fin de asegurar una prolongada vida útil del mismo, es así que los inyectores de combustible requieren de limpieza y comprobación de atomizado, estos se consideran componentes críticos ya que de su correcto funcionamiento depende un óptimo desempeño del motor así como asegurar la vida útil de turbinas y cámaras de combustión, mas no se cuenta con el equipo para efectuar la mencionada comprobación.

Lo expuesto motiva la elaboración de un sistema de comprobación de inyectores para que el personal de mantenimiento pueda ejecutar de una manera profesional acorde al perfil del fabricante esta importante práctica, de no hacerlo se generaría inseguridad de funcionamiento de la aeronave, impidiendo cumplir con las misiones asignadas a la misma.

### **1.3 Justificación**

Al contribuir con el presente proyecto para el Ala de Transportes N° 11 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, con la comprobación de inyectores de los motores PT6-25 se pretende efectuar el mantenimiento preventivo de los inyectores aplicando las recomendaciones del fabricante, el cual se ha venido realizando de una forma no contemplada por el fabricante ya que se tomaba como referencia de un buen funcionamiento de inyectores el análisis de parámetros de corrida de motores, sin la comprobación del funcionamiento individual de cada inyector.

Razón por la cual al desarrollar la comprobación de inyectores con los métodos establecidos por el fabricante los técnicos podrán determinar: el funcionamiento individual de cada inyector, correcta pulverización del combustible, descartar el taponamiento del inyector y finalmente; una vez analizado el comportamiento de cada inyector se tendrá como resultado la capacidad para reemplazar o reutilizar el inyector con referencia al manual de mantenimiento de la aeronave.

Esto permitirá alcanzar una destreza técnica y profesional en aviación poniendo en práctica los conocimientos adquiridos durante el tiempo de estudio y formación académica en la Unidad de Gestión de Tecnologías (UGT), contribuyendo así con un proyecto que será de gran ayuda para el Ala de Transportes N° 11 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana al momento de realizar el mantenimiento de la aeronave por el personal de Aerotécnicos.

### **1.4 Objetivos**

#### **1.4.1 General**

Comprobar el funcionamiento de los inyectores del motor PT6-25, según los procedimientos del manual de mantenimiento de la aeronave Twin Otter

del Ala de Transportes N° 11 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, para la conservación de las condiciones de operación de los equipos.

#### **1.4.2 Específicos**

- Recopilar la información técnica relacionada a la operación de los inyectores del motor PT6-25.
- Determinar los requerimientos para efectuar la comprobación de inyectores en una estación de trabajo.
- Adquirir los elementos para la ejecución de la comprobación de los inyectores del motor PT6-25.
- Construir la estación de trabajo para comprobación de inyectores del motor PT6-25.
- Realizar pruebas funcionales de la comprobación de inyectores usando los equipos implementados acorde al manual de mantenimiento del motor.
- Elaborar un instructivo de funcionamiento del equipo implementado.

#### **1.5 Alcance**

El presente trabajo de titulación comprende el análisis de los requerimientos técnicos de un equipo de comprobación de inyectores para el motor PT6-25 que se basa en el manual de mantenimiento, por lo cual se busca alternativas de solución factibles de adquirir en el mercado local, y a la vez que satisfagan los parámetros preestablecidos; para finalmente construir el equipo, efectuar la comprobación de los inyectores y elaborar manuales de operación y mantenimiento.

## **CAPÍTULO II**

### **MARCO TEÓRICO**

#### **2.1 Twin Otter DHC-6**

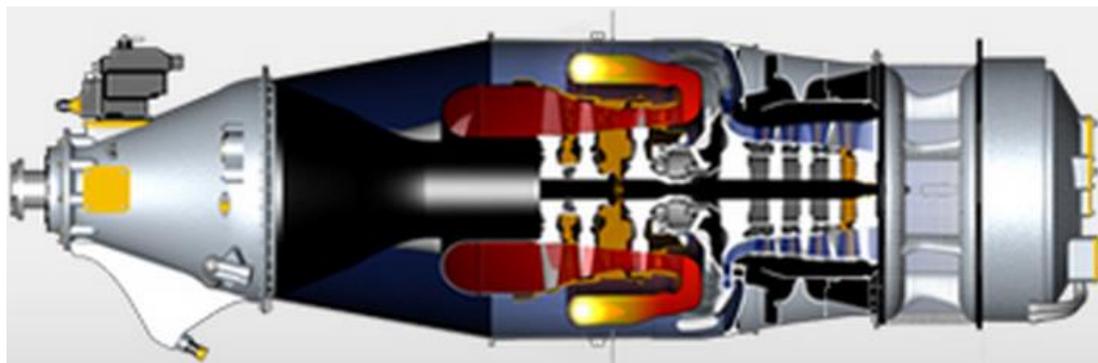
El de Havilland Canada DHC-6 Twin Otter, es una aeronave bimotor de Short Take Off and Landing (STOL) desarrollada a inicios de los años 60's, la misma que fue concebida tomando en cuenta las duras condiciones de operación en que se vería envuelta al desarrollar sus actividades en zonas poco accesibles de cualquier parte del mundo, adicionalmente esta debía ser de bajo costo de producción. Es por esto que se usó como base para el desarrollo la aeronave DHC-3 Otter la cual había demostrado capacidades adecuadas para la operación en terrenos agrestes, además representaría un bajo costo de producción tomando en cuenta que se encontraban en plena producción de partes y componentes que beneficiarían a la producción de bajo costo propuesta.

De Havilland Canada ejecutó satisfactoriamente su plan equipando al DHC-6 con dos potentes motores tipo turbo hélice capaces de incrementar la capacidad de carga de su predecesor, aumentando la seguridad operacional al ser bimotor y manteniendo la capacidad de despegue y aterrizaje en pistas cortas, lo que la convierte en una aeronave apropiada para condiciones agrestes y pistas no preparadas.

En 1974, la Fuerza Aérea Ecuatoriana adquirió los aviones Twin Otter, para ser destinados a cumplir misiones de "Acción Cívica" en la Región Litoral operando desde la Base Aérea Simón Bolívar de Guayaquil y en la Región Oriental desde la Base Aérea Mariscal Sucre de Quito.

## 2.2 Planta Motriz

Dos turborreactores Pratt & Whitney Canada PT6-25 de 550 caballos de potencia que impulsan una hélice de 4 palas de paso variable. Es un motor de turbina libre. La potencia varía entre 500 a 680 SHP alcanzada.



**Figura 1.** Motor PT6-25

**Fuente:** <http://www.pwc.ca/en/engines/pt6-25>

**Tabla 1**

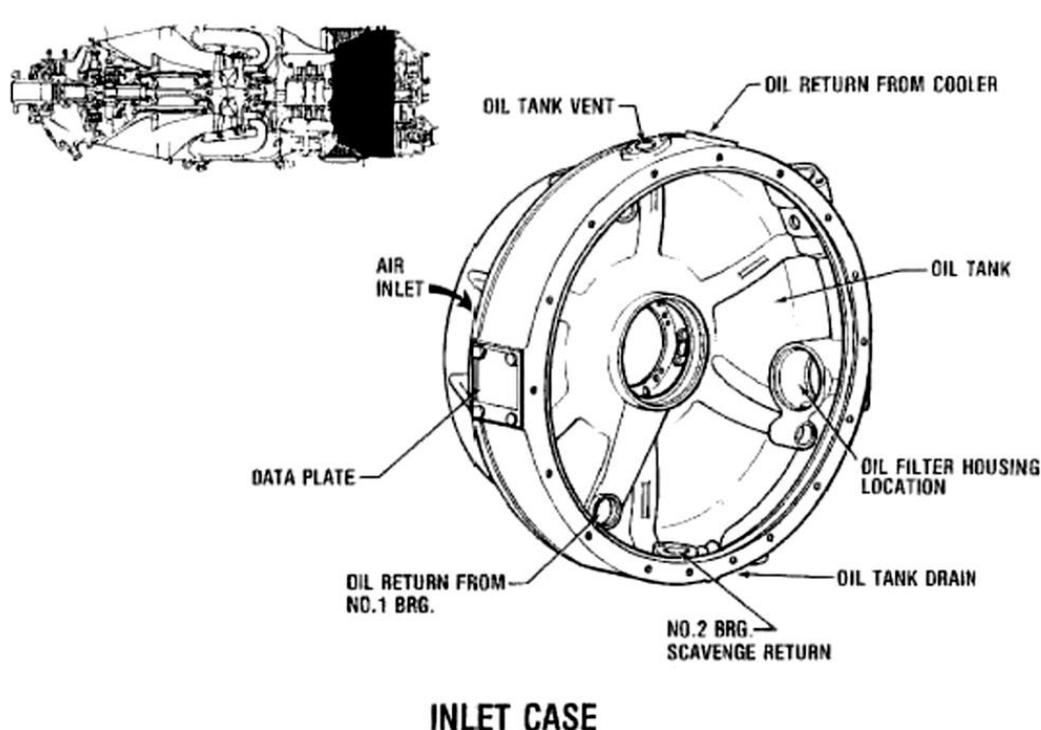
Descripción del motor PT6-25

RANGOS DE POTENCIA	SHP	TORQUE		ITT °C	Ng		Np		OIL PRESS PSIG	OIL TEMP °C
		LB.FT.	PSIG		RPM	%	RPM	%		
<b>MAX. DESPEGUE</b>	550	1315	42.5	695	38100	101.5	2200	100	80 a 100	10 a 99
<b>MAX ASCENSO</b>	550	1315	42.5	695	38100		2200	100	80 a 100	0 a 99
<b>RELANTI</b>				660					40	-40 a 99
<b>ARRANQUE</b>				1090						-40
<b>ACELERACIÓN</b>		1500	48.5	825	38500	102.6	2420	110		0 a 99
<b>MAX REVERSA</b>	500	1315	42.5	695	38100	101.5	2112	96	80 a 100	0 a 99

## 2.3 Conjuntos mayores del motor PT6

### 2.3.1 Carter de entrada del compresor

El cárter de entrada del compresor es una fundición circular, la parte delantera la cual constituye la cámara de admisión para el paso de aire de la entrada del compresor. Una pantalla de malla de alambre, que es asegurada alrededor del cárter de la entrada de aire que impide la ingestión de objetos extraños por el compresor.



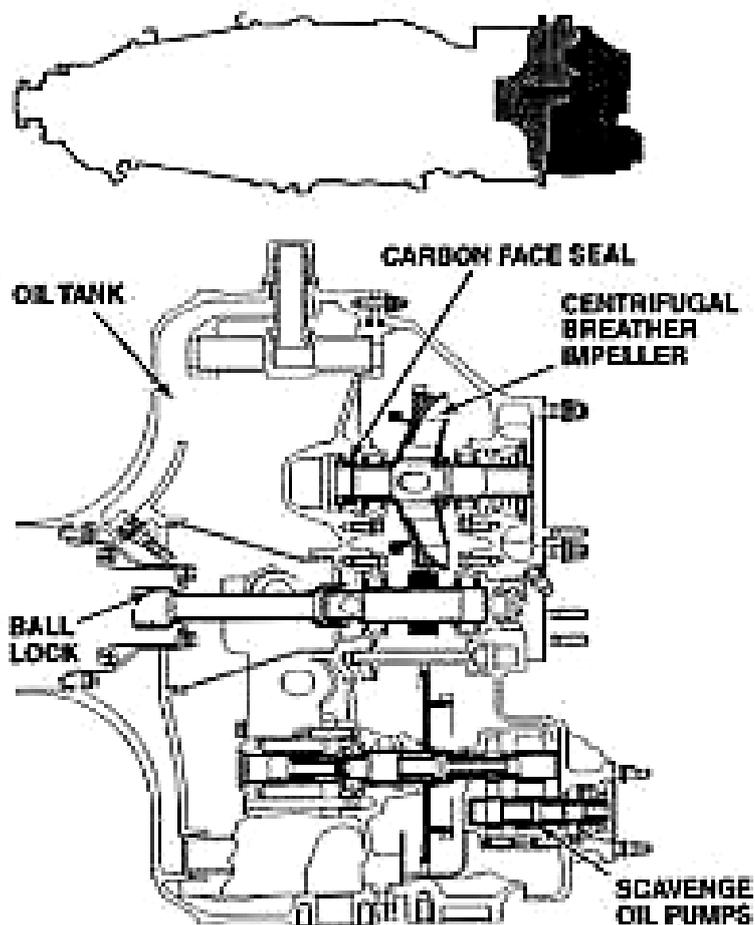
**Figura 2.** Cárter de entrada de aire del compresor

**Fuente:** UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

La parte posterior del cárter de entrada que constituye un tanque de aceite integral e incorpora conductos de aceite de presión y un colector de drenes. Un orificio de tapón de drenaje está situado en la base del cárter del tanque y tiene adaptado un tapón de drenaje, mantenido en esta posición mediante un pasador el cual encaja en el tapón, mantenido en esta posición mediante un pasador que se ajusta a través soportes integrales en cada lado

del orificio. Una bomba de presión de aceite, que incorpora una válvula de alivio de presión, que está situada en la parte inferior del depósito y está fijada con pernos al diafragma de la caja de accesorios.

Un puerto al lado derecho del cárter proporciona una posición principal de montaje del motor el alojamiento del filtro de aceite que incorpora la válvula de retención del filtro y válvula bypass del conjunto.

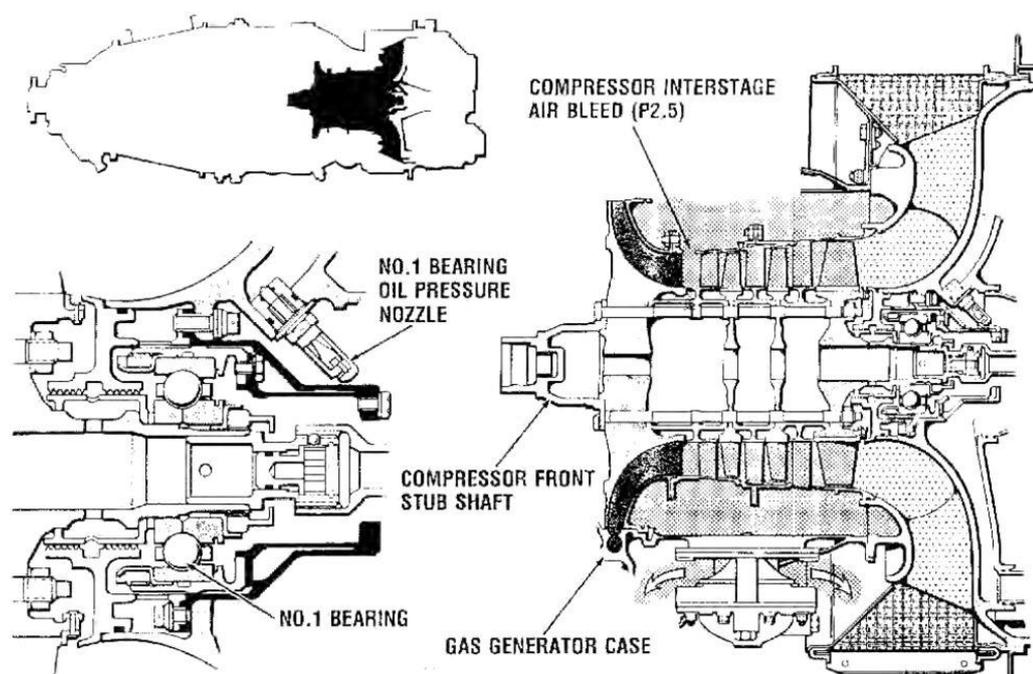


**Figura 3.** Tanque de aceite

**Fuente:** UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

### 2.3.2 Conjunto compresor rotor y estator

El rotor del compresor y el conjunto del estator consta de tres etapas de rotor axial, tres espaciadores entre las etapas, tres estatores y única etapa centrífuga impulsor y la carcasa. El aire del exterior entra en el motor y pasa por las etapas de compresión donde el aire va adquiriendo presión y aumentando su temperatura, luego este aire se introduce en la cámara de combustión y se mezcla con el combustible, para una vez quemado mover las diferentes fases de la turbina.

