



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y
MECÁNICA

“CONSTRUCCIÓN DE UN EQUIPO DE LAVADO Y
COMPROBACIÓN DE ATOMIZADO DE COMBUSTIBLE PARA
LOS INYECTORES DEL MOTOR PT6A-42 DEL AVIÓN
BEEHCRAFT KING AIR B200 DEL GAE-45 ‘PICHINCHA”.

AUTOR: TIGACI MONTA JOSÉ PEDRO

Trabajo de Graduación para la obtención del título de:

TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN
“AVIONES”

LATACUNGA-FEBRERO 2015

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

CERTIFICACIÓN

Tlgo. Alejandro Proaño

Certifica

Que el trabajo titulado: “Construcción de un Equipo de lavado y comprobación de atomizado de combustible para los inyectores del motor PT6A-42 del avión Beechcraft King Air B200 del GAE-45 ‘PICHINCHA” realizado por, el Sr. Cbop. de M.A.E. José Pedro Tigaci Monta, con C.I. 1718408782, 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.

Latacunga-Febrero 2015

Tlgo. Alejandro Proaño

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

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

José Pedro Tigaci Monta

Declaro que:

El proyecto de grado titulado: “Construcción de un Equipo de lavado y comprobación de atomizado de combustible para los inyectores del motor PT6A-42 del avión Beechcraft King Air B200 del GAE-45 ‘PICHINCHA””, 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

Latacunga-Febrero 2015

José Pedro Tigaci Monta
1718408782

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

AUTORIZACIÓN

Yo, José Pedro Tigaci Monta

Autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE la publicación, en la biblioteca virtual de la institución, el proyecto de grado titulado “Construcción de un Equipo de lavado y comprobación de atomizado de combustible para los inyectores del motor PT6A-42 del avión Beechcraft King Air B200 del GAE-45 ‘PICHINCHA’”, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi exclusiva responsabilidad y autoría.

Latacunga-Febrero del 2015

José Pedro Tigaci Monta

1718408782

DEDICATORIA

El presente trabajo de graduación está dedicado a mi madre, a mi esposa, mis hijas SARAHÍ, SOL, AMMY, mi familia y todos aquellos seres que estuvieron a mi lado a lo largo de esta etapa de mi vida a la cual he finalizado con la bendición de dios padre celestial, quien ha sido mi guía ante las adversidades para poder culminar con éxito este ciclo de mi vida.

José Pedro Tigaci Monta

AGRADECIMIENTO

Agradezco a dios creador y quien permite que todo sea posible, a mi madre por brindarme el apoyo incondicional en todo momento, a mi esposa compañera inseparable que en buenos y malos momentos supo entender y con felicidad brindarme aliento en momentos de flaqueza para que así el sueño tan anhelado se haga realidad y al fin la meta haya sido cumplida, entre tanto a la brigada aérea que permitió alcanzar éste un peldaño más en mi vida y carrera profesional.

José Pedro Tigaci Monta

ÍNDICE DE CONTENIDOS

Certificación.....	ii
Autoría de responsabilidad.....	iii
Autorización.....	iv
Dedicatoria.....	v
Agradecimiento.....	vi
Índice de contenidos.....	vii
Índice de tablas.....	xi
Índice de figuras.....	xii
Resumen.....	xv
Summary.....	xvi

CAPÍTULO I

EL TEMA

1.1	Antecedentes.....	1
1.2	Planteamiento del Problema.....	1
1.3	Justificación e Importancia.....	2
1.4	Objetivos.....	2
1.4.1	General.....	2
1.4.2	Específicos.....	3
1.5	Alcance.....	3

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1	Avión Beechcraft.....	4
2.1.1	Desempeño.....	6
2.2	Motor PT6A-42.....	6
2.2.1	Descripción.....	6
2.2.1.1	Carter de entrada del compresor.....	7
2.2.2	Conjunto compresor rotor y estator.....	8
2.2.3	Cárter generador de gas.....	10
2.2.3.1	Cámara de combustión y líneas de salida.....	11

2.2.3.2	Anillo de aspas del compresor de la turbina.....	11
2.2.3.3	Turbina del compresor.....	13
2.2.4	Rotor de la turbina de potencia.....	14
2.2.4.1	Ducto de escape.....	15
2.2.4.2	Cárter de soporte de la turbina de potencia.....	16
2.2.5	Caja de reducción.....	16
2.2.5.1	Torquímetro	17
2.2.6	Caja de engranajes de accesorios	18
2.2.7	Sistema de aire.....	19
2.2.7.1	Válvula de sangrado del compresor	19
2.2.7.2	Compartimiento de cojinetes, enfriamiento de los discos de turbina y sistemas de sangrado de aire.....	20
2.2.8	Sistema de lubricación	21
2.2.8.1	Generalidades	21
2.2.8.2	Tanque de aceite.....	22
2.2.8.3	Bomba de aceite.....	22
2.2.8.4	Conjunto de filtrado de aceite	23
2.2.8.5	Sistema de presión de aceite	24
2.2.8.6	Sistema colector de aceite.....	26
2.2.8.7	Sistema de desgasificación	26
2.2.8.8	Desgasificación centrífuga.....	27
2.2.9	Calefacción del aceite al combustible.....	28
2.2.10	Sistema de combustible	29
2.2.10.1	Bomba de cebado accionada por el motor	32
2.2.10.2	Bomba de cebado (STANDBY)	33
2.2.10.3	Filtro de combustible	34
2.2.10.4	Transmisor flujo de combustible e indicadores.....	34
2.2.10.5	Calentador de combustible.....	34
2.2.10.6	Sistema de indicación de cantidad combustible	35
2.2.10.7	Grados de combustible aprobados y limitaciones de operación.....	36
2.2.10.8	Abastecimiento consideraciones	37
2.2.11	Control del sistema de combustible.....	38
2.2.11.1	Unidad de control de combustible	39