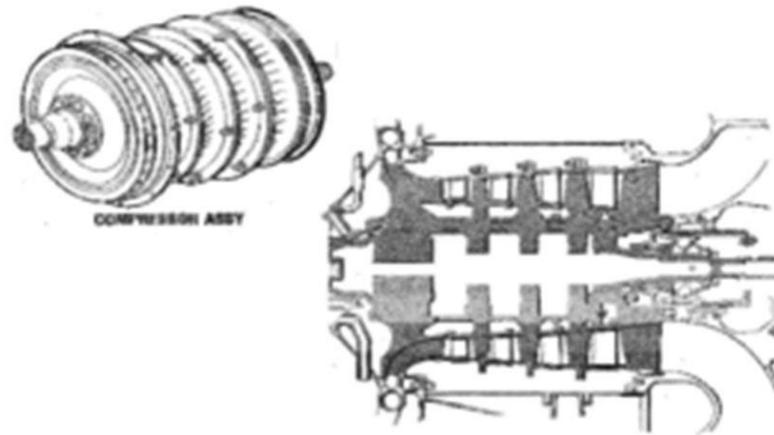


**Figura 4.** Conjunto rotor-estator del compresor

**Fuente:** UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

El conjunto de la primera y segunda etapa de estator contiene cada uno 44 álabes y la tercera etapa de 40 álabes. Cada conjunto de álabes del estator se mantiene en posición por un anillo circular a través del cual el álabe exterior sobresale. Las cubiertas para el primero, segundo y tercera etapa de alabes del compresor son proporcionados por el respectivo anillos de alabes. La segunda etapa de corona de alabes se apoya dentro de la primera y tercera etapa de estator que se atornillan en el cárter juntos. El

conjunto de la tercera etapa de estator está atornillado al cárter de entrada y un pasador de localización que encaja en una ranura en la segunda etapa para evitar la rotación del conjunto.

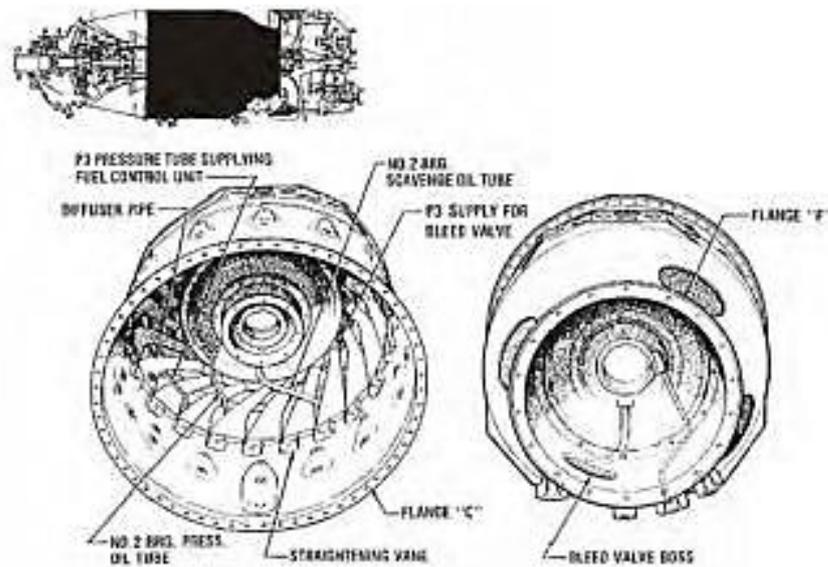


**Figura 5.** Área del compresor

**Fuente:** UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

### 2.3.3 Cárter generador de gas

El cárter generador de gas está conformado en secciones, pero esta cámara única estructura tanto el compresor como las secciones de combustión. Cuatro aspas huecas en la parte inferior proporcionan un drenaje residual de combustible al apagar el motor. El aire comprimido se dirige entonces a través de los álabes guías fijos, situados en la salida de la canalizaciones difusora, y fuera a la revestimiento de la cámara de combustión.



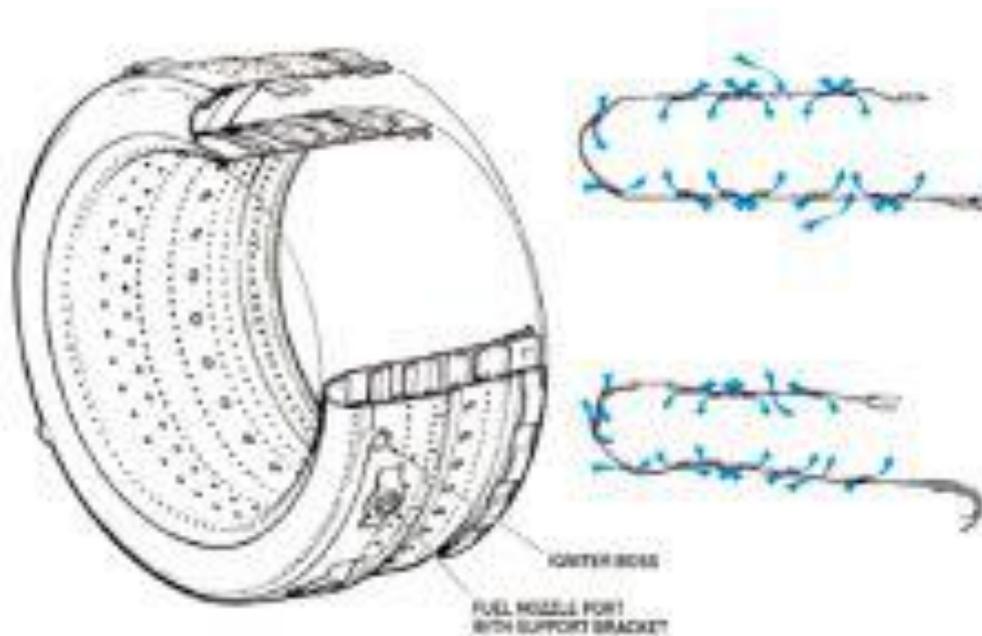
**Figura 6.** Cárter del generador de gas

**Fuente:** UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

El cárter del generador de gas está fijado a la parte delantera con la brida de la caja de entrada del compresor. La parte posterior ofrece un alojamiento para el montaje del compresor y proporciona un orificio de salida para la purga de la válvula del compresor. El motor está montado en los soportes de tipo flexibles que están asegurados a tres montajes de tipo flexibles que están fijados a tres almohadillas equidistantes de montaje situadas en el exterior circunferencia del generador de gas.

### 2.3.4 Cámara de combustión y líneas de salida

La cámara de combustión es de flujo reverso y consiste de una cámara anular de aleación de tungsteno pesado resistente al calor y abierta por un lado. Una serie de agujeros, atravesando la chapa libremente o a través de la doble pared son diseñados para que provean la mejor mezcla de aire/combustible durante el arranque y durante la combustión sostenida. La dirección del aire se controla a través de aros de enfriamiento (cooling ring) que protegen las paredes de la cámara de la alta temperatura interna. Otras perforaciones de mayor diámetro aseguran que la temperatura de los gases sea homogénea y apropiada a la entrada de la turbina.

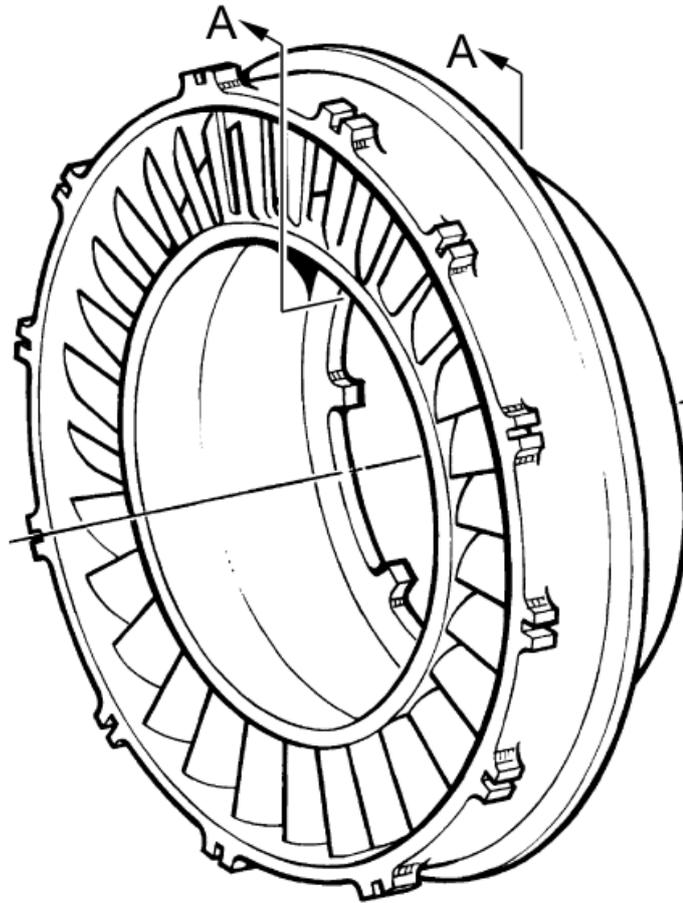


**Figura 7.** Cámara de combustión

**Fuente:** UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

### 2.3.5 Anillo estator de la turbina

El anillo de alabes se encuentra entre los conductos de salida y la turbina del compresor. Los álabes del anillo dirigen los gases en expansión con el ángulo óptimo contra los álabes de la turbina que a su vez hace girar al compresor. Una plataforma periférica formada en el anillo de alabes acopla con el conducto de salida pequeño y con el cárter que rodea los álabes de la turbina (cárter de alojamiento).

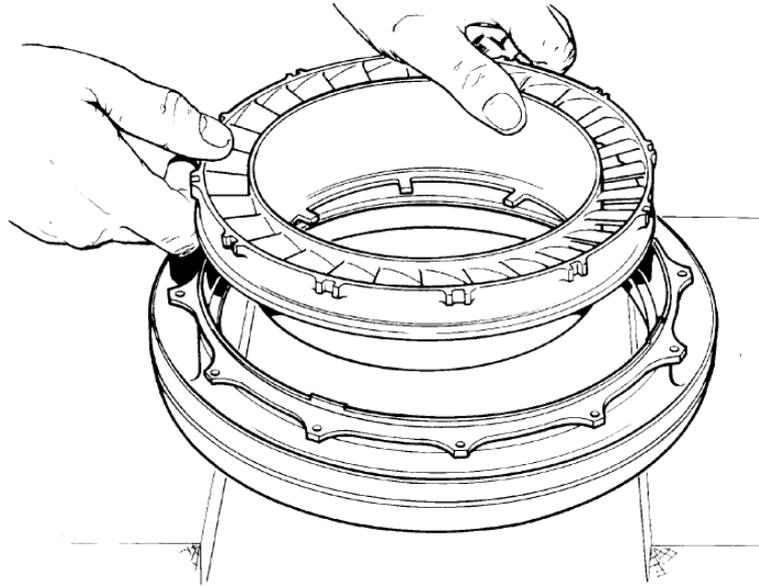


**MANUAL PART NO. 3013242**

**Figura 8.** Anillo estator de la turbina

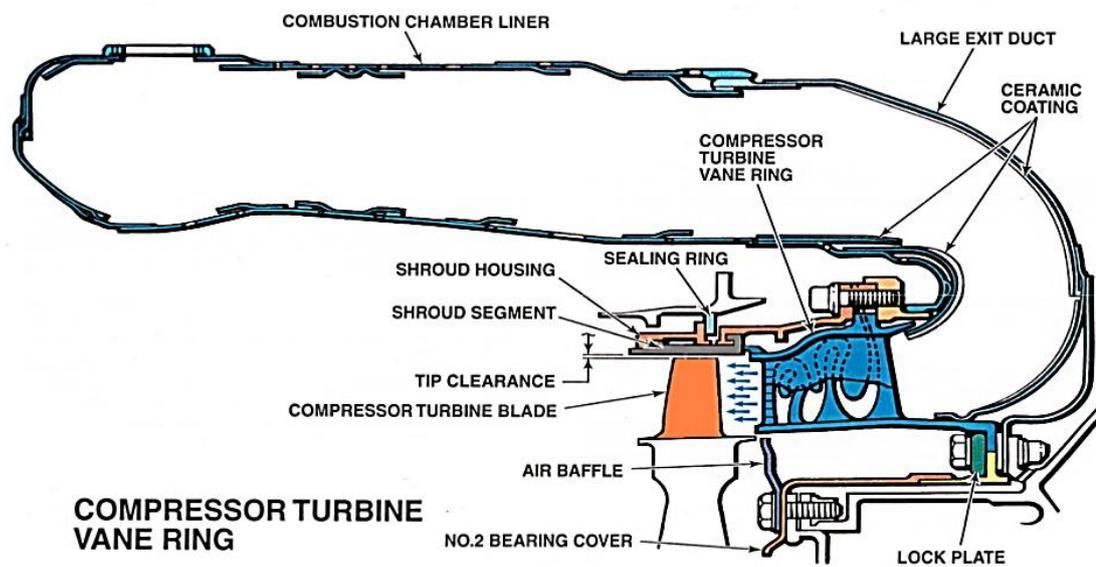
**Fuente:** Pratt & Whitney Canada Maintenance Manual

Este cárter de alojamiento se extiende hacia adelante y forma una superficie cilíndrica exterior donde se apoya y desliza el aro de sellado inter-etapas y a la vez es el punto de unión o separación de la sección de potencia. Los segmentos se colocan dentro de la envolvente y sirven para darle a los álabes el espacio mínimo para evitar fugas de gases al tiempo que se evitan los rozamientos y desgastes.



**Figura 9.** Alabes guías

**Fuente:** Pratt & Whitney Canada Maintenance Manual



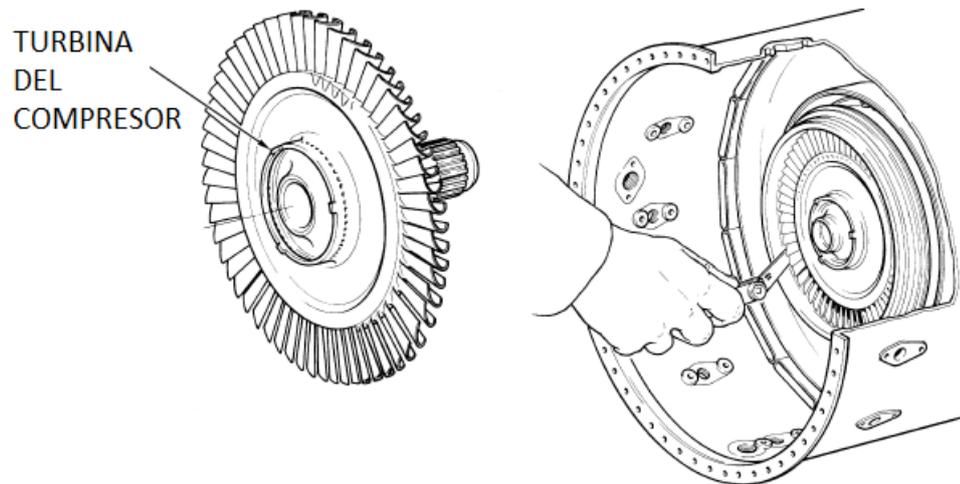
**Figura 10.** Anillo de la turbina

**Fuente:** UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

### 2.3.6 Turbina del compresor

La turbina del compresor consiste de un disco y de 58 o 59 álabes y hace girar al compresor en sentido contrario a la agujas del reloj. El disco

está unido a través de un eje estriado al acople (stubshaft) del compresor y sujeto por un tornillo y una arandela de retención. Una de las estrías es más grande, estría maestra, para que siempre se instale en la misma posición y mantener así su balance original.



**Figura 11.** Turbina del compresor

**Fuente:** Pratt & Whitney Canada Maintenance Manual

Los 58 álabes se sujetan al disco con un corte de pie de pino y se aseguran con remaches tubulares (o sólidos en motores grandes). Los álabes de aleación de níquel tienen en algunos modelos una extensión fina (squeler tip) para evitar un fuerte rozamiento en caso de contacto con los segmentos. En la punta de los álabes hay una superficie plana de referencia para hacer el chequeo de alargamiento (stretch). Pesos de balance sujetos con remaches se colocan a ambos lados del disco. Una corta extensión del disco provee una superficie de sellado para controlar el flujo de aire de refrigeración.



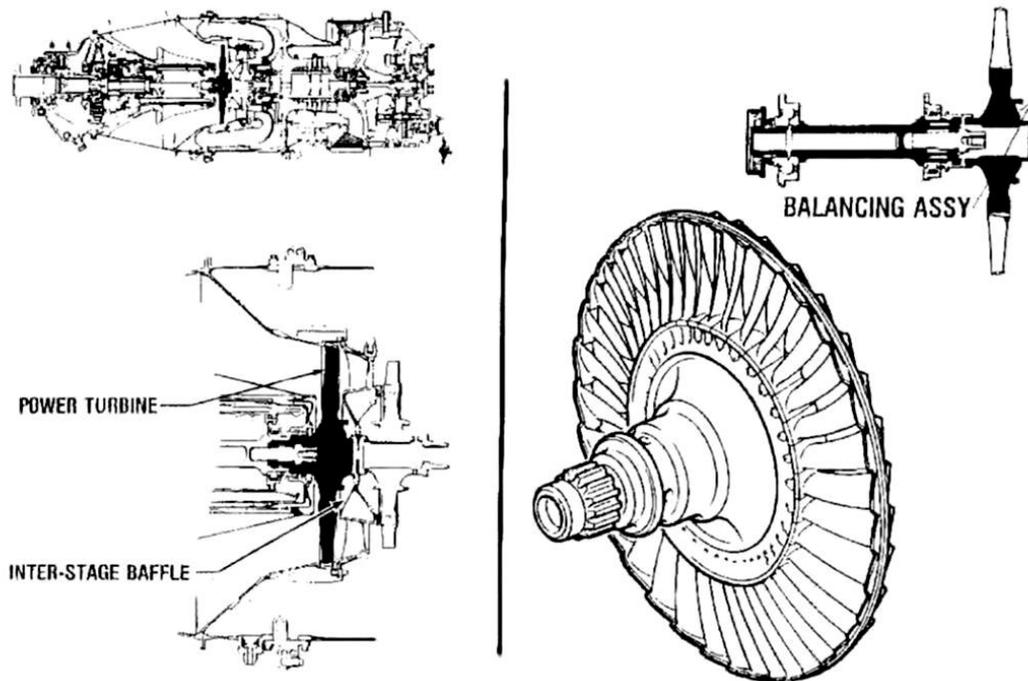
**Figura 12.** Remachado de los álabes en la turbina

**Fuente:** <http://www.unitedturbine.com/downloads.html>

### **2.3.7 Rotor de la turbina de potencia.**

El conjunto de turbina de potencia se compone de dos discos, álabes y pesos clasificados. Este mueve los engranajes de reducción a través del eje en el sentido de las agujas del reloj. El disco de la turbina es estriado en su eje, y engrana en el eje de la turbina de potencia siendo asegurado por un tornillo y una arandela de fijación. Una estría maestra asegura que el disco de la turbina se instale en una posición predeterminada para mantener el balance original. El número de pesos clasificados requeridos se determina durante los procedimientos de balanceo y son remachados a una pestaña localizada en la parte posterior del disco. Los álabes de la turbina de potencia son distintos de los álabes de la sección caliente ya que tienen en la punta una plataforma que cuando están todos juntos forma un aro circular.

Los álabes entran en ranuras del disco con perfil de pie de pino y sujetos por remaches tubulares. La punta de los álabes gira dentro de un aro con doble asegurado que provee un sello continuo a los gases e incrementa la eficiencia de la turbina.



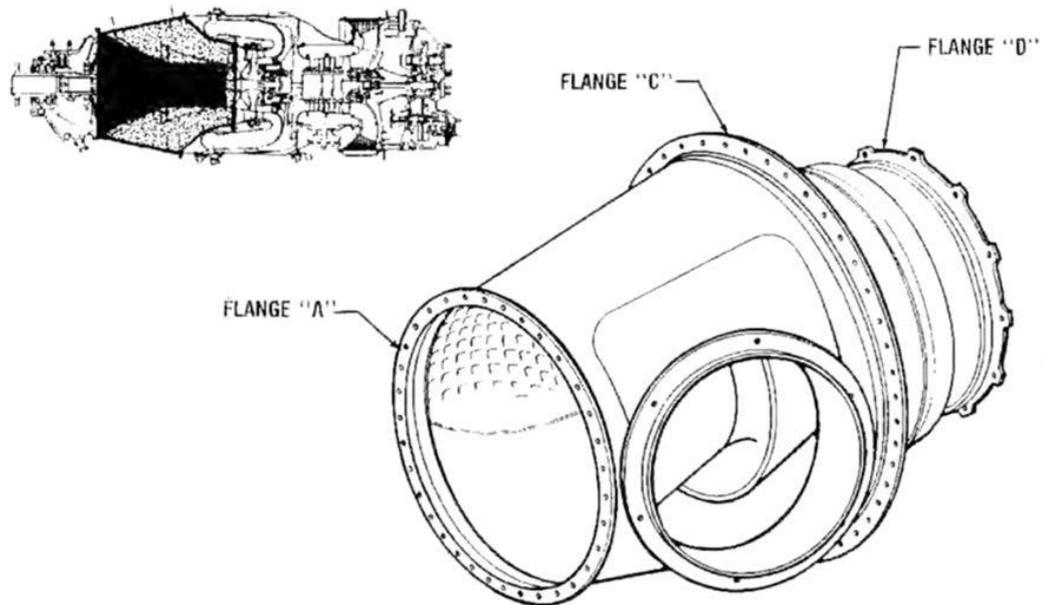
**Figura 13.** Turbina de potencia

**Fuente:** UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

### 2.3.8 Ducto de escape

El conducto de salida de los gases consiste en un conducto de acero resistente al calor en forma divergente con dos salidas al exterior. Se compone de dos secciones la sección exterior cónica, que tiene dos puertas de salida con pestaña, forma la pared exterior de los gases P3 y también funciona como un miembro estructural que da soporte a la caja de reducción.

La sección interna forma la pared interna del conducto de los gases calientes y provee un compartimiento para la caja de reducción y para la carcasa de soporte de la turbina de potencia. Un cono de material aislante protege de excesivo calentamiento a la caja reductora y a la carcasa de soporte de la turbina de potencia. Una válvula ubicada en parte inferior cerca de la pestaña "C" permite la evacuación de combustible que se pueda generar durante el apagado del motor.



**Figura 14.** Ducto de escape

**Fuente:** UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

### 2.3.9 Cárter de soporte de la turbina de potencia

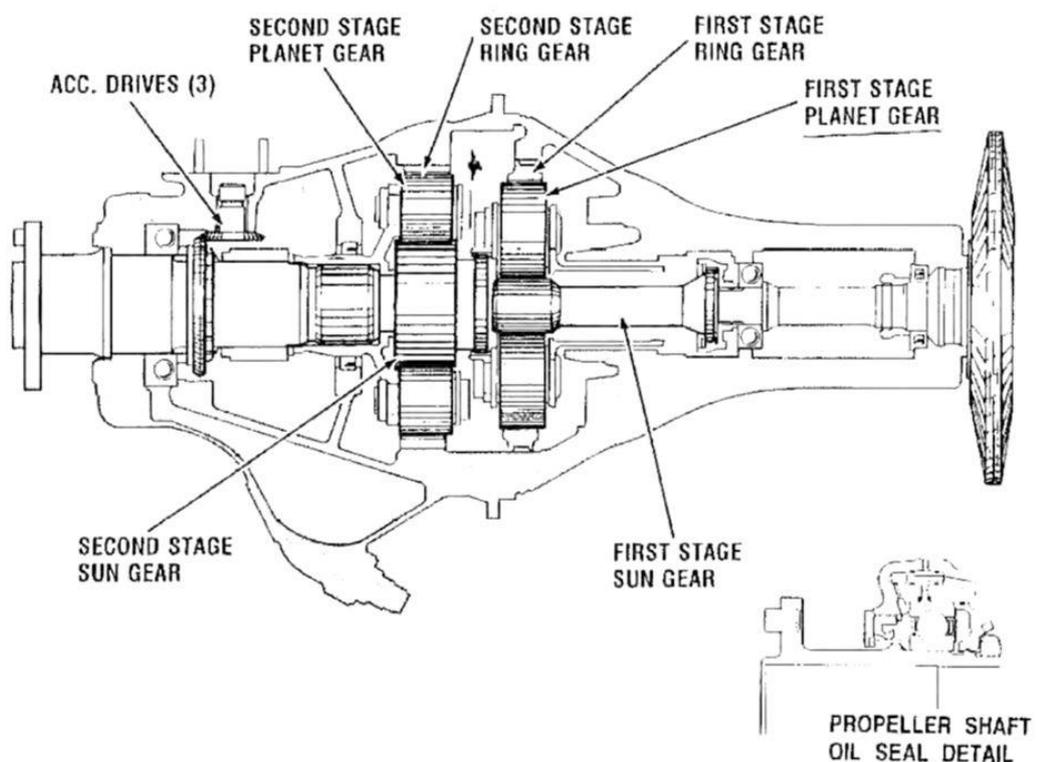
El cárter de soporte de la turbina de potencia consiste de un cilindro de acero, el cual se une al cárter posterior de la caja de reducción a través de doce pernos. El cárter provee soporte para el conjunto de turbina de potencia y los dos cojinetes.

### 2.3.10 Caja de reducción

La caja reductora está localizada en la parte frontal del motor y consiste de dos carcasas de fundición de magnesio atornilladas a la pestaña frontal del conducto de salida de los gases. El sistema se compone de dos etapas planetarias de reducción. La primera etapa se sitúa en el cárter trasero. El torque de la turbina de potencia se transmite a través del eje de la turbina al engranaje sol de la primera etapa. El engranaje sol consiste de un eje hueco de acero con el engranaje en su parte delantera y estrías externas en su

parte trasera. Estas estrías encajan dentro de las estrías del acople del eje de la turbina y se aseguran por medio de dos anillos retenedores.

El engranaje sol, mueve los tres engranajes planetarios de la primera etapa de reducción. El aro engranado sobre el que gira la primera etapa está colocado sobre unas estrías helicoidales del cárter posterior de la caja de reducción.



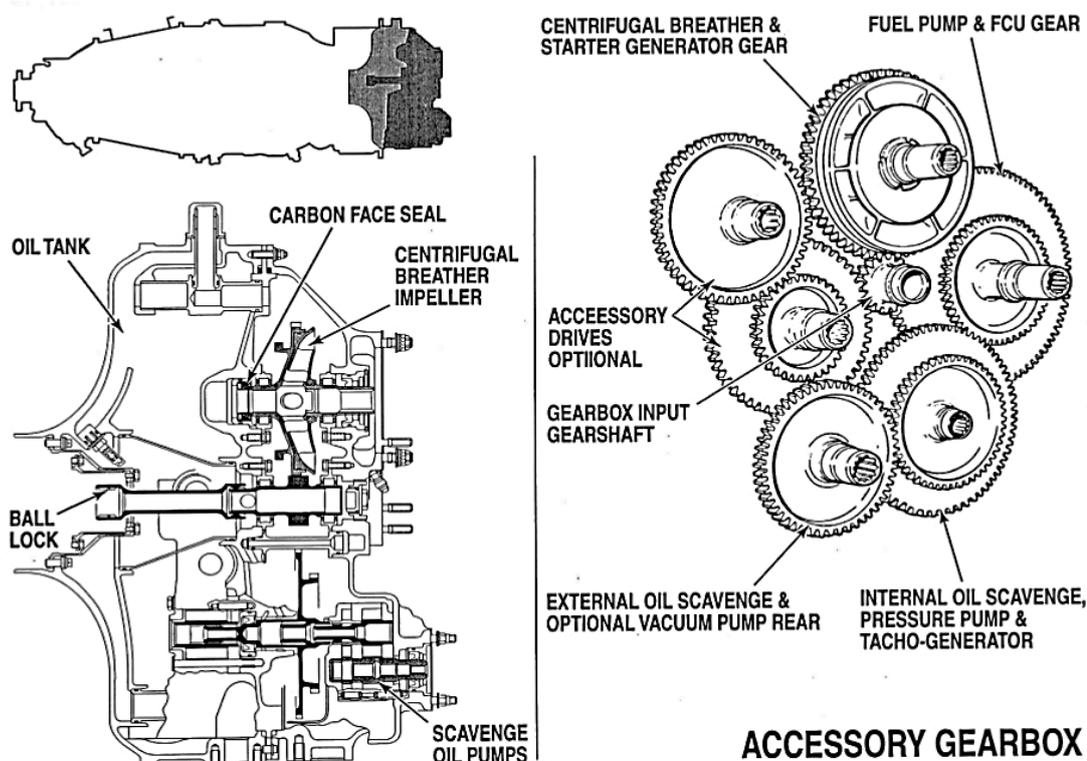
**Figura 15.** Caja de reducción

**Fuente:** UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

La segunda etapa de reducción se aloja en el cárter delantero de la caja de reducción. El conjunto planetario de la primera etapa está unido al sol de la segunda etapa a través de un acople flexible, el cual sirve para amortiguar cualquier vibración presente entre las dos masas rotativas y corregir cualquier posible desalineamiento. El sol de la segunda etapa conduce cinco engranajes planetarios.

### 2.3.11 Caja de engranajes de accesorios

La caja de accesorios está situada en la parte trasera del motor y está compuesta de dos carcasas de aleación de magnesio moldeadas que están unidas por su pestaña exterior por medio de espárragos que salen de la cara trasera del cárter de entrada de aire al compresor. Entre la caja de accesorios y el cárter de entrada de aire se encuentra el diafragma o pared separadora del tanque de aceite y la caja de accesorios.



**Figura 16.** Caja de accesorios

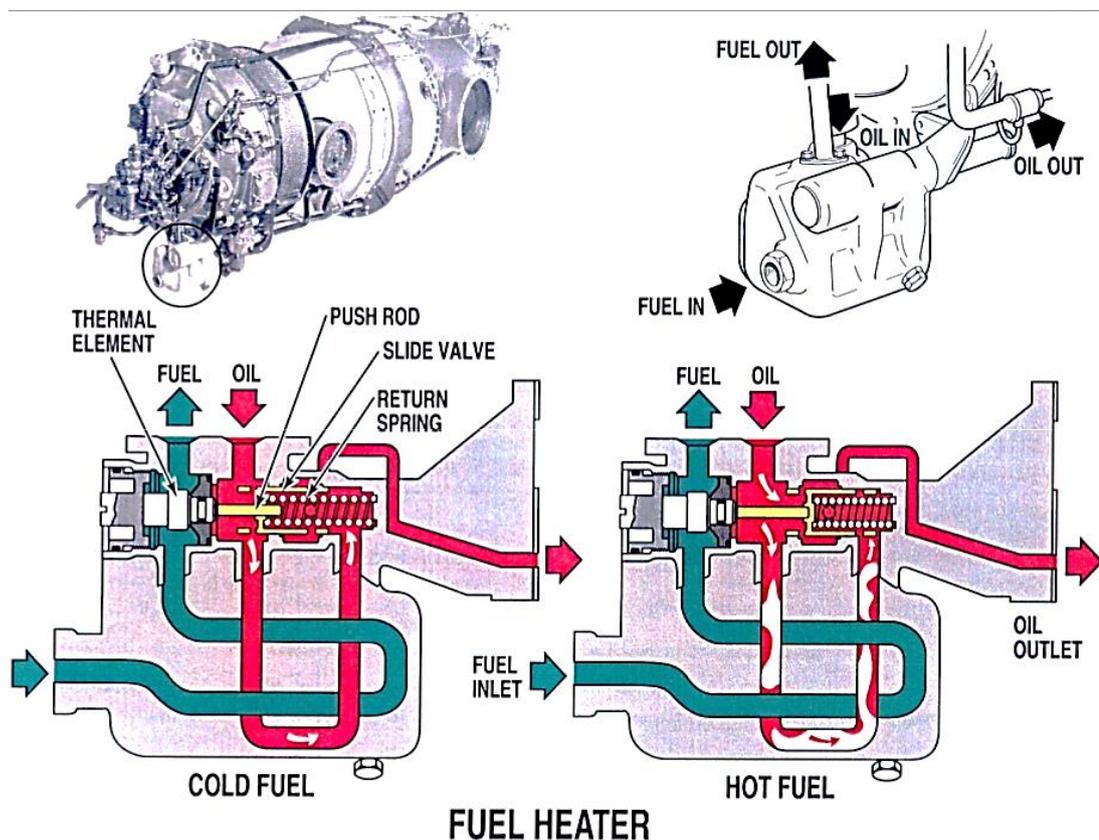
**Fuente:** UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

En la parte trasera de la carcasa de accesorios se encuentran las plataformas para montar los accesorios: generador/motor de arranque, bomba de combustible con el FCU (unidad reguladora de combustible) montada en forma de lengüeta y tacómetro generador de Ng. La caja de accesorios tiene en la parte superior izquierda un tapón con varilla para chequear el nivel de aceite y relleno si es necesario.