2.2.11.2	Sección de combustible.....	39
2.2.12	Colector e inyectores de combustible.....	41
2.3	Inyectores y adaptador del colector de combustible.....	42
2.3.1	Colector de combustible (manifold)	42
2.3.2	Conjunto de adaptadores de combustible	42
2.3.3	Inyectores de combustible.....	43
2.3.4	Inyector simplex.....	44
2.3.5	Inyectores dúplex	45
2.3.7	Propiedades mecánicas.	49

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1	Introducción.....	51
3.1.1	Factor Técnico.....	52
3.1.2	Factor Económico.....	52
3.1.3	Factor Operacional	52
3.1.4	Facilidad de Operación y Control	52
3.1.5	Mantenimiento.....	53
3.1.6	Material.....	53
3.1.7	Aspecto Económico.....	53
3.2	Diseño y elección de los componentes	53
3.3	Seguridad y medio ambiente.....	54
3.3.1	Seguridad	54
3.3.2	Condiciones Ambientales	55
3.4	Diseño	56
3.4.1	Reservorio presurizado	56
3.4.2	Estructura de tubos soldados	58
3.4.3	Soldadura de los elementos	60
3.4.3.1	Tipos de electrodos.	60
3.4.4	Regulador de caudal	61
3.4.5	Válvula de alivio de presión.....	63
3.4.6	Manómetros.....	64
3.4.6.1	Manómetro seco.....	64
3.4.7	Cañerías.....	67

3.4.8	Filtro de combustible	68
3.4.9	Adaptador del inyector.....	69
3.4.10	Equipo ensamblado.....	71
3.4.11	Operación del equipo	71
3.4.12	Elementos y lista de procedimientos de funcionamiento del equipo.....	72
3.4.13	Pruebas Operacionales	73
3.4.14	Manual de Operación	74
3.4.15	Instructivo de Mantenimiento.....	82
3.5	Presupuesto	84
3.5.1	Rubros.....	84
3.5.1.1	Costo Primario.....	84
3.5.1.2	Materiales Estructurales	84
3.5.1.3	Máquinas y Herramientas.....	85
3.5.1.4	Mano de Obra.....	86
3.5.1.5	Materiales Fungibles	86
3.5.1.6	Costos Secundarios	86
3.5.2	Costo Total	87

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1	Conclusiones.....	88
4.2	Recomendaciones.....	89
ABREVIATURAS.....		91
GLOSARIO.....		91
ANEXOS		92

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 2.1 Limitaciones del avión Bechcraft King Air B200	5
Tabla 2.2 Pesos del avión	5
Tabla 2.3 Descripción del motor PT6A-42.....	6
Tabla 2.4 Medidas estandar de los tubos de acero.....	46
Tabla 2.5 Acero S 195 T.....	46
Tabla 2.6 Adherencia y amplitud al galvanizado del acero.....	47
Tabla 2.7 Propiedades mecánicas	47
Tabla 2.8 Propiedades mecánicas de los tubos de hierro cuadrados	48
Tabla 2.9 Propiedades mecánicas del hierro	50
Tabla 3.10 Tabla de especificaciones AWS.....	60
Tabla 3.11 Válvula de alivio de presión	63
Tabla 3.4.12 Elementos del equipo	72
Tabla 3.4.13 Fucionamiento del equipo	72
Tabla 3.6.14 Lista de costos de materiales para el equipo	84
Tabla 3.6.15 Lista de costos de máquinas y herramientas.....	85
Tabla 3.6.16 Costo total	86
Tabla 3.6.17 Materiales fungibles.....	86
Tabla 3.6.18 Gastos secundarios.....	87
Tabla 3.6.19 Costo total	87

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Avión Beechcraft King Air.....	4
Figura 2. Motor PT6A 42.....	6
Figura 3. Cárter de entrada de aire del compresor	7
Figura 4. Tanque de aceite.....	8
Figura 5. Conjunto rotor-estator del compresor	9
Figura 6. Área del compresor.....	10
Figura 7. Cárter del generador de gas	10
Figura 8. Cámara de combustión.....	11
Figura 9. Anillo de aspas del compresor de la turbina	12
Figura 10. Alabes guías	12
Figura 11. Anillo de la turbina del compresor	13
Figura 12. Turbina del compresor	13
Figura 13. Remachado de los álabes en la turbina.....	14
Figura 14. Turbina de potencia	15
Figura 15. Ducto de escape.....	16
Figura 16. Caja de reducción.....	17
Figura 17. Sistema de torque.....	18
Figura 18. Caja de accesorios	18
Figura 19. Válvula de sangrado del compresor.....	20
Figura 20. Sistema de aire	20
Figura 21. Esquema del sistema de lubricación.....	21
Figura 22. Tanque de aceite.....	22
Figura 23. Bomba de aceite.....	23
Figura 24. Filtro de aceite	24
Figura 25. Sistema de presión de aceite.....	25
Figura 26. Desgasificación centrífuga.....	27
Figura 27. Calefactor de combustible	28
Figura 28. Bypass termostático y válvula check	29
Figura 29. Tanques de combustible y cantidad	29
Figura 30. Elementos del sistema de combustible.....	30
Figura 31. Esquema del sistema de combustible.....	31

Figura 32. Bomba accionada por el motor	32
Figura 33. Panel de mando y control del sistema de combustible	33
Figura 34. Indicador de flujo.....	34
Figura 35. Calentador aceite-combustible.....	35
Figura 36. Indicadores de cantidad de combustible.....	36
Figura 37. Esquema del sistema de combustible.....	38
Figura 38. Unidad de control de combustible.....	39
Figura 39. FCU unidad cruzada	40
Figura 40. Esquema de la distribución de los inyectores de combustible	41
Figura 41. Colector de combustible (manifold).....	42
Figura 42. Adaptadores e inyectores de combustible	43
Figura 43. Inyector de combustible tipo simplex	44
Figura 44. Inyector de un solo colector	45
Figura 45. Inyector de doble colector	45
Figura 46. Presentación de los tubos de acero.....	47
Figura 47. Tolerancias dimensionales de tubo cuadrado de hierro	48
Figura 48. Ventajas del perfil tubular acabado en frío.....	49
Figura 49. Equipo (PWC30506)	51
Figura 50. Hierro perfiles y barras.....	53
Figura 51. Agentes contaminantes.....	55
Figura 52. Equipo de protección personal.....	56
Figura 53. Dimensiones del tanque reservorio.....	56
Figura 54. Tanque reservorio	57
Figura 55. Ergonomía	58
Figura 56. Dimensiones de la estructura de tubos	59
Figura 57. Estructura de tubos soldados.....	59
Figura 58. Tipos de juntas.....	60
Figura 59. Especificación electrodo 6011.....	61
Figura 60. Especificación electrodo 7018	61
Figura 61. Reductor de presión.....	62
Figura 62. Dimensiones del reductor de presión.....	62
Figura 63. Válvula de alivio de presión	63
Figura 64. Mecanismo de medición del manómetro	64

Figura 65. Características de construcción del manómetro	65
Figura 66. Dimensiones y rangos de presión de trabajo	65
Figura 67. Manómetro de glicerina	66
Figura 68. Dimensiones y rangos de presión de trabajo	66
Figura 69. Tubo de acero inoxidable roscado	68
Figura 70. Dimensiones del elemento filtrante	69
Figura 71. Conjunto adaptador y funda del inyector	69
Figura 72. Orificios de los adaptadores	70
Figura 73. Adaptador	70
Figura 74. Equipo ensamblado	71

RESUMEN

La presente Investigación tiene como objetivo primordial la implementación de un equipo de limpieza y comprobación del atomizado para los inyectores del motor PT6A-42 del avión Beechcraft King Air B200, en dicho equipo se especificara los diferentes parámetros de funcionamiento así como las instrucciones de empleo para la operación de mantenimiento asignada. En el presente proyecto de grado se realiza la construcción en base al diseño desarrollado con las características del equipo descritas en el manual de mantenimiento del motor, con el objetivo de cumplir con la tarea de limpieza y comprobación del atomizado de los inyectores, para así poder comprobar la efectividad y optimización del tiempo en las operaciones de mantenimiento desarrolladas en el GAE-45 PICHINCHA. El equipo consta de un reservorio el mismo que va a ser presurizado mediante una línea neumática externa, también cuenta elementos que facilitan su control y operación ya que tiene manómetros de indicación y válvulas de corte manual, el equipo completo va a estar montado en un soporte fijo el mismo que será ubicado en un lugar adecuado para su operación.

PALABRAS CLAVES:

- Atomizado
- Motor
- Inyectores
- Línea neumática

SUMMARY

This research has the primary objective the implementation of a cleaning equipment and checking the spray nozzles for PT6A-42 engine Beechcraft King Air B200 aircraft, in such equipment different operating parameters as well as the operating instructions to be specified assigned maintenance operation. In this graduation project the construction is performed based on the design developed with the characteristics of equipment described in the maintenance manual engine in order accomplish the task of cleaning and checking the spray nozzles, in order to test the effectiveness and optimization of time-keeping operations developed in the GAE-45 PICHINCHA. The equipment consists of a reservoir it to be pressurized by an external pneumatic line, also has elements that facilitate its control and operation as it has gauges indicating, valves and manual shut off valve, the equipment will be mounted on a stand fixed it will be located in a suitable place for its operation.

KEYWORDS:

- Atomized
- Engine
- Nozzles
- Pneumatic Line

CAPÍTULO I

EL TEMA

1.1 Antecedentes

El Grupo Aéreo N° 45 “PICHINCHA”, acantonado en la ciudad de Sangolquí en el sector de LA BALVINA, realiza operaciones de vuelo con aviones CASA CN-235-300, CN 212-200, ARAVA desde la ciudad del Puyo parroquia Shell y con el avión BEECHCRAFT KING AIR B-200 desde la ciudad de Latacunga hacia todo el territorio ecuatoriano siendo este último el objeto de esta investigación.

Debido a las necesidades propias de la unidad respecto a la operatividad de la aeronave de la cual este proyecto tendrá objeto este estudio.

Tomando como antecedente el proyecto del Sr. SGOS. ESCUDERO KLEVER, “Habilitación del banco de prueba para el lavado y limpieza de inyectores de combustible de los motores PT6A del GAE-44 PASTAZA” cuyo tema ha sido de gran utilidad en el avión ARAVA ayudando de gran manera en la optimización del tiempo y costos en el mantenimiento del para el cual fue construido un equipo de similares características.