## 2.4 Elementos del sistema de combustible

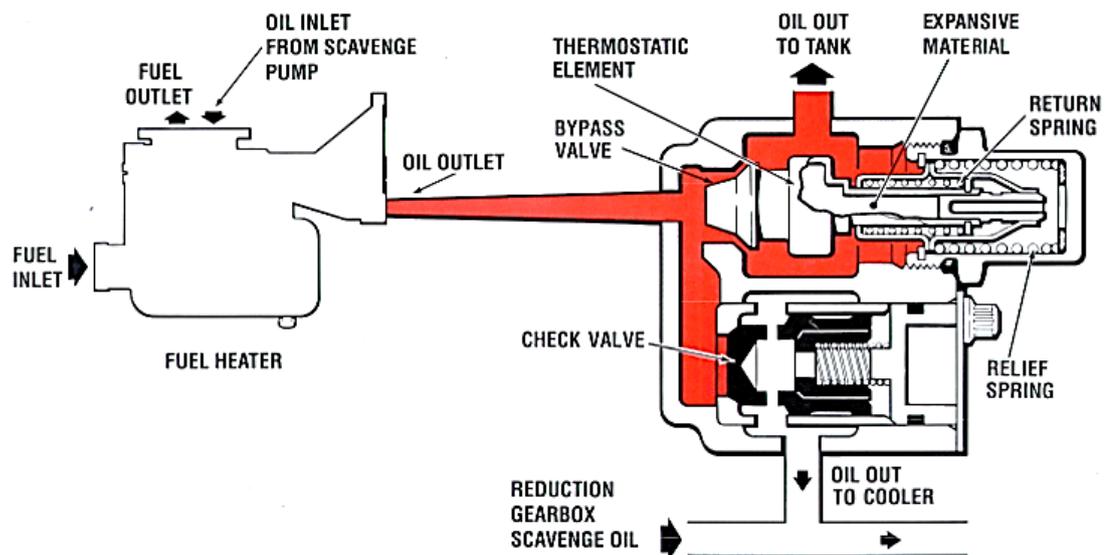
### 2.4.1 Intercambiador de calor aceite/combustible

Esta unidad utiliza la temperatura del aceite para precalentar el combustible a través de un sistema intercambiador de calor tipo radiador. Una válvula de presurización mínima ubicada a las 2 en punto del reloj a la entrada del calentador cierra el paso del aceite por debajo de las 40 PSI para evitar el paso de aceite cuando el motor se para en vuelo con la hélice girando por efecto molinete. Una válvula unidireccional y termostática a la salida del calentador evita el flujo reverso y ayuda a calentar el aceite más rápido en frío devolviendo el aceite al tanque. Un termostato dentro del calentador regula la temperatura del combustible entre 21 y 32 °C, dejándolo pasar por el radiador o dirigiéndolo directamente al exterior.



**Figura 17.** Calefactor de combustible

**Fuente:** UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento



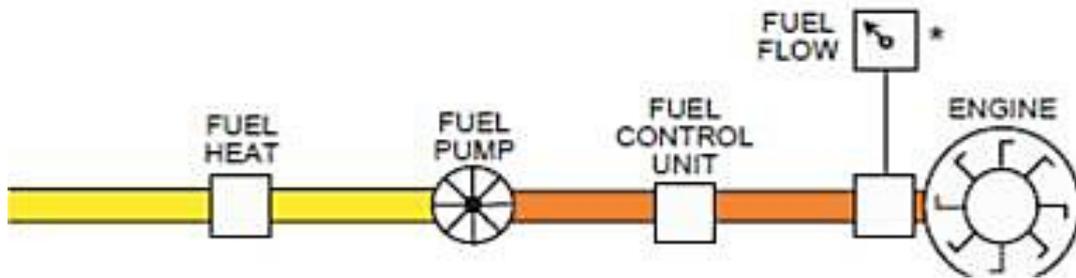
## THERMOSTATIC BYPASS AND CHECK VALVE

**Figura 18.** Bypass termostático y válvula check

**Fuente:** UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

### 2.4.2 Bomba de cebado accionada por el motor

La baja presión, bomba de carga impulsada por el motor está montado sobre una plataforma de unidad en el accesorio de popa, sección del motor. La bomba de carga entrega combustible de baja presión para de bomba de combustible alta presión del motor, impidiendo así la cavitación. La bomba de alimentación está protegida contra la contaminación por un colador, y tiene una capacidad de operación de 1250 pph a una presión de 25 a 30 psi. Ya que es impulsado motor, acciona la bomba cada vez que el generador de gas (N1) se está convirtiendo y proporcionando suficiente combustible a la bomba de alta presión para todas las condiciones de vuelo. Existe una excepción con la gasolina de aviación donde el vuelo por encima de 20.000 pies de altitud requiere ambas bombas de carga en espera de ser operativos alimentación cruzada sea operativa.



**Figura 19.** Bomba accionada por el motor

**Fuente:** UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

En caso de baja presión, fallo de la bomba impulsada por el motor, la luz L o R FUEL rojo claro se ilumina en el panel anunciador de advertencia. La luz se enciende cuando la presión disminuye por debajo de  $10 \pm 1$  psi. La activación de la bomba de cebado STANDBY en caso de falla aumentará la presión y apagará la luz.

El funcionamiento del motor con la presión del combustible está sobre limitada a 10 horas antes de la revisión o la sustitución de la bomba principal de alta presión de combustible del motor. Cuando se utiliza el gas de la aviación en las subidas por encima de 20.000 pies, el primer indicio de insuficiente presión de combustible será un parpadeo intermitente de las luces COMBUSTIBLE rojo. El flujo de combustible y torque del motor también puede indicar amplia fluctuación. Estas condiciones pueden ser eliminadas por la activación de las bombas de reserva.

### 2.4.3 Bomba de cebado (STAND BY)

De accionamiento eléctrico, la bomba de alimentación en espera de baja presión situado en la parte inferior de cada tanque realiza tres funciones:

- Es una bomba de respaldo para su uso en el caso de un fallo en la bomba de combustible accionada por el motor.
- Se utiliza con combustible de aviación por encima de 20.000 pies.

- Se utiliza durante la operación de alimentación cruzada.

Si una bomba de reserva se convierte en inoperante, la alimentación cruzada se puede lograr sólo desde el lado de la bomba de reserva operativa. La energía eléctrica para el funcionamiento de la bomba de reserva es controlada por los interruptores de palanca de bloqueo en el combustible panel de control y la alimentación de CC es suministrada desde las barras de alimentación doble.

#### 2.4.4 Filtro de combustible

El combustible se filtra a través de un servidor de seguridad montado en un filtro de 20 micras, que incorpora un bypass interno. El bypass se abre para permitir suministro ininterrumpido de combustible al motor en caso de la formación de hielo o bloqueo del filtro. Además, un colador se encuentra en cada salida de los tanques antes de que el combustible llegue al colector de combustible y la bomba auxiliar de transferencia

#### 2.4.5 Transmisor flujo de combustible e indicadores

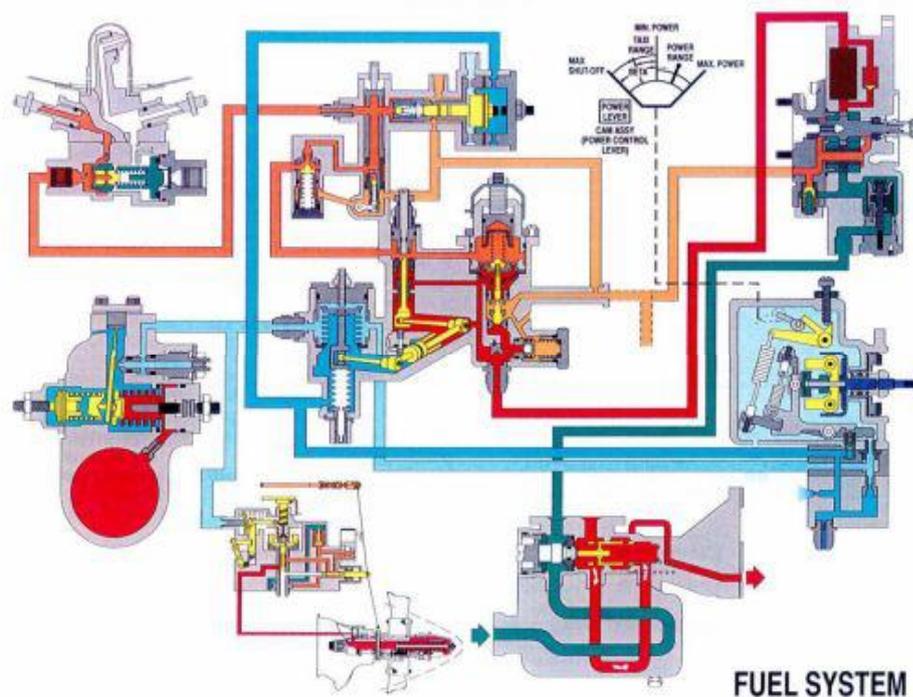
Los medidores de flujo de combustible en el tablero de instrumentos indica el flujo de combustible en libras por hora.



**Figura 20.** Indicador de flujo

### 2.4.6 Control del sistema de combustible

El sistema de control de combustible consiste de tres unidades separadas con funciones interdependientes: la unidad de control de combustible (FCU), el gobernador de hélice y el control de arranque (SFC). El FCU determina la cantidad correcta de combustible para el funcionamiento correcto del motor en régimen estable y en aceleración/deceleración. El SFC actúa como válvula de presurización, válvula de corte de combustible y como divisor de flujo, mandando combustible a los inyectores primarios o a ambos, primario y secundario, según se requiera.



**Figura 21.** Esquema del sistema de combustible

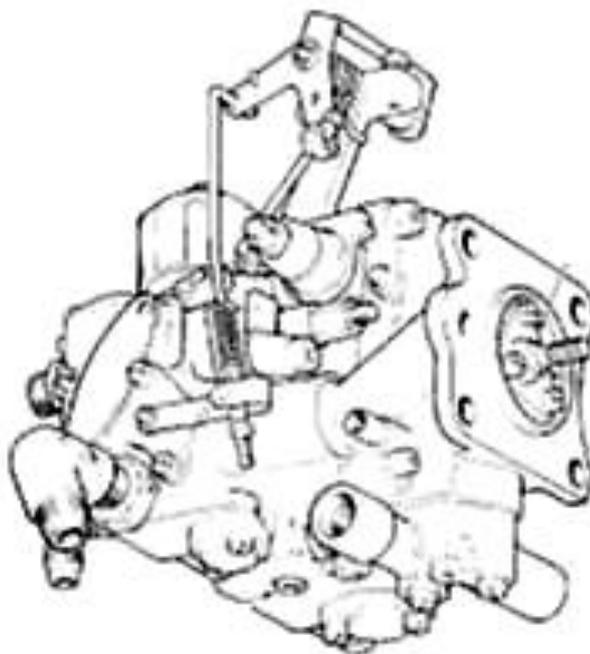
**Fuente:** UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

El control de la hélice durante operaciones normales y de reversa se provee por el medio del gobernador (CSU) el cual contiene también una válvula de inversión y el gobernador de la turbina de potencia (Nf). El gobernador de Nf provee protección de sobre velocidad en la turbina durante operación normal. Durante la operación de reversa, el gobernador de la

hélice esta inoperativo y el control de la velocidad de la turbina de potencia se efectúa por sección del gobernador Nf.

#### 2.4.7 Unidad de control de combustible

La FCU está montado sobre la bomba de combustible y es girado a revoluciones proporcionales a las del compresor ( $N_g$ ). La FCU determina la cantidad de combustible que necesita el motor para que este provea la potencia requerida por la palanca de mandos. La potencia del motor es proporcional a la velocidad del compresor  $N_g$  y el motor está controlado por este.

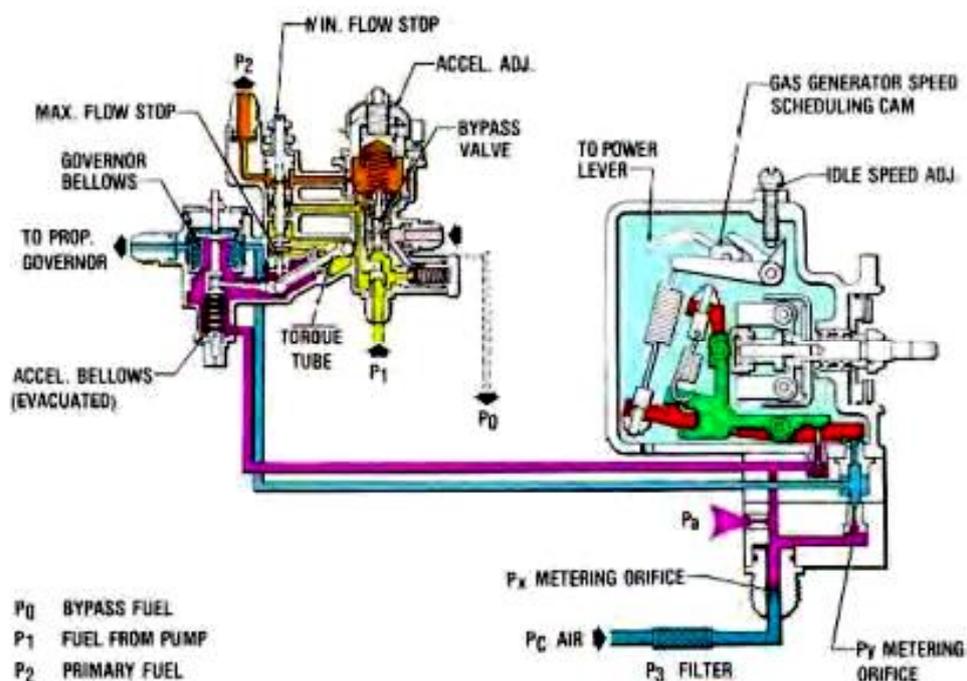


**Figura 22.** Unidad de control de combustible

**Fuente:** PRATT & WHITNEY CANADA MAINTENANCE MANUAL PART  
NO. 3021442

La FCU recibe combustible a la presión  $P_1$  proveniente de la descarga de la bomba. El flujo de combustible se establece por la acción de la válvula de inyección y por la válvula de derivación (by pass). La presión del combustible después de la válvula de inyección se denomina  $P_2$ . La válvula

de derivación mantiene la diferencia de presión ( $P_1 - P_2$ ) esencialmente constante. El área de paso de la válvula de inyección cambia para mantener los requisitos de los niveles de potencia y lo hace de forma lineal dado que su perfil es triangular (cónico). Si se parte del principio que  $(P_1 - P_2) = \text{Constante}$  se puede concluir que a efectos prácticos el consumo de combustible  $W_f = \text{Cte} \times (\text{Posición de la válvula de inyección})$ . Externamente se puede incrementar  $(P_1 - P_2)$  ajustando la cúpula (dome) en la parte superior de la FCU la cual actúa directamente sobre el muelle que balancea estas dos presiones en la válvula de derivación. Paralelamente existe una válvula de alivio que limita la presión dentro de la FCU alrededor de las 1000 PSI, situación presente en casos transitorios y si la válvula de derivación fallara.



**Figura 23.** FCU unidad cruzada

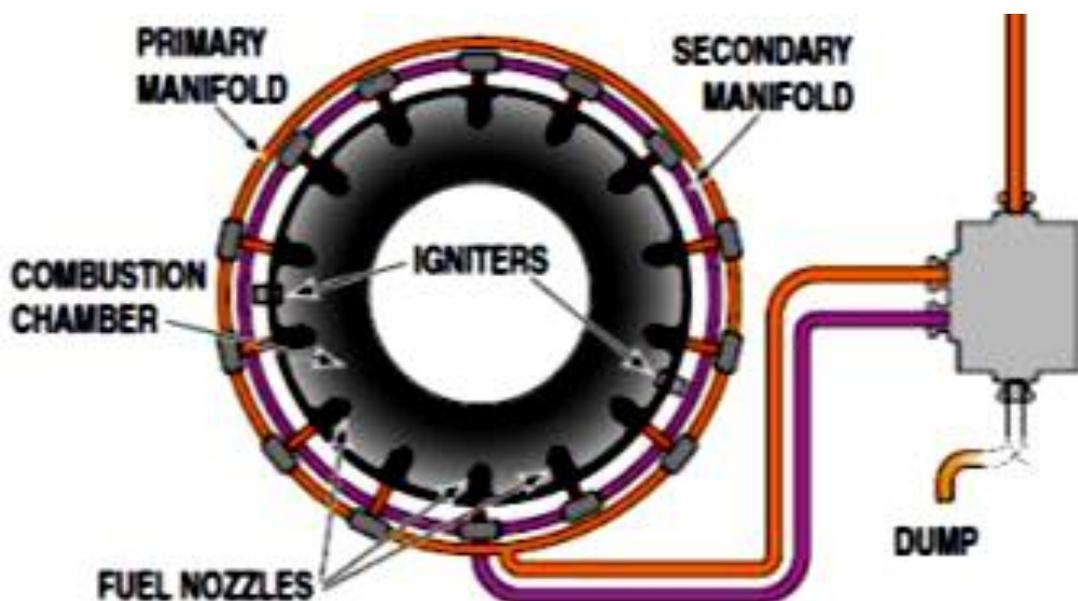
**Fuente:** PILOT TRAINING MANUAL

Existe un conjunto de discos en la válvula de derivación los cuales se deforman por efectos de la temperatura del combustible y modifica la resultante  $(P_1 - P_2)$ , sirviendo este efecto como complemento al flujo de

combustible dado el cambio de SG, densidad del combustible. Todos los sistemas hidráulicos funcionan con exceso de líquido, unos más que otros, por consideraciones de diseño. Para que el líquido fluya libremente a su retorno,  $P_o$ , se debe crear una presión mínima en el sistema. Esta se consigue con la válvula de presurización. Esta presión en la FCU es la apropiada para que los inyectores pulvericen suficientemente el combustible durante la operación de arranque y suele ser del orden de las 80 psi.

#### 2.4.8 Colector e inyectores de combustible

El conjunto de colector de combustible dual entrega un suministro constante de combustible de alta presión del control de flujo inicial para el colector primario y secundario de inyectores de combustible. El conjunto colector doble consta de 14 adaptadores múltiples de combustible (siete primarios, seis secundarios y una adaptador de entrada secundaria) cada uno de los cuales incorpora una boquilla símplex de combustible.



**Figura 24.** Esquema de la distribución de los inyectores de combustible

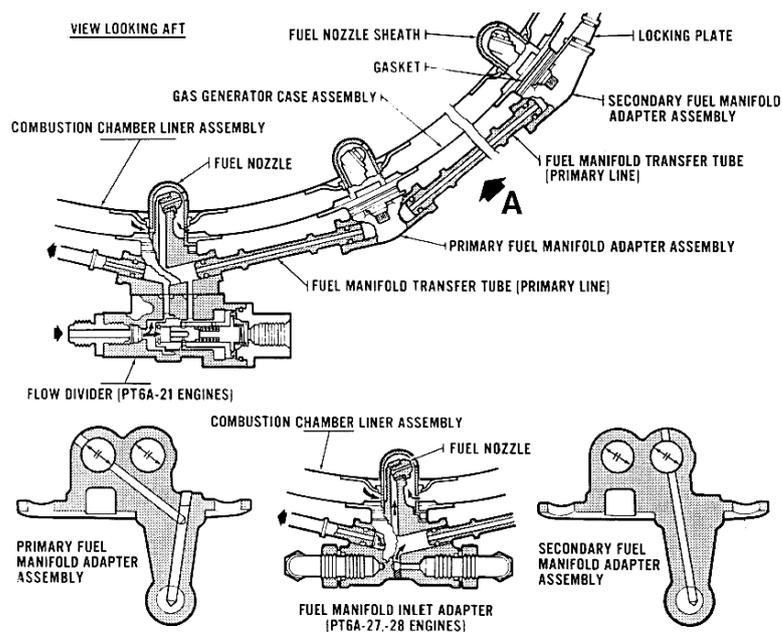
**Fuente:** PILOT TRAINING MANUAL

Los adaptadores del colector de combustible están interconectados por tubos de transferencia de combustible. Las placas de bloqueo, aseguran y transfieren a cada adaptador de colector los tubos pueden ser removidos y reemplazados sin desconectar el resto del conjunto.

## 2.4.9 Inyectores y adaptador del colector de combustible

### 2.4.9.1 Colector de combustible (manifold)

El colector dual de combustible suministra un flujo de combustible dividido para los inyectores primarios y secundarios. El colector consiste de 14 conjuntos de adaptadores; siete primarios, seis secundarios y un adaptador secundario de entrada. Los adaptadores están interconectados por tubos de transferencia de combustible por pares y están asegurados a sus respectivos jefes en el cárter del generador de gas por dos tornillos. Los adaptadores y tubos de transferencia están sellados con juntas de estanqueidad y paquetes preformados respectivamente.

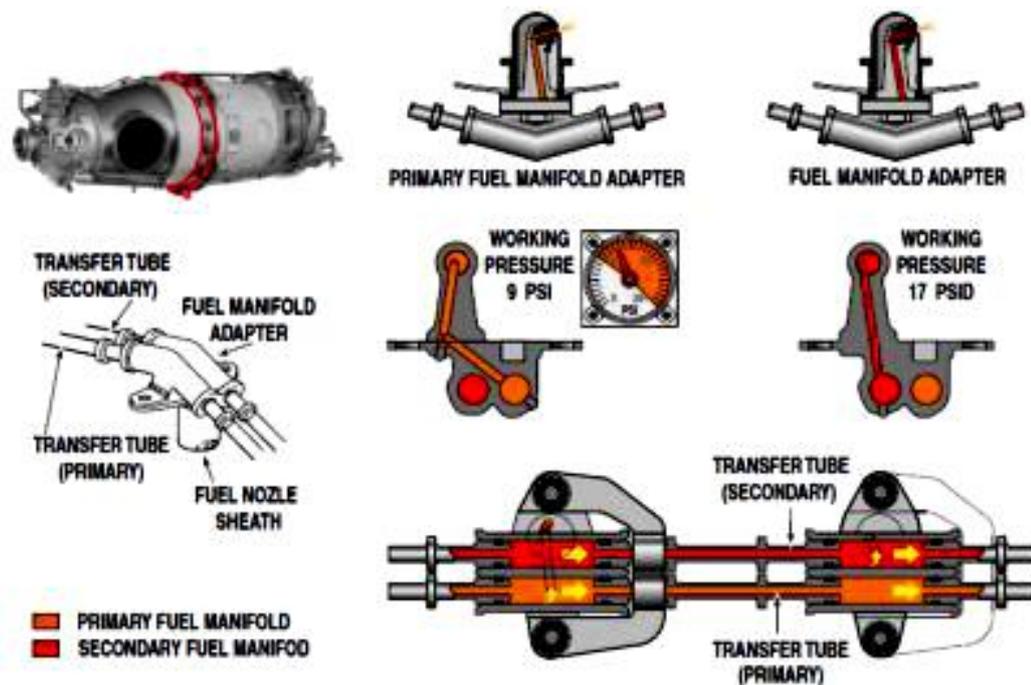


**Figura 25.** Colector de combustible (manifold)

**Fuente:** PRATT & WHITNEY CANADA MAINTENANCE MANUAL

#### **2.4.9.2 Conjunto de adaptadores de combustible**

Cada adaptador del colector incorpora un simplex, inyector de combustible de orificio simple con un rociador tipo remolino y un revestimiento. El rociador tipo remolino provee un fino atomizado de combustible pulverizado en la camisa interior de la cámara de combustión anular, el inyector de combustible tiene una tolerancia entre la sección interna del adaptador del colector y el revestimiento. Cada conjunto del inyector de combustible el cual incorpora un fino filtro adyacente en la punta, esta roscado en la sección interna del adaptador. Una vía de paso interno conecta el inyector al su respectivo primario o secundario interior dentro del cuerpo del adaptador. El revestimiento y el inyector se extienden a través del cárter del generador de gas y la camisa interior de la cámara de combustible y están posicionados como que ellos producen un rociado tangencial desde un inyector al siguiente en la camisa interna. Las aberturas en el revestimiento permiten que el aire de enfriamiento, desde el espacio entre el cárter del generador de gas y camisa interior, para pasar dentro del revestimiento y fuera a través de la abertura del inyector; este aire, regula el enfriamiento de la punta del inyector, también ayuda en la atomización del combustible.



**Figura 26.** Adaptadores e inyectores de combustible

**Fuente:** PRATT & WHITNEY CANADA MAINTENANCE MANUAL PART NO. 3021442

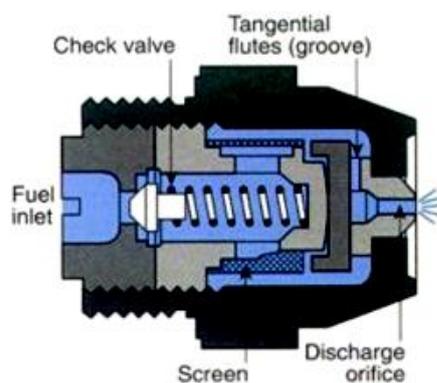
### 2.4.9.3 Inyectores de combustible

El extremo final del sistema de combustible del motor de turbina es los inyectores de combustible. El combustible líquido no arderá, y para que libere su energía, debe vaporizarse de manera que se mezclará con el aire para formar una mezcla combustible. Existen dos tipos de inyectores usados para descargar el combustible: los ampliamente usados inyectores de atomización y los menos usados inyectores de vaporización. Aquí solamente se tratará los inyectores de atomización. Los dos tipos de inyectores de atomización son los simplex y los dúplex.

### 2.4.9.4 Inyector simplex

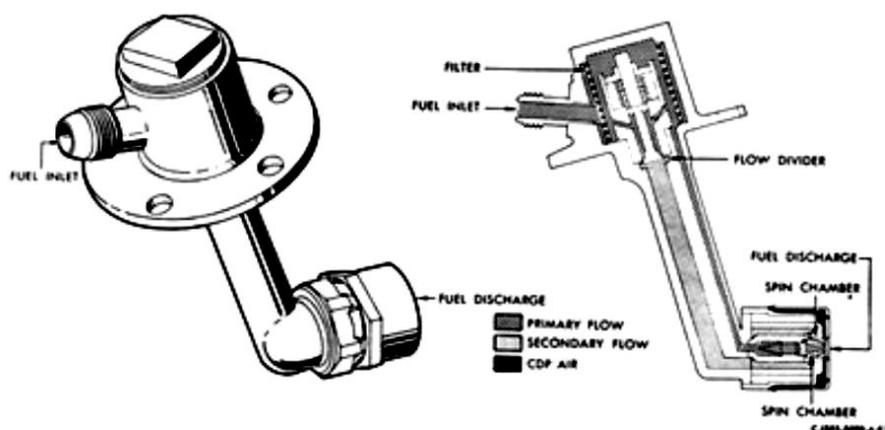
El inyector simplex fue uno de los primeros inyectores con éxito. Este inyector se rosca directamente en el colector de combustible dentro de la

cámara de combustión, y el combustible a presión procedente de la unidad de control de combustible fuerza a la válvula anti-retorno del inyector fuera de su asiento y entra en el inyector. Este combustible luego pasa a través de una serie de surcos tangenciales, o ranuras, y sale pulverizado a través del único orificio de descarga en pequeñas gotas muy finas formando una pulverización como un cono. Tan pronto como el motor se para y la presión del combustible cae por debajo del valor al cual la válvula anti-retorno del inyector está ajustada, esta cierra y corta todo flujo hacia el orificio de descarga. Esto evita que el combustible gotee y continúe ardiendo.



**Figura 27.** Inyector de combustible tipo simplex

**Fuente:** MOTORES DE TURBINA DE GAS A. G. Rivas 15.11



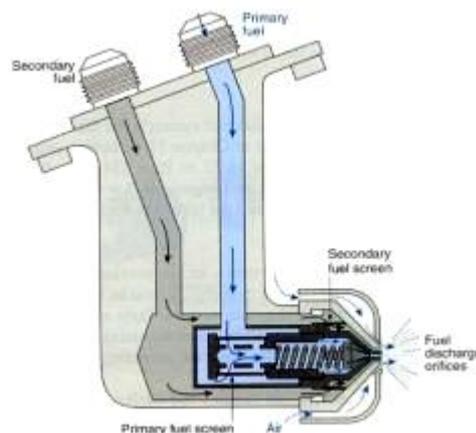
**Figura 28.** Inyector de un solo colector

**Fuente:** MOTORES DE TURBINA DE GAS A. G. Rivas 15.11

Los problemas básicos con los inyectores simplex son su inadecuada atomización e impropio espectro pulverizador a baja velocidad y baja presión. Están diseñados para ser eficaces a altas presiones.

#### 2.4.9.5 Inyectores dúplex

Se usan dos tipos de inyectores dúplex en los motores modernos: inyectores de un solo colector e inyectores de doble colector. A los inyectores dúplex de un solo colector les llega el combustible desde la unidad de control de combustible a través de una sola línea o colector.



**Figura 29.** Inyector de doble colector

**Fuente:** MOTORES DE TURBINA DE GAS A. G. Rivas 15.11

Estos inyectores incorporan una válvula divisora de flujo que permite al combustible pulverizar desde un orificio central en un espectro amplio de pulverización para el arranque y ralentí. Cuando la unidad de control de combustible calibra suficiente presión para abrir el divisor de flujo, el combustible fluye al orificio secundario. El gran volumen del combustible secundario y la alta presión a la cual sale del inyector estrechan el espectro de pulverización y fuerzan al combustible más corriente abajo en la cámara de combustión. Algunos motores están equipados con inyectores de combustible dúplex de doble colector. Estos inyectores tienen pasos independientes a través de los cuales fluyen los combustibles primario y

secundario. Para el arranque y condiciones de bajo flujo, solo el combustible primario llega desde la válvula de presurización, y se pulveriza desde el orificio central primario en una pulverización ancha.

## **2.5 Grados de combustible aprobados y limitaciones de operación.**

Grados Comercial Jet A, Jet A-1, y Jet B, y los grados militares JP-4 y JP-5 se recomiendan combustibles para uso en este equipo. Ellos se pueden mezclar en cualquier proporción. Grados de la gasolina de aviación 80 rojas (anteriormente o 80/87), 91/98, 100LL Azul (igual que el 100L Verde en algunos países), 100 verde (antes 100/130), y 115/145 violeta son combustibles de emergencia. Combustibles de emergencia pueden ser mezclados con combustibles recomendada en cualquier proporción. Sin embargo, cuando se utiliza gasolina de aviación, la operación es máxima de 150 horas entre las revisiones de motores. El número de galones recogido para cada motor dividido por el consumo de combustible del motor tasa es igual al número de horas que sea cargado contra el tiempo entre revisiones (TBO). El piloto debe estar familiarizado con el consumo velocidad de su avión y registrar el número de galones recogido para cada motor. El despegue está prohibido si la cantidad de combustible en el medidor está en el arco amarillo.

## **INFORMACIÓN SOBRE PROPIEDADES FÍSICAS Y QUÍMICAS BÁSICAS**

- Aspecto: Líquido.
- Coloración: Amarillo Pálido.

## **FICHA DE DATOS DE SEGURIDAD**

- Punto inicial de ebullición: 205 °C
- Punto de inflamación: 38 °C mín.
- Inflamabilidad (sólido, gas): Líquidos y vapores inflamables.

- Límites superior/inferior de inflamabilidad o de explosividad:
- Límite superior explosivo: 5%
- Límite inferior explosivo: 0.7%
- Presión de vapor: 0,021 atm
- Densidad de vapor: 4.5 (aire: 1)
- Densidad: 0.775 - 0.840 g/cm<sup>3</sup> a 15 °C
- Solubilidad(es): En disolventes del petróleo.
- Temperatura de auto-inflamación: 228 °C
- Viscosidad: (a -20 °C) 8 cSt máx.

## **2.6 Abastecimiento consideraciones**

No ponga combustible en los tanques auxiliares a menos que los tanques principales estén llenos. El avión deberá estar conectado a tierra de forma estática a la servicio a la unidad, y la unidad de mantenimiento debe también estar conectados a tierra.

La boquilla de llenado de combustible no se debe permitir que descansar en la boca de llenado del tanque como el cuello de llenado podría estar dañado. Se recomienda un periodo de tres horas se permite que transcurra después de repostar de forma que contaminantes del agua y otros combustibles tienen tiempo para asentarse. Una pequeña cantidad de combustible debe entonces ser drenado de cada punto de drenaje y comprobado para la contaminación. Esta práctica es ventajosa porque los filtros de combustible deben limpiarse cada 100 horas. Además, los filtros de combustible deben limpiarse siempre que se sospeche de combustible contaminado.