1.2 Planteamiento del Problema

El correcto funcionamiento de los inyectores son parte primordial del desempeño del motor PT6A-42 del avión BEECHCRAFT KING AIR B-200, mismo que requiere de una operación específica de mantenimiento dispuesta por el fabricante a través de las cartas de trabajo del manual de mantenimiento del motor llamada limpieza y comprobación de atomizado de combustible de los inyectores con la ayuda del equipo descrito en la misma carta de trabajo (VER ANEXO A).

Tomando en cuenta que el mantenimiento de estos dispositivos no se realiza en los talleres del GRUPO N° 45 PICHINCHA, sino que se efectúan

en el centro de mantenimiento de la aviación naval ubicado en la ciudad de Manta; o, en su defecto en centros de mantenimiento en la ciudad de Miami en los Estado Unidos de Norteamérica (VER ANEXO C), generando demoras en el mantenimiento del motor por ende retrasa las operaciones aérea por lo que sea identificado que la forma de evitar estos retrasos es poseer un equipo de lavado y comprobación de atomizado para los inyectores del motor.

1.3 Justificación e Importancia

Durante el tiempo de operación de esta aeronave en el GRUPO AEREO, la tarea de mantenimiento de lavado y comprobación del atomizado de combustible se realiza en centros de mantenimiento que no están vinculados directamente con la BRIGADA DE AVIACIÓN DEL EJÉRCITO, y si bien es cierto que esta tarea de mantenimiento ha sido realizada sin mayores contratiempos, más aun los costos de movilización son visibles en el consumo de combustible y muchos otros rubros que se presentan al trasladar la aeronave a otro lugar por consiguiente la construcción de un equipo de este tipo ayudaría a optimizar el tiempo y costos de la puesta en operación inmediata de la aeronave con un equipo de lavado y comprobación de atomizado disponible cuando sea requerido.

Debido a la falta de este equipo, el grupo aéreo tiene problemas en el tiempo y la realización de esta tarea específica en el motor la cual se realiza cada 200 horas de funcionamiento con equipo de centros de mantenimiento autorizado como indica el manual de mantenimiento del motor (VER ANEXO B).

1.4 Objetivos

1.4.1 General

Construir un equipo de lavado y comprobación de atomizado de combustible para los inyectores del motor PT6A-42 del avión

BEEHCRAFT KING AIR B200 perteneciente a la BRIGADA DE AVIACIÓN DEL EJÉRCITO.

1.4.2 Específicos

- Investigar los procedimientos a realizarse durante la tarea de lavado y comprobación de atomizado de los inyectores para mantener la operabilidad del motor PT6A-42.
- Diseñar planos de construcción y ensamblado mediante el software INVENTOR para que el equipo cumpla con las especificaciones técnicas necesarias.
- Adquirir los materiales para la construcción del equipo cumpliendo con las características de diseño del plano.
- Ensamblar los componentes siguiendo el diseño para la construcción del equipo.
- Elaborar los instructivos de operación y mantenimiento del equipo siguiendo los procedimientos del manual del motor PT6A-42 descritas para el lavado y la comprobación de atomizado de los inyectores.
- Realizar pruebas de funcionamiento con el componente del motor (inyector), para la verificación del correcto funcionamiento del elemento con el equipo.

1.5 Alcance

Con el presente estudio se pretende optimizar el tiempo y costos de mantenimiento del motor del avión BEEHCRAFT KING AIR B200, además de que ayudará al fortalecimiento de las habilidades y destrezas de los técnicos y lo más importante mejorará la eficiencia de las tareas de mantenimiento y por consiguiente el prestigio de nuestra institución.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

Para el desarrollo del marco teórico se considerará información relevante del manual de operación del motor PT6A-42, y manual de mantenimiento capítulo 73 del avión Beechcraft.

2.1 Avión Beechcraft

Beech Aircraft Corporation, de Estados Unidos, concibió a finales de los años 60 el B200 a partir de su modelo B100, incluyendo cambios estructurales importantes como un alargamiento de su fuselaje trasero en 1'17 metros que permitieron incrementar la capacidad de pasajeros de un máximo de 8 en la versión 100, a 13 en la versión 200. Así mismo, este cambio estructural supuso un cambio de configuración de la sección de cola, que en la nueva versión pasaría a tener forma de "T", permitiendo un estabilizador horizontal con la totalidad de su superficie móvil y trimado eléctricamente. Con el cambio estructural llevado a cabo en la Beech 200 se aumentó la capacidad de presurización de la cabina, que junto con la nueva planta motriz formada por los potentes Pratt&Withney Canada PT6A-42 de 850 caballos, permiten elevarse hasta una altitud máxima de 35.000ft.



Figura 1. Avión Beechcraft King Air

No sólo fue la longitud lo que aumentó en la B200 con respecto a su versión anterior, sino que la envergadura fue ampliada en 1'29 metros, elevando su capacidad de combustible en 230 litros más, cantidad extra con la que la B200 puede volar un máximo de 3.658 km a velocidad y altitud de crucero económico. El peso máximo al despegue se vio incrementado en 450 kg que elevaba la carga de pago hasta los casi 1.000 kg, capacidad que permite realizar a la B200 una extensa gama de misiones, convirtiendo a esta aeronave en una de las más idóneas en su segmento y una de las preferidas por los operadores de todo el mundo.

Como curiosidad, la B200 fue comercializada hasta 1.996 como B200 Super King Air, suprimiéndose el prefijo "Super" en el año 1.996, en que se usó el prefijo para denominar a los nuevos modelos 300 y 350.¹

Tabla 2.1

Limitaciones del avión Beechcraft king Air B200

PRESTACIONES	CANTIDAD	UNIDAD DE MEDIDA
Velocidad de crucero	294	Kt
Velocidad de pérdida	77	kt
Alcance máximo	1977	nm
Techo de servicio	35.000	ft
Régimen de ascenso	2450	ft/min
Carrera de despegue mínima	600	m
Carrera de aterrizaje mínima	360	m

Tabla 2.2

Pesos del avión

PESOS	CANTIDAD	UNIDAD DE MEDIDA
Peso en vacío	3773	kg
Peso máximo de despegue	5796	kg
Capacidad de combustible	¹ 544	Gal US

Pero regresando al Beech 200, su producción comenzó en 1.972 y en la actualidad sigue saliendo de cadena de montaje, siendo más de 2.000

¹ <http://aeropixel3000.blogspot.com/2012/02/visto-de-cerca-beechcraft-king-air-b200.html>

unidades las entregadas ya a operadores civiles y militares de todo el mundo en multitud de versiones, destacando las versiones de patrulla marítima, calibración de instrumentos o transporte VIP.

2.1.1 Desempeño

PLANTA MOTRIZ

Dos turborreactores Pratt & Whitney Canada PT6A-42 de 850 caballos de potencia turboalimentados que impulsan una hélice de 4 palas y paso variable.

2.2 Motor PT6A-42

2.2.1 Descripción

El PT6 42 es un motor de turbina libre. La potencia varía entre 475 a 1700 SHP alcanzada.

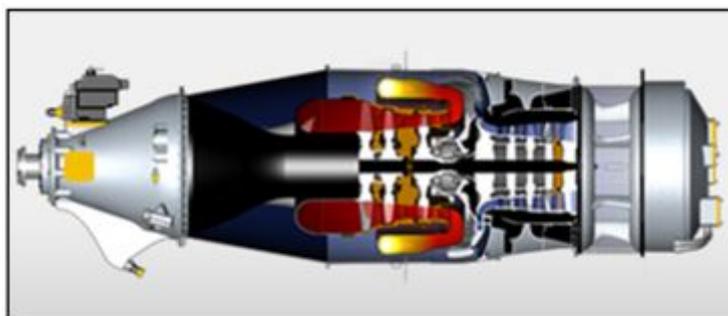


Figura 2. Motor PT6A 42

Fuente: <http://www.pwc.ca/en/engines/pt6a-42>

Tabla 2.3

Descripción del motor PT6A-42

DESCRIPCIÓN	CANT.	SISTEMA DE MEDIDA
Largo total	1688	Mm
Diámetro total	464	Mm
Peso específico en seco	190	Kg

CONTINÚA



Potencia máxima continua	634	KW
Potencia máxima en despegue por 5 minutos	634	KW
Temperatura máxima continua	800	°C
Temperatura máxima despegue 5 minutos	800	°C
Temperatura máxima al arranque en tierra o aire	1000	°C
TEMPERATURA DEL ACEITE		
Mínima	-40	°C
Máxima en operación continua	104	°C
Máxima en operación en tierra	110	°C
Máxima en 10 minutos	104	°C
Velocidad permisible máxima del rotor		
Generador del gas N1	38100	RPM
Potencia de la salida de la turbina N2	2000(90.7%)	RPM
Potencia de la salida de la turbina N2 transitoria	2205(100%)	RPM

2.2.1.1 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.

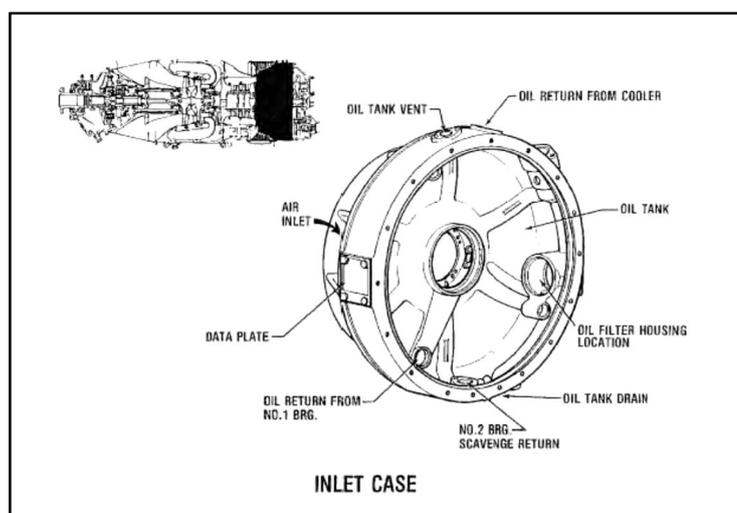


Figura 3. Cárter de entrada de aire del compresor

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.