## 2.7 Materiales utilizados en la construcción del equipo

**Tabla 2**

Medidas estándar de los tubos de acero

Diámetro Nominal NPS DN		Diámetro Exterior Real		Espesor de Pared		Identificación		Peso del Tubo		ASTM A53 PRESION DE PRUEBA			
Pulgadas in.	Milímetros mm.	(in.)	mm.	Pulgadas (in.)	Milímetros (mm.)	Weight Class	Schedule	lb/pie	kg/m	Grado A		Grado B	
										psi	Kg/cm <sup>2</sup>	psi	Kg/cm <sup>2</sup>
5	125	5.563	141.3	0.188	4.78	-	-	10.79	16.09	1220	86	1420	100
				0.219	5.56	-	-	12.50	18.61	1420	100	1650	116
				0.258	6.55	STD	40	14.62	21.77	1670	117	1950	137
				0.281	7.14	-	-	15.85	23.62	1820	128	2120	149
				0.312	7.92	-	-	17.50	26.05	2020	142	2360	166
				0.344	8.74	-	-	19.17	28.57	2230	157	2600	183
				0.375	9.52	XCS	80	20.78	30.94	2430	171	2800	197

**Tabla 3**

Acero S 195 T

CALIDAD DEL ACERO		COMPOSICIÓN QUÍMICA %			
SÍMBOLO	NUMERO	C MAX	Mn MAX	P MAX	S MAX
S 195 T	1.0026	0.20	1.40	0.035	0.030

Por otra parte, con objeto de mejorar la adherencia y la aptitud al galvanizado de los tubos, se recomienda que la composición química del acero cumpla con una de las dos opciones siguientes.

**Tabla 4**

Adherencia y amplitud al galvanizado del acero

ELEMENTO, %	OPCIÓN 1	OPCIÓN 2
Si	$\leq 0.030$	$0.15 \leq Si \leq 0.25$
Si + 2.5 P	$\leq 0.090$	

**Tabla 5**

Propiedades mecánicas del acero S 195 T

CALIDAD DEL ACERO		PROPIEDADES MECÁNICAS		
SÍMBOL O	NUMER O	LÍMITE ELÁSTICO	RESISTENCIA A LA TRACCIÓN	ALARGAMIENT O
<b>S 195 T</b>	1.0026	195 Mpa	320 a 520 Mpa	20%

NOTA: Los fabricantes de la asociación utilizan acero con un límite elástico mínimo de 235 Mpa.

Para esto el hierro es el material a considerar por sus condiciones económicas de adquisición las propiedades mecánicas que brindan las características adecuadas para la construcción de la mesa de trabajo para la operación del equipo; los tubos de perfil cuadrado favorecen una gran facilidad de ensamblado durante el proceso de soldadura las juntas tomaran mejor adherencia para que el electrodo en uso penetre y forme un cordón el mismo que funde el material y brinda una construcción sólida y de alta calidad.

En la siguiente tabla 6 se encontrará las dimensiones mecánicas de los tubos cuadrados de hierro junto con su peso respecto a cada medida del cuadro del tubo con un resaltado del tubo que se elige para la construcción de la mesa de trabajo del equipo.

**Tabla 6**

Propiedades mecánicas de los tubos de hierro cuadrados

Mecánica				
Denominación	Espesor		Peso	
	A	E	p	P
Perfil in.	mm	mm	Kg/m	Kg/6m
1/2	12	0.75	0.29	1.71
.	.	0.90	0.34	2.06
1	25.40	0.75	0.46	2.76

Dimensiones nominales		Peso teórico	Area	Ejes X-X e Y-Y			Dimensiones nominales		Peso teórico	Area	Ejes X-X e Y-Y		
A	Espeor			I	W	i	A	Espeor			I	W	i
mm	mm	Kg/m	cm <sup>2</sup>	cm <sup>4</sup>	cm <sup>4</sup>	cm	mm	mm	Kg/m	cm <sup>2</sup>	cm <sup>4</sup>	cm <sup>4</sup>	cm
15	1.0	0.42	0.53	0.17	0.23	0.58	50	1.5	2.24	2.85	11.06	4.42	1.97
	1.5	0.59	0.75	0.22	0.29	0.54		2	2.93	3.74	14.13	5.65	1.94
20	1.0	0.58	0.73	0.43	0.43	0.77		3	4.25	5.41	19.41	7.76	1.89
	1.5	0.83	1.05	0.58	0.58	0.74		4	5.45	9.95	23.80	9.44	1.84
25	2.0	1.05	1.34	0.69	0.69	0.72		5	6.56	8.36	26.78	10.71	1.79
	1.0	0.73	0.93	0.88	0.71	0.97		75	2	4.50	5.74	50.47	13.46
1.5	1.06	1.35	1.21	0.97	0.95	3	6.60		8.41	71.54	19.08	2.92	

**Figura 30.** Tolerancias dimensionales de tubo cuadrado de hierro

**Fuente:** <http://www.arquitecturaenacero.org/attachments/article/24/Catalogo%20Tubos%20y%20Perfiles%20Aceros.pdf>

TIPO DETUBO	VENTAJAS
Tubo acabado en frío	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Estado de la superficie lisa, resultante de la laminación.</li> <li>• Estado de la superficie poco calaminada y bien adaptada a la pintura.</li> <li>• Regularidad del espesor y tolerancias reducidas por debajo de los 5 mm.</li> <li>• Tolerancias más reducidas sobre las dimensiones exteriores superiores a 100, sobre la concavidad y la convexidad de las caras; sobre la rectitud de los tubos rectangulares y cuadrados.</li> <li>• Modo de fabricación adaptado a las exigencias del alto límite de elasticidad.</li> <li>• Conservación de la estructura granular fina conseguido con el laminado.</li> <li>• Realizable en exigencias de alta resistencia (HLE) superiores a los límites de la norma del producto.</li> <li>• Amplia gama disponible.</li> <li>• Atractivo económicamente.</li> </ul>

**Figura 31.** Ventajas del perfil tubular acabado en frío

**Fuente:** <http://www.arquitecturaenacero.org>

## 2.8 Propiedades mecánicas.

El hierro es un material con buenas propiedades mecánicas las cuales pueden mejorarse aleándose con carbono para formar aceros o fundiciones, y con otro tipo de elementos para formar aceros aleados. Las propiedades mecánicas más importantes de un material como el hierro son tenacidad, maleabilidad, ductilidad, dureza, deformación plástica, resistencia a la

abrasión. El hierro es un material dúctil, por lo que tiene una zona importante de estiramiento elástico, seguida de una zona plástica. En la zona elástica alargamientos y tensiones son proporcionales según una constante E (Módulo de Young = 21.000 kg/mm<sup>2</sup>), la cual variable sustancialmente según las aleaciones del hierro y su porcentaje.

Otra propiedad es la dureza, que es la resistencia que ejerce el material a ser rayado. El hierro no tiene una elevada dureza ya que es rayado fácilmente en la escala Mohs tiene un 4 sobre 10 (45 – 55 HB en estado puro). El grado de dureza varía en gran medida según los tratamientos térmicos a los que se someta el material. Otros factores a tener en cuenta son la capacidad de alargamiento entre 40% y 50%.

**Tabla 7**

Propiedades mecánicas del hierro

<b>PROPIEDAD</b>	<b>VALOR</b>
Densidad	7.85 g/cm <sup>3</sup>
Resistencia a la Tracción	400 – 552 Mpa
Límite de Fluencia	250 Mpa
Módulo de Young	200000 Mpa
Módulo Cortante	79300 Mpa
Coeficiente de Poisson	0.26
Elongación	18 %
Dureza Rockwell B	67 – 83
Dureza Brinell	119 - 159

## **CAPÍTULO III**

### **DESARROLLO DEL TEMA**

#### **3.1 Introducción**

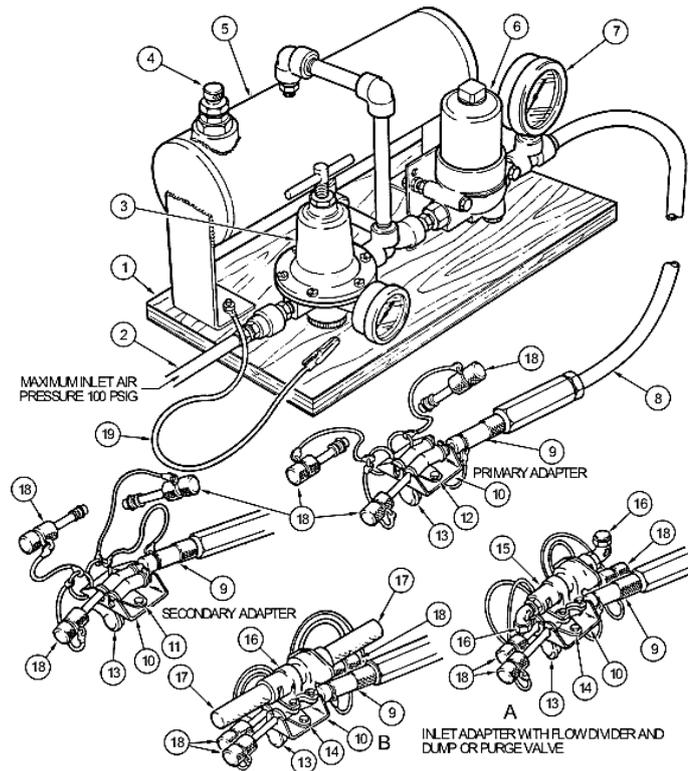
En los talleres de mantenimiento del ALA DE TRANSPORTES N° 11 DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA las tareas de mantenimiento realizadas al motor del avión TWIN OTTER tienen dificultades en su realización siendo necesaria la adquisición de equipos de mantenimiento para tareas específicas como la de la comprobación del atomizado de los inyectores del motor esta tarea es esencial puesto que dentro del mantenimiento preventivo esta tarea ahorra altos costos dentro de la puesta en operación del motor por lo cual la construcción de este equipo ayudará a las operaciones continuas del avión.

Para la construcción de este equipo se tomó en cuenta las operaciones con presión neumática considerando las diferentes unidades de medida en los reservorios presurizados, las opciones para la elección adecuada del equipo a construir, y las normas vigentes en los equipos de mantenimiento en talleres y demás.

**PRATT & WHITNEY CANADA  
MAINTENANCE MANUAL  
MANUAL PART NO. 3013242**

Key to Figure 210

1. Test Rig (PWC30506)
2. Air Supply Line
3. Pressure Regulator (0 to 250 psig)
4. Relief Valve (150 psig)
5. Reservoir
6. Filter (10 micron nominal)
7. Pressure Gage (0 to 100 psig)
8. Hose Assembly
9. Connecting Tube Assembly
10. Nozzle Flow Fixture (PWC32811)
11. Primary Manifold Adapter
12. Secondary Manifold Adapter
13. Nozzle Assembly
14. Inlet Manifold Adapter
15. Flow Divider
16. Blanking Cap
17. Plug
18. Blanking Tube Assembly
19. Electrostatic Ground Cable



**Figura 32.** Equipo (PWC30506)

**Fuente:** PRATT & WHITNEY CANADA MAINTENANCE MANUAL

Dentro del diseño del equipo se considera el diseño original propuesto en el manual de mantenimiento del motor en el capítulo 73 el cual se encuentra descrito en los anexos de este documento ahí se detallan los componentes del equipo y se describe la operación para la tarea de mantenimiento específica, pero dentro del desarrollo de este proyecto se mejora el diseño sin cambiar el diseño original, las mejoras se adaptaran a las necesidades del operador y brindaran un ambiente ergonómico y adecuado para las operaciones de mantenimiento.

### 3.2 Factor Técnico

Se refiere al proceso de diseño, construcción, ensamble de los componentes del equipo y luego determinar su operación y comprobación al momento de realizar del equipo de lavado y comprobación del atomizado para los inyectores del motor PT6-25 del avión TWIN OTTER.

### **3.3 Factor Económico**

Se considera la inversión económica que se debe hacer para la construcción del equipo y la adquisición de los materiales disponibles.

### **3.4 Factor Operacional**

Se refiere al trabajo que el equipo va a desempeñar una vez finalizado, el cual debe ser capaz de enviar las soluciones de lavado a una presión constante de 60 PSI tal y como indica el manual de mantenimiento del motor PT6-25 del avión TWIN OTTER como también debe adjuntar la respectiva señalización de la operación del mismo y así satisfacer las necesidades propuestas por los técnicos que operan en las tareas de mantenimiento dadas al motor PT6-25 del avión TWIN OTTER

### **3.5 Facilidad de Operación y Control**

El equipo presta las facilidades de operación y control al personal que se encuentra a cargo de realizar el mantenimiento, cuenta con las instrucciones de operación las cuales se encuentra en el equipo para elegir el uso de acuerdo al requerimiento deseado.

### **3.6 Mantenimiento**

Para la preservación del equipo es necesario mantener siempre en condiciones limpias y secas y verificar el estado de sus componentes.

### **3.7 Material**

Se refiere al material utilizado en la construcción del equipo, sus condiciones óptimas de operación y seguridad.

### 3.8 Aspecto Económico

Este es de gran importancia ya que se refiere a la utilización de materiales, máquinas eléctricas, equipos, y herramientas; además se analiza la inversión económica que se va a realizar para la construcción

### 3.9 Diseño y elección de los componentes

La importancia del diseño corresponde al óptimo funcionamiento del equipo utilizando materiales dentro de la oferta del mercado en ferreterías y con materiales los cuales cumplen con las características de resistencia de materiales que se define como su capacidad para resistir esfuerzos y fuerzas aplicadas sin romperse, adquirir deformaciones permanentes o deteriorarse de algún modo.

Entre estos se toma en cuenta las siguientes condiciones de resistencia como la tracción, el módulo de elasticidad, y todas las características mecánicas propias de cada material, para este proyecto se tiene en cuenta al hierro dentro de la construcción de la mayor parte del equipo, considerando que será sometido a una presión neumática continua de 60 psi en trabajo normal de operación en mantenimiento de taller. La presión ( $p$ ), es la magnitud resultante del cociente entre una fuerza ( $F$ ) y la superficie sobre la que apoya ( $S$ ):

- $P$  = Presión
- $F$  = Fuerza
- $S$  = Superficie

Así de esta manera se realiza la comprobación necesaria con los valores correctos evitando accidentes y contratiempos en la operación del equipo.

## **3.10 Seguridad y medio ambiente**

### **3.10.1 Seguridad**

Dentro de las condiciones de seguridad existen normas las cuales determinan las operación sin riesgos tomando en cuenta el respeto a las indicaciones de operación del equipo sin exceder los límites de establecidos previamente como datos técnicos del equipo y las instrucciones del manual de operación que nos indica el procedimiento adecuado para evitar accidentes en operación.

Este equipo está diseñado para ser usado con aire proveniente de tanques presurizados como por ejemplo compresores industriales utilizados en la mayor parte de talleres de mantenimiento, las condiciones de operación de estos tanques exige el drene de la condensación de agua continua de su interior, por cuanto esto permite una alternativa al uso de aire comprimido seco como el nitrógeno. Ya que el equipo necesita presurizar combustible (JP-1) ubicado en un reservorio esto provocara posible contaminación de agua con el mal uso de una línea neumática sin tomar la consideración del drene continuo del tanque y la línea neumática de uso.

Considerando al agua como agente contaminante del fluido y como reacción de oxidación al exponer el hierro a este agente por cuanto la construcción está guiada a buscar un material el cual resista este inconveniente en operación continua del equipo en tarea de comprobación del atomizado de los inyectores del motor PT6-25.

### **3.10.2 Condiciones Ambientales**

Producto del uso de combustible en este equipo se generan residuos al momento de la pulverización del fluido a través de los inyectores, por esta razón es de suma importancia que estos residuos no contaminen líneas de

desagüe normales y sean almacenados y posteriormente desechados adecuadamente.

Aunque los desechos no son tan cuantiosos no se debe ignorar su alto grado de contaminación del medio ambiente y evitar su contacto con las fuentes de agua y que su pulverizado contamine el aire que rodea el entorno de trabajo.

Para lo cual el diseño consta de un medio el cual mantenga todos los desechos y se puntualizara el equipo de protección en la operación de este equipo como por ejemplo bandejas de almacenamiento de desechos, guantes de nitrilo mascarilla, indumentaria industrial que evite la contacto con la piel, lentes demás equipo de protección normalizado en la manipulación de combustibles y las normas establecidas en los manuales técnicos de operación en mantenimiento en aviación.