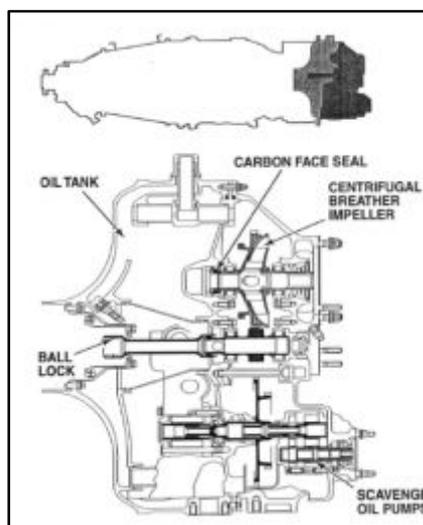


Figura 4. Tanque de aceite

Fuente: UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

2.2.2 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.²

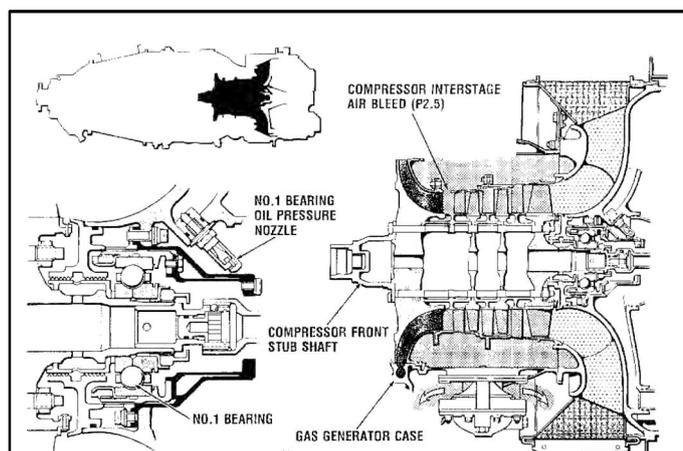


Figura 5. Conjunto rotor-estator del compresor

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 álabes 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.

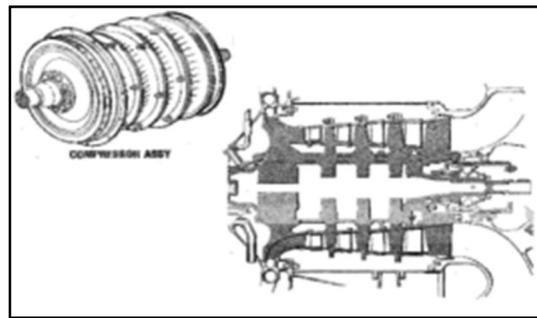


Figura 6. Área del compresor

Fuente: UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

2.2.3 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.

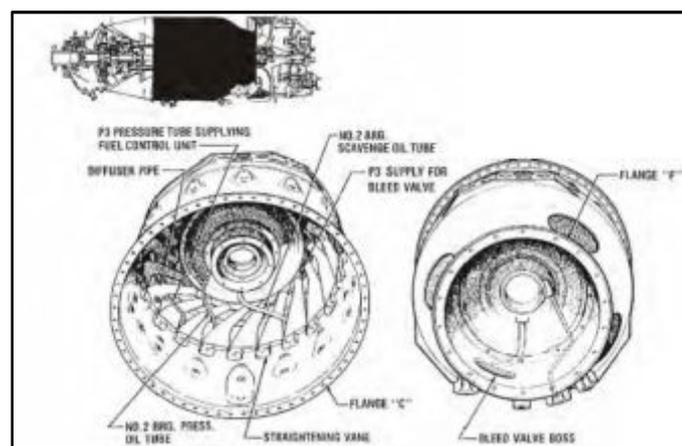


Figura 7. Cárter del generador de gas

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.

2.2.3.1 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.

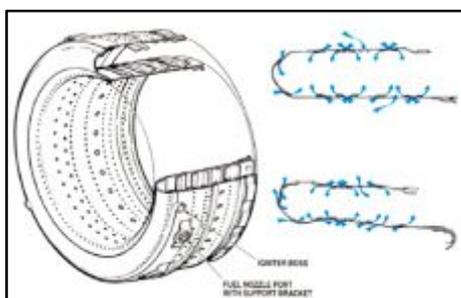


Figura 8. Cámara de combustión

Fuente: UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

2.2.3.2 Anillo de espas del compresor 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).



Figura 9. Anillo de aspas del compresor de la turbina

Fuente: UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

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.

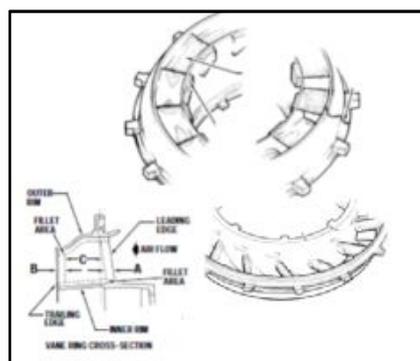


Figura 10. Alabes guías

Fuente: UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

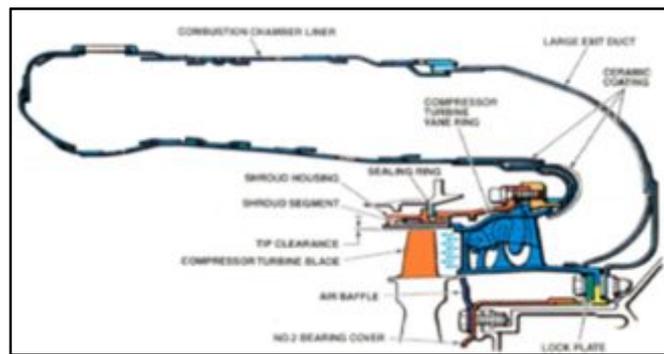


Figura 11. Anillo de la turbina del compresor

Fuente: UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

2.2.3.3 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.

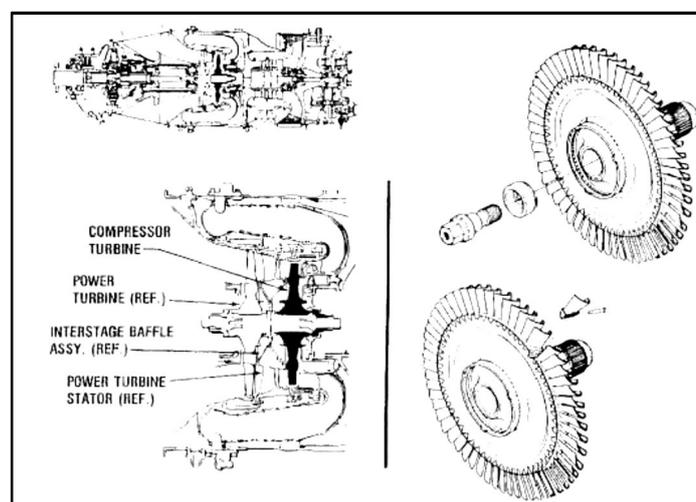


Figura 12. Turbina del compresor

Fuente: UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

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 13. Remachado de los álabes en la turbina

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

2.2.4 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.

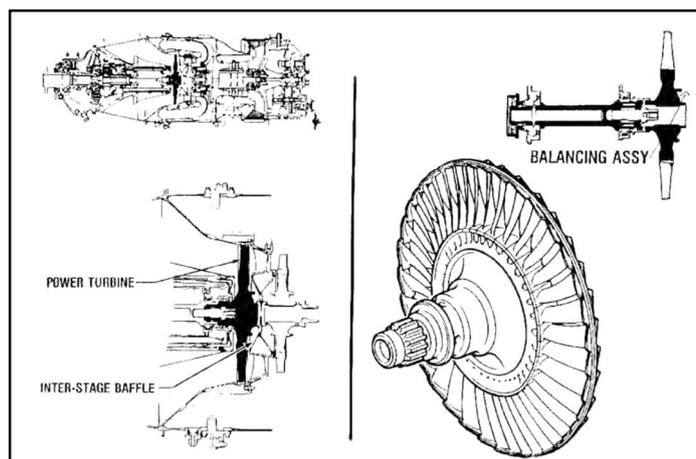


Figura 14. Turbina de potencia

Fuente: UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

2.2.4.1 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.

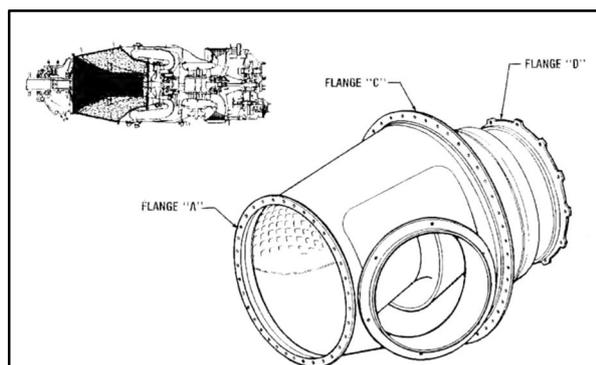


Figura 15. Ducto de escape

Fuente: UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

2.2.4.2 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.

2.2.5 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.

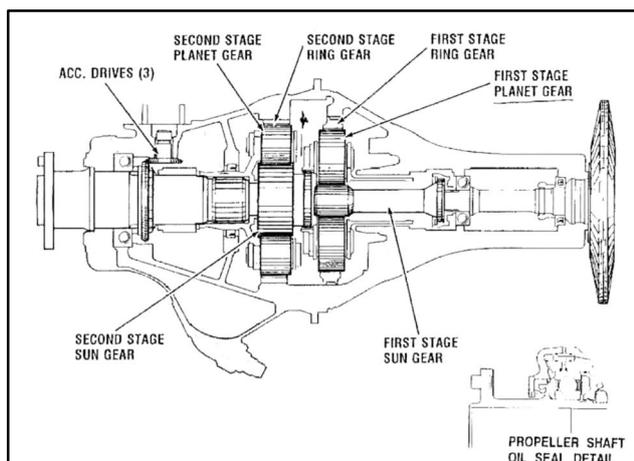


Figura 16. Caja de reducción

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.

2.2.5.1 Torquímetro

El torquímetro es un sistema hidromecánico para medir la potencia generada por el motor; está situado dentro del cárter trasero de la caja de reducción. El mecanismo consiste de un cilindro, un pistón, sellos, válvula y muelle. La presión ejercida sobre el aro engrando de la primera etapa esta contrarrestada por estrías helicoidales las cuales imparten un movimiento axial al aro engrando y, por consiguiente, al pistón del torquímetro que lo empuja. Este a su vez, mueve la válvula contra el muelle abriendo un orificio que permite la entrada de aceite a presión dentro de la cámara del torquímetro. Cualquier cambio de potencia repite la secuencia hasta que se consigue un estado de equilibrio. Estas dos presiones se llevan al exterior a través de conductos internos y de ellos se saca la indicación del torque.

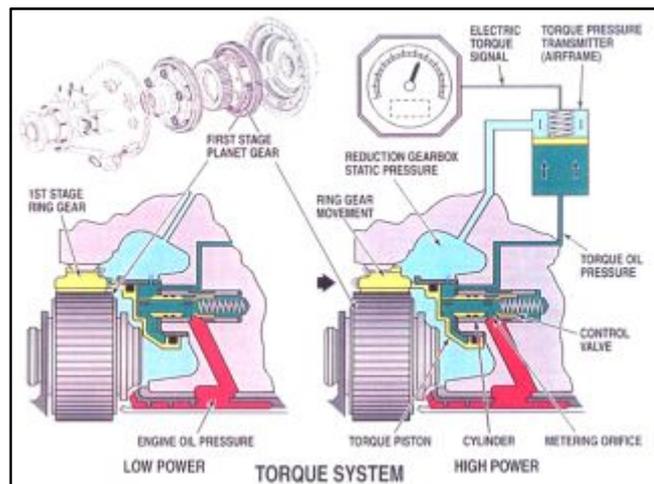


Figura 17. Sistema de torque

Fuente: UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

2.2.6 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 de la 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.