**Figura 33.** Equipo de protección personal

**Fuente:** <http://1.bp.blogspot.com>

### **3.11 Diseño**

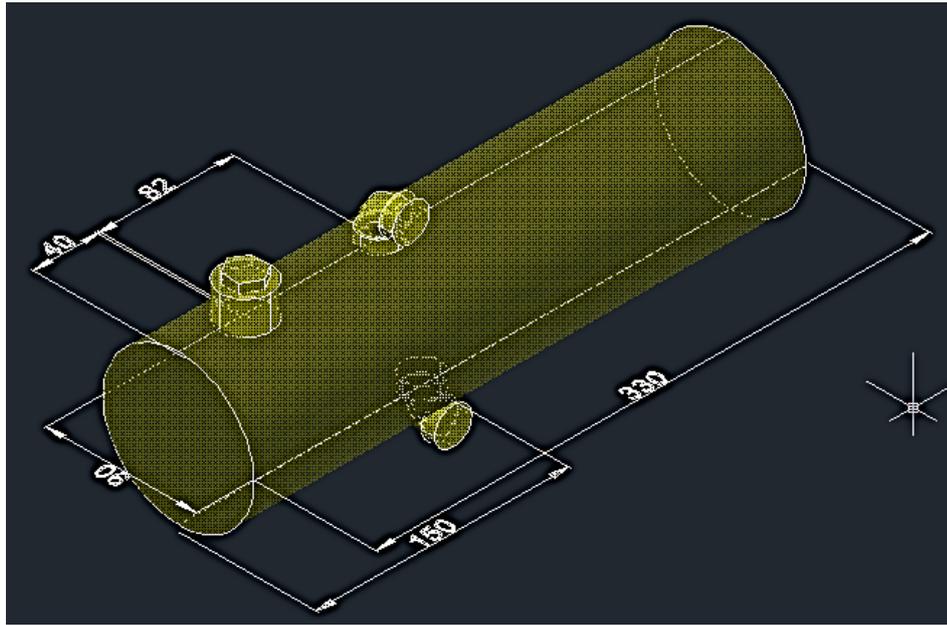
#### **3.11.1 Reservorio presurizado**

Las condiciones de diseño y construcción de este reservorio son consideradas a partir del manual de operación del equipo descrito en el manual del motor el mismo que especifica una presión de trabajo de 60 PSI, por consiguiente el análisis del material a ser utilizado es muy importante puesto que este material tiene que mantener las condiciones de seguridad óptimas para este trabajo.

#### **3.11.2 Dimensiones del tanque reservorio**

Para el proceso de diseño y construcción se utiliza el software Auto CAD el mismo que permite elaborar los planos de construcción del equipo, además se obtiene el volumen del material utilizado en la construcción del tanque y la capacidad del volumen disponible en su interior, en donde se determina la cantidad adecuada del volumen de combustible para la operación del equipo y el volumen de aire presurizado que contendrá el espacio restante.

Los bocetos del plano realizado del tanque se disponen a continuación ver ANEXO A.



**Figura 34.** Tanque reservorio

$$P = \frac{F}{A}$$

$$60\text{PSI} = \frac{F}{2\pi(1.77)(1.77 + 12.99)}$$

$$F = 9848.99 \text{ lbf}$$

$$\sigma_d = \frac{F}{A}$$

$$(46412.08 \text{ PSI})(164.15 \text{ pul}^2) = F$$

$$F = 7618542.29 \text{ lbf}$$

$$P = \frac{F}{A} = \frac{7618542.29 \text{ lbf}}{164.15 \text{ pul}^2}$$

$$P = 46.4 \text{ KPSI}$$

### **3.11.3 Electrodo de soldadura**

El electrodo de soldadura que será utilizado en la fabricación del tanque es el E – 7018, este tipo de electrodo se ajusta a las características de la corriente eléctrica requerida y la posición de la soldadura y es adecuado para soldar uniones de acero inoxidable.

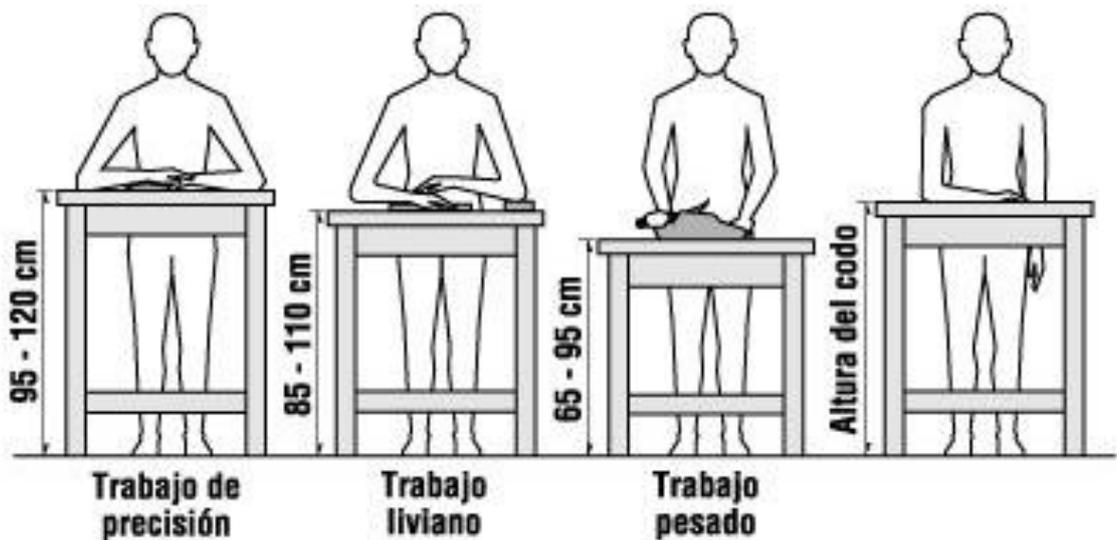
### **3.11.4 Estructura de tubos soldados**

Se debe tomar en cuenta que el uso del equipo está dentro de las consideraciones ergonómicas la misma que permiten un tiempo alargado en una posición correcta del cuerpo del operario evitando cansancio e incomodidad, por esta razón es necesaria la construcción de una mesa de trabajo en donde se manipulan los inyectores en la comprobación del atomizado.

El diseño del lugar de trabajo debe ser apropiado a la variedad de formas y tamaños de trabajadores y brindar soporte para terminar las diferentes tareas.

Las diferentes tareas requieren diferentes alturas de superficie de trabajo:

- Trabajo de precisión, como escribir o ensamblaje electrónico -5 cm por encima de la altura del codo; se necesita soporte para el codo.
- Trabajo liviano, como línea de ensamblaje o trabajos mecánicos- cerca de 5 a 10 cm por debajo de la altura del codo.
- Trabajo pesado, que demanda fuerza hacia abajo de 20-40 cm por debajo de la altura del codo.

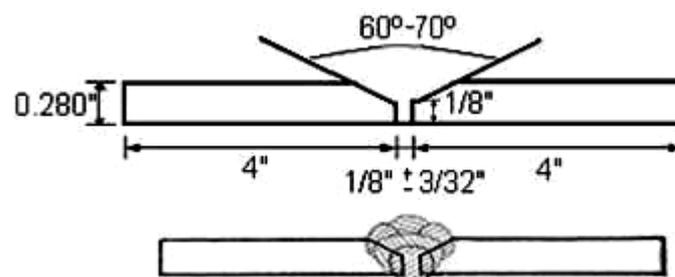


**Figura 35.** Ergonomía

**Fuente:** [www.ergonomia.cl](http://www.ergonomia.cl)

Luego de determinar las condiciones óptimas del material a utilizar se procede a utilizar el software AutoCAD para el diseño de los planos de la estructura para la construcción guiada de la estructura del equipo, la misma que dentro de las consideraciones de diseño y construcción no soporta más que el peso del reservorio y los accesorios de la construcción del equipo; los planos del equipo y el ensamble del mismo se detallan en el ANEXO B.

### 3.11.5 Soldadura de los elementos



**Figura 36.** Tipos de juntas

**Fuente:** [www.scielo.cl](http://www.scielo.cl)

Las soldaduras se realizan de acuerdo al espesor y la forma de los materiales a unir por lo cual se remarca en el gráfico anterior los topes con los cuales se va a realizar la construcción del tanque y la estructura de tubos a través del uso de la soldadura eléctrica con el uso del electrodo adecuado.

### 3.11.6 Tipos de electrodos.

**Tabla 8**

Especificaciones AWS para los electrodos

<b>a.</b>	La letra E antepuesta a las cuatro o cinco cifras identifica a los electrodos aptos para soldadura de arco.	
<b>b.</b>	Los dos primeros números de los cuatro o los tres números de los cinco indican la resistencia mínima a la tracción.	
	E60XX	60000 PSI mínimo.
	E70XX	70000 PSI mínimo.
	E110XX	70000 PSI mínimo.
<b>c.</b>	El próximo dígito indica las posiciones posibles de soldadura	
	EXX1X	Todas las posiciones.
	EXX2X	Plana y horizontal solamente.

En la elección de los electrodos se tiene las características y uso de cada uno de ellos las cuales nos brindan un buen desempeño durante la construcción en general y la unión de las juntas necesarias en el trabajo de soldadura de materiales VER ANEXO C PROPIEDADES MECÁNICAS DE LOS ELECTRODOS.



**Figura 37.** Especificación electrodo 6011

**Fuente:** [www.indura.net](http://www.indura.net)



**Figura 38.** Especificación electrodo 7018

**Fuente:** [www.indura.net](http://www.indura.net)

### 3.12 Regulador de presión

Este reductor de presión pre-conectable es un regulador de presión de membrana con purga de aire secundaria. Su función es bajar la presión del aire comprimido suministrado desde el exterior. El ajuste se realiza mediante un volante. La lectura de la presión reducida ajustada se puede efectuar

mediante un manómetro. El mismo que se efectúa mediante una llave hexagonal debido a que la presión es estable.



**Figura 39.** Reductor de presión

NOMENCLATURA	MODELO	PRESIÓN MAX	PRESIÓN MIN
REGULADOR DE ENTRADA DE AIRE	11-002-023	400 PSI	0 PSI

**Figura 40.** Rangos de operación del regulador

### 3.13 Válvula de alivio de presión

La función de la válvula de argolla, es permitir que desfogue cualquier exceso de presión que se genera dentro de un recipiente o tubería, si hay sobrepresión pone en riesgo al personal, equipo e instalaciones.

#### **CARACTERÍSTICAS:**

- Descarga atmosférica para servicio de aire.
- Presión máxima de operación: 17.5/cm<sup>2</sup> (249 PSI).
- Conexión roscada macho a la entrada NPT.

La válvula de argolla se caracteriza por su acción de disparo hasta que alcanza su carrera total, es utilizada para servicio en aire o gases que puedan ser desfogados a la atmósfera.

**Tabla 9**

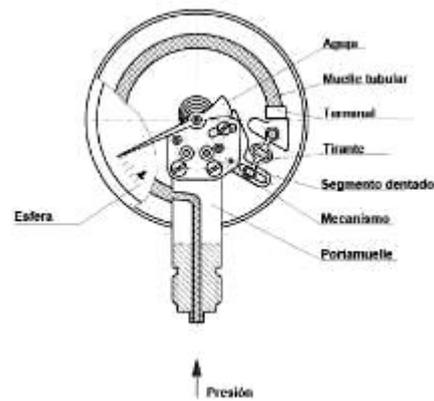
Válvula de alivio de presión

No	Nombre de la pieza	Material
1	Argolla	Acero comercial
2	Tornillo de ajuste	Latón b16
3	Contra tuerca	Latón b16
4	Placa de identificación	Aluminio
5	Vástago	Latón b16
6	Resorte	Acero inoxidable
7	Balín/sellos blandos	Acero comercial/teflón
8	Cuerpo	Latón b16
9	Tubo	Latón b16

Si la válvula presenta alguna falla en su funcionamiento no trate de hacer ajustes internos, lo más recomendable es acudir a un taller especializado para corregir cualquier desperfecto. Accione la argolla periódicamente para verificar que su válvula se encuentra funcionando normalmente. Este tipo de válvula es susceptible a daños internos que generalmente son causados por estar sucia la tubería, el recipiente, el fluido o por alguna acumulación de sarro en el equipo y en la válvula. Siempre es recomendable dar mantenimiento periódico a su válvula y equipo.

### 3.14 Manómetro

Es un manómetro diseñado con características de seguridad para minimizar lesiones personales o daños materiales en caso de que el manómetro falle el diseño de manómetros no sólo para cumple con la definición del fabricante, sino lo que es más importante, minimizar sus fallas.



**Figura 41.** Mecanismo de medición del manómetro

**Fuente:** [www.bloginstrumentacion.com](http://www.bloginstrumentacion.com)

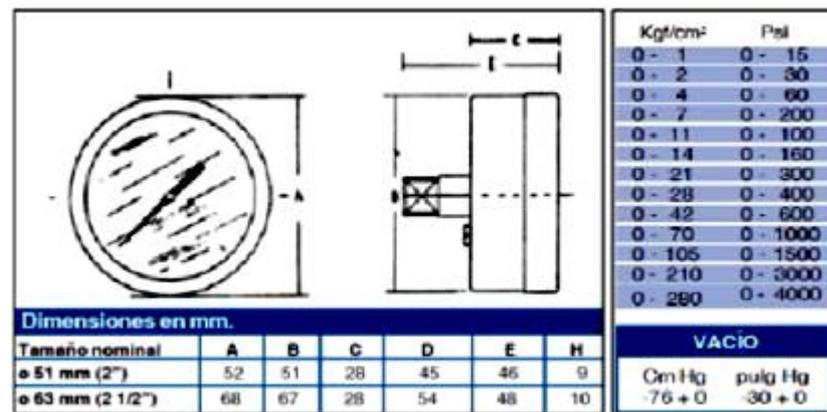
Las especificaciones en la fabricación requieren que los manómetros cumplan con lo siguiente:

1. Hasta un 130% del rango total sin perder precisión.
2. Hasta un 300% de rango total sin que se rompa el tubo bourdón.
3. 15,000 ciclos de pulsación en la presión del 30% al 95% del rango a un ritmo de 60 veces por minuto.

Descansando el manómetro 5 minutos no deberá tener un error mayor al 1% en cualquier parte de la escala. Los manómetros son diseñados para usos generales para indicar la presión de fluidos no corrosivos al bronce, como aire, agua, aceite, etc., en aplicaciones como bombas, calderas, compresores, entre otras.

<b>Exactitud:</b>	+/- 2% del total de la escala
<b>Elemento:</b>	Tubo bourdon de bronce
<b>Conexión:</b>	Bronce 1/4" N.P.T. inferior o posterior al centro
<b>Mecanismo:</b>	Bronce
<b>Caja:</b>	Lámina de acero esmaltado negro
<b>Bisel:</b>	A presión de lámina de acero esmaltado negro
<b>Ventana:</b>	Acrílico
<b>Carátula:</b>	Aluminio fondo blanco, números negros
<b>Aguja:</b>	Aluminio esmaltado negro
<b>Tamaños:</b>	ø 51 mm (2") ø 63 mm (2 1/2")
<b>Rangos:</b>	Doble escala, kg/cm <sup>2</sup> + psi max. 280 kg/cm <sup>2</sup>

**Figura 42.** Características de construcción del manómetro



**Figura 43.** Dimensiones y rangos de presión de trabajo

Para la construcción del equipo se considera una presión de trabajo de 60 psi para lo cual el manómetro adecuado para la operación es de 0-160 psi que es el que no permite un rango de control un poco más exacto en la carátula del instrumento de medición. El mismo que cumple con las características en los cuadros anteriores.

### 3.15 Proceso de Construcción

Para este efecto se procedió como primer paso a la medición y corte de los elementos que conformarían la base del equipo, iniciando con la plancha de tol y el perfil cuadrado que fueron cortados y medidos acorde a lo señalado en los planos para posteriormente ser soldados como se muestra en las figuras 44, 45 y 46.



**Figura 44.** Corte de los materiales



**Figura 45.** Soldadura de la estructura



**Figura 46.** Estructura finalizada

Al término de este proceso se usó la dobladora de tol para adecuar la forma apropiada de la lámina para proceder a soldar la misma a la estructura de la mesa de trabajo.



**Figura 47.** Doblado de la lámina de tol

Una vez conseguida la forma deseada se procedió al montaje de la misma a la estructura metálica que conforma el banco de trabajo usando cordones de soldadura.



**Figura 48.** Estructura concluida

El reservorio se lo elaboro en una sola lamina de acero con los correspondientes acoples para la entrada de aire, salida de presión y abastecimiento de fluidos colocándolos en las posiciones que el plano detalla.



**Figura 49.** Reservorio

Se conectaron los elementos que describe el manual debe poseer un equipo de esta naturaleza en el orden que el manual describe. Se inicia por colocar el neplo corrido en la toma de entrada de presión neumática ubicado en la parte superior del tanque, seguido de un codo de 90°; a esto se debe acoplar un conducto de 10cm ya que se requiere un espacio suficiente para

el adecuado ensamblaje para el reductor de presión en el que se instala el manómetro indicador de presión de entrada y el acople rápido para el conducto neumático. Mismo que lleva una conexión directa hacia un codo mediante un neplo corrido que a su vez se instala a la junta dejada en la parte superior del tanque. Para la conexión del conducto de salida de combustible se instala cañería rígida directo al puerto de salida la que conduce al fluido hacia un filtro de combustible de 20 micras, a continuación del filtro se requiere la instalación de otro manómetro que corrobore la presión de descarga para la atomización. Finalmente se instala el conducto flexible en el extremo opuesto al manómetro de salida se coloca la llave de paso y el acople para el inyector.



**Figura 50.** Elementos del sistema de aire y combustible

Se pintó la estructura metálica de color amarillo Caterpillar conforme lo requieren los equipos de apoyo que se usa en los talleres de mantenimiento aeronáutico.



**Figura 51.** Mesa de trabajo pintada

Finalmente se integró el comprobador a la mesa de trabajo para su traslado al taller de mantenimiento de las aeronaves TWIN OTTER del Ala N° 11 de Transportes.



**Figura 52.** Equipo terminado

### 3.16 Pruebas operacionales

Al término de la fase de construcción del equipo se verificó su operación en concordancia a la siguiente tabla de parámetros que se consideran para su correcta operación y uso.

**Tabla 10**

Lista de parámetros de operación.

PARÁMETROS OPERACIONALES				
ORD.	ACCIÓN	CHEQUEO	SI	NO
1	Presurizar el equipo seco a 100 PSI	Verificar estanqueidad	x	
2	Llenar el reservorio al 50 %	Verificar fugas	x	
3	Colocar inyectores en acoplador	Verificar fijación	x	
4	Control del flujo con válvula	Verificar corte	x	

### 3.17 Manuales

Siguiendo los procedimientos establecidos por el fabricante del motor PT6 se generó dos manuales que permitan la operación segura del equipo, así como su mantenimiento que preserve la vida útil del mismo.

#### 3.17.1 Manual de operación

En el manual que se presenta a continuación se describe los diferentes procedimientos de operación y normas de seguridad del equipo de lavado y comprobación del atomizado para los inyectores del motor, para un correcto manejo prevaleciendo la seguridad de las personas que operan el mismo así como la seguridad del equipo.

#### 3.17.2 Manual de mantenimiento

Este manual permite determinar qué elementos del equipo son susceptibles a fallas y prevenir un deterioro del mismo en función de la experiencia del usuario con otros equipos de similares características.

	<b>MANUAL DE OPERACIÓN</b>	<b>ALA DE TRANSPORTE N° 11</b>
	COMPROBACIÓN DEL FUNCIONAMIENTO DE LOS INYECTORES DEL MOTOR PT6-25 PARA LA AERONAVE TWIN OTTER	<b>CÓDIGO: MO - CI</b>
		<b>REVISIÓN N°: 01</b>
	<b>ELABORADO POR:</b> Marco Israel Villacis Pozo	<b>FECHA:</b> Abril 2015
<b>APROBADO POR:</b> Tlgo. Johnatan Valencia	<b>PAG: 1 DE 3</b>	

### 1. Objetivo:

Documentar los procedimientos a seguir para la correcta operación del equipo de lavado y comprobación del atomizado para los inyectores del motor PT6-25 del avión TWIN OTTER.

### 2. Alcance:

Proporcionar los pasos que se deben seguir para la operación del equipo.

### 3. Equipo de protección personal:



- **Ropa de protección.** Ésta no debe ofrecer peligro de engancharse o de ser atrapado por las piezas de las máquinas en movimiento. Tampoco deberán llevarse en los bolsillos, objetos afilados o con puntas, ni materiales explosivos o inflamables.
- **Guantes.** Su objetivo principal es proteger a las manos y los dedos de acuerdo a los riesgos a los cuales se está expuesto y a la necesidad de movimiento libre de los dedos, por lo tanto siempre deben ser de la talla apropiada y mantenerse en buenas condiciones.
- **Calzado.** Se utiliza para proteger nuestros pies contra la humedad y sustancias calientes; superficies ásperas, caída de objetos y riesgo eléctrico, así como contra pisadas sobre objetos filosos y agudos.
- **Mascarilla.** Use un respirador para partículas con carbón activado para niveles molestos de vapores con partículas aceitosas y clip metálico ajustable a la nariz. Diseñado para trabajos de fundición, laboratorios, agricultura, industria petroquímica y trabajos de pintura a mano.

#### 4. Normas de seguridad

- Utilizar el equipo de protección personal al operar el equipo.
- Seguir el procedimiento de operación de acuerdo al manual de operación.
- En caso de tener contacto directo con el combustible lávese con abundante agua.
- No abrir la válvula de llenado del tanque cuando este se encuentre presurizado y en operación.

#### 5. Procedimiento de Operación

Proceda según lo estipulado en el manual de mantenimiento de PRATT & WHITNEY CANADA en lo referente a la comprobación de atomizado de los inyectores según el capítulo 73-10-05, Function Test of Fuel Manifold Adapters, páginas de 216-223 ANEXO D.

**Precaución:** Manipular con extremo cuidado los conjuntos de inyectores de combustible ya que incluso las huellas dactilares pueden producir un patrón de pulverización defectuoso. Guantes limpios y libres de pelusas deben ser usados todo el tiempo cuando manipule estas partes.

**Nota:** Aunque se recomienda la limpieza de los inyectores, los inyectores pueden ser reinstalados sin limpiar siempre que las pruebas de funcionamiento estén dentro de los límites.

1. Llenar el reservorio parcialmente con combustible limpio.

**Precaución:** Conecte el cable a tierra del banco comprobador para eliminar peligros por descarga electrostática

**Precaución:** Evite respirar los vapores de combustible durante la prueba funcional asegure una adecuada ventilación durante la prueba o use una campana extractora.

**PAG: 2 DE 3**

2. Prueba funcional de los conjuntos de inyectores primarios y secundarios.
3. Inserte el tapón del soporte sujetador en los puertos del inyector a ser comprobado, los tubos restantes no son requeridos.

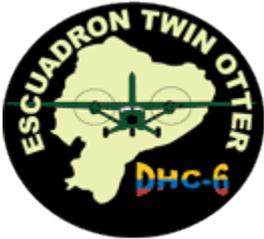
Nota: Los inyectores primarios son identificados por una raya negra, un punto de suelda o una letra P en el adaptador.

4. Coloque el inyector en el soporte sujetador. Asegúrese que los tubos estén colocados en el interior de los filos del soporte sujetador en las ranuras apropiadas. Ajuste el inyector al soporte sujetador con tornillos y tuercas.
5. Conecte la línea de abastecimiento de aire a un máximo de 100 PSI al banco comprobador.
6. Lentamente ajuste el regulador de presión a 20PSI. Con el inyector apuntando hacia abajo, observe el patrón de atomización del inyector. La atomización abierta debe ser observada libre de salpicadura o goteo.
7. Ajuste el regulador de presión hasta 60 PSI indicados en el regulador. El volumen de la atomización debe incrementarse y distribuirse de forma uniforme sobre el eje central en el orificio del inyector. Si se evidencian rayaduras de más del 20% rechace el inyector.

Nota: Salpicadura, goteo y rayaduras pueden ser causadas por depósitos de carbón alrededor del orificio del inyector. Remueva los depósitos cepillando ligeramente la cara del inyector con brochas de cerdas no metálicas mientras el combustible fluye a través del orificio.

8. Retorne el inyector a un taller de overhaul autorizado si la atomización no es satisfactoria luego de repetir la limpieza.
9. Reduzca la presión a cero indicada en el manómetro. Cuando el flujo de combustible pare, desconecte la manguera.
10. Desconecte la línea de abastecimiento de aire del regulador al banco comprobador de inyectores.
11. Remueva el inyector desde el soporte sujetador y desconecte el tapón y la línea de alimentación.

**PAG: 3 DE 3**

	<b>MANUAL DE MANTENIMIENTO DEL EQUIPO</b>	<b>ALA DE TRANSPORTE N° 11</b>
	COMPROBACIÓN DEL FUNCIONAMIENTO DE LOS INYECTORES DEL MOTOR PT6-25 PARA LA AERONAVE TWIN OTTER	<b>CÓDIGO:</b> MM - CI
		<b>REVISIÓN N°:</b> 01
	<b>ELABORADO POR:</b> Marco Israel Villacis Pozo	<b>FECHA:</b> Abril 2015
<b>APROBADO POR:</b> Tlgo. Johnatan Valencia	<b>PAG: 1 DE 2</b>	

**1. Objetivo:**

Documentar los procedimientos a seguir para el mantenimiento del equipo de lavado Y comprobación del atomizado para los inyectores del motor PT6-25 del avión TWIN OTTER.

**2. Alcance:**

Las prácticas consideradas en el presente manual, comprende el mantenimiento

preventivo del equipo de lavado y comprobación de atomizado para los inyectores del motor PT6-25.

### 3. Equipo de protección personal



- Utilizar el equipo de protección personal al operar el equipo.
- Seguir el procedimiento de operación de acuerdo al manual de operación.
- En caso de tener contacto directo con las sustancias lávese con abundante agua.

### 4. Material fungible.

- Franela
- Teflón

### 5. Mantenimiento (mensual).

1. Limpie las partes externas y seque utilizando una franela, retirando de esta manera cualquier agente contaminante.
2. Verifique la coloración y contaminación por partículas del combustible si esta marrón o con partículas contaminantes en gran cantidad drenar y cambiar todo el combustible de reservorio después de un lavado interior con combustible nuevo.
3. Realice cambio del elemento filtrante según estado o condición, si presenta partículas contaminantes a la salida de la manguera transparente de combustible.

### **3.18 Presupuesto**

Los costos de este proyecto se justifican en la necesidad de construir el equipo para el área de mantenimiento del Ala de Transporte N° 11 y que posea una vida útil prolongada.

El presupuesto para la construcción del equipo del equipo de lavado y comprobación de atomizado de combustible para los inyectores del motor PT6-25 del avión TWIN OTTER, en proformas se cotizó para cada uno de los materiales y componentes que se utilizaron llegando así a un monto total.

### 3.19 Rubros

Para determinar el costo total de la construcción de este proyecto se tomó en cuenta los siguientes rubros:

- Costo primario (Materiales estructurales)
- Material fungible
- Gastos secundarios (Material de Oficina)

#### 3.19.1 Costo primario (Materiales estructurales)

Este rubro comprende a todos los materiales utilizados en la construcción del equipo de lavado y comprobación de atomizado para los inyectores del motor PT6-25

**Tabla 11**

Lista de costos de materiales primarios.

<b>MATERIAL</b>	<b>COSTO</b>
Tanque de acero galvanizado	150.00
Tubo cuadrado de hierro	17.00
Tapones de tubos cuadrados	1.00
Tubo de 3/8" de acero inoxidable	20.00

Continúa...

<b>MATERIAL</b>	<b>COSTO</b>
Uniones de acero inoxidable.	4.00
Bushing	17.00
Neplos de acero inoxidable	8.00
T roscada	5.00
Codo roscado	8.00
Conducto flexible	8.00
Válvula esférica de paso total	12.00
Regulador de caudal hasta 400 Psi	50.00
Manómetro	20.00

Válvula de alivio de presión hasta 110 Psi	80.00
Pintura sintética color negro	5.00
Pintura sintética color amarillo Caterpillar	6.00
Thinner	6.00
Señalética	50.00
<b>Total</b>	<b>467.00</b>

### 3.19.2 Material fungible

Lista que se detalla los materiales donde intervienen los materiales que no son parte constitutiva del equipo.

**Tabla 12**

Lista de costos de materiales fungibles.

<b>MATERIAL</b>	<b>COSTO</b>
Teflón	4.00
Masking	4.00
Guantes de caucho	15.00
Mascarilla desechable	10.00
<b>Total</b>	<b>33.00</b>

### 3.19.3 Gastos secundarios (Material de Oficina)

Son gastos que intervienen en el desarrollo de parte teórica del proyecto de grado.

**Tabla 13**

Lista de gastos secundarios

<b>MATERIAL</b>	<b>COSTO</b>
Internet	50.00

Transporte.	50.00
Impresiones, copias del trabajo	60.00
Empastados, Anillados y CD del proyecto	50.00
<b>Total</b>	<b>210.00</b>

### 3.20 Total

Corresponde al gasto generado en la producción del comprobador de inyectores para el motor PT6-25 para la sección de mantenimiento de la aeronave TWIN OTTER del Ala de Transportes N° 11

**Tabla 14**

Lista de gastos secundarios

<b>DESCRIPCIÓN</b>	<b>COSTO</b>
Costos Primarios	467.00
Material Fungible	33.00
Costos Secundarios	210.00
<b>Total</b>	<b>710.00</b>

## **CAPÍTULO IV**

### **CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES**

#### **4.1 Conclusiones**

- Se investigó los procedimientos a realizarse durante la tarea de lavado y comprobación de atomizado de los inyectores para mantener la operatividad del motor PT6-25.
- Se diseñó los planos de construcción y ensamblado mediante el software AutoCAD para que el equipo cumpla con las especificaciones técnicas necesarias.
- Se adquirió los materiales para la construcción del equipo cumpliendo con las características de diseño del plano.
- Se ensambló los componentes siguiendo el diseño para la construcción del equipo.
- Se elaboró los instructivos de operación y mantenimiento del equipo siguiendo los procedimientos del manual del motor PT6-25 descritas para el lavado y la comprobación de atomizado de los inyectores.
- Se realizó las pruebas de funcionamiento con el componente del motor (inyector) y se verificó el correcto funcionamiento del elemento con el equipo quedando en condiciones óptimas de operación.

#### **4.2 Recomendaciones**

- Utilizar los manuales de mantenimiento, operación y catalogo ilustrado de partes para obtener una información autentica del avión TWIN OTTER.
- Utilizar el equipo de lavado y comprobación de atomizado de los inyectores para los fines de mantenimiento por los cuales fue creado.
- Se debe cumplir estrictamente con los Manuales de operación, mantenimiento para un perfecto uso y funcionamiento del equipo, para evitar pérdidas de tiempo, recursos materiales y humanos.

- Incentivar estos proyectos para que se sigan implementando ya que son fundamentales para las tareas de mantenimiento los mismos que ayudan a desarrollar con éxito el mantenimiento logrando optimizar tiempo y recursos.

## REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- CORP, P. &. (2010). MAINTENANCE MANUAL. Toronto: (s.e.).
- CORP, T. U. (2009). Manual de Entrenamiento. MIAMI FLORIDA, USA: (s.e.).
- FAA. (2009). HANDBOOK AND AIRPLANE MANUAL. Washington: (s.e.).
- FlightSafety International, I. (2002). PILOT TRAINING MANUAL. (s.l.): (s.e.).
- RIVAS, A. G. (s.f.). MOTORES DE TURBINA DE GAS. (s.l.): (s.e.).
- <http://www.pilotfriend.com/aircraft%20performance>
- [http://easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA\\_TCDS.078\\_\(IM\)\\_Pratt\\_and\\_Whitney\\_Canada\\_PT6--25\\_series\\_engines-01-31082007.pdf](http://easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA_TCDS.078_(IM)_Pratt_and_Whitney_Canada_PT6--25_series_engines-01-31082007.pdf)

## GLOSARIO

- UGT: Unidad de Gestión de Tecnologías.
- ASTM: (American Society for Testing and Materials) Sociedad Americana para Pruebas y Materiales
- AWS: (American Welding Society) Sociedad Americana de Soldadura
- FCU: Unidad de control de combustible
- FAA: Federal Aviation Administration
- 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.
- 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.
- Sistema: Un sistema es un conjunto de partes o elementos organizados y relacionados que interactúan entre sí para lograr un objetivo.
- Densidad: Una de las propiedades de los sólidos, así como de los líquidos e incluso de los gases es la medida del grado de compactación de un material.

# ANEXOS