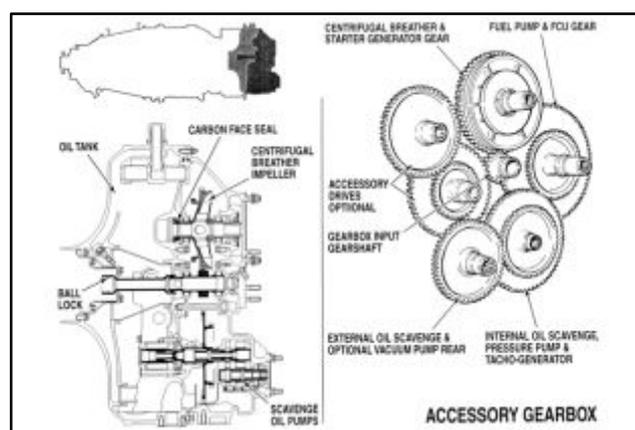


Figura 18. Caja de accesorios

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.

2.2.7 Sistema de aire

Generalidades

En el motor se encuentra tres sistemas diferentes que utilizan aire para ejercer su función: válvula de sangrado de aire del compresor, sellos de laberinto que mantienen al aceite dentro de la zona de cojinetes y aire de refrigeración de las secciones calientes. Hay dos fuentes opcionales de aire a presión. Una sale de la zona de sangrado del compresor a la presión P2.5 en la posición de la 1 del reloj del generador de gas, la otra de la zona de descarga del compresor a la presión P3 en la posición de las 11 del reloj también en el generador de gas.

2.2.7.1 Válvula de sangrado del compresor

La función de la válvula de sangrado es adaptar los dos módulos del compresor, axial y centrífugo, según la cantidad de aire que producen en baja y altas revoluciones. En baja, el compresor axial produce más aire del que el compresor axial puede procesar y si no se evacua una parte de este aire el compresor centrífugo se atora, produciendo una entrada en pérdida del compresor y para evitarlo se abre un escape al aire del compresor en su etapa 2.5 evitando así la entrada en pérdida del compresor a bajas revoluciones. Una vez que el compresor gana revoluciones el compresor centrífugo se hace más efectivo y puede recibir más aire, siendo entonces que la válvula de sangrado se empieza a cerrar paulatinamente hasta todo el aire del compresor axial pasa por el compresor centrífugo y de ahí a la cámara de combustión.

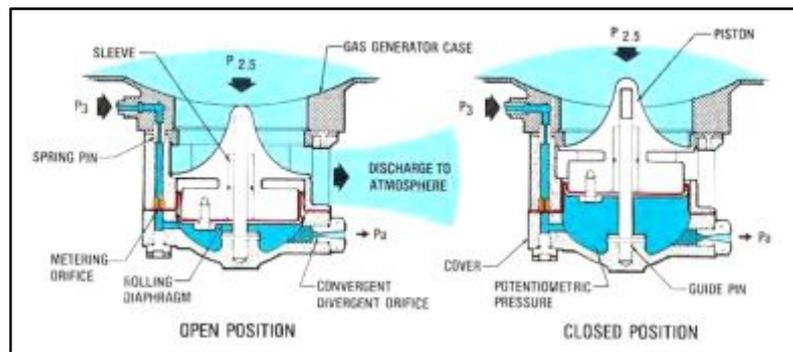


Figura 19. Válvula de sangrado del compresor

Fuente: UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

2.2.7.2 Compartimiento de cojinetes, enfriamiento de los discos de turbina y sistemas de sangrado de aire

Aire a presión, junto con sellos de aire se utilizan para sellar los compartimientos de los cojinetes primero, segundo y tercero, y también para enfriar los discos de las turbinas del compresor y potencia. Los sellos de aire, establecen y controlan los gradientes de presión requeridos. El sello se compone de dos partes: la parte interna rotativa que es cilíndrica, y la parte externa rotativa que contiene cámaras de expansión (laberintos) similares a los dientes de una sierra.

Se mantiene entre las dos partes una tolerancia mínima, pero teniendo en cuenta la seguridad de que no se produzca un rozamiento.

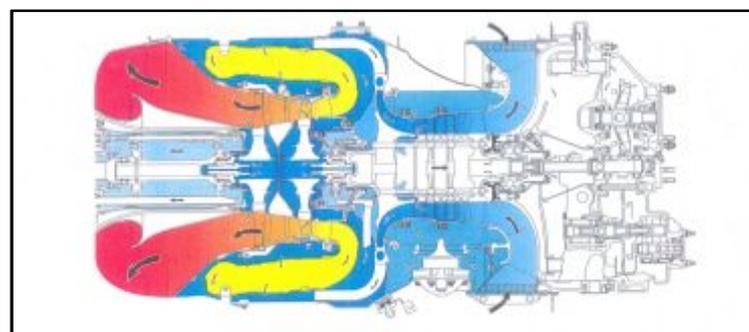


Figura 20. Sistema de aire

Fuente: UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

Presión intermedia P2.5 del compresor se utiliza para alimentar el sello del cojinete No.1 por su parte delantera y se pasa a través de los espacios huecos del compresor y sale por agujeros en el cubo del compresor hacia el centro del sello de laberinto. Una de las causas de aceite en la entrada en el compresor puede ser el deterioro de este sello, no solamente por desgaste sino también por corrosión ya que el laberinto es de aluminio.

Todo el aire utilizado para refrigerar los discos se mezcla con los gases de post combustión en su salida hacia el exterior a través del conducto de salida.

2.2.8 Sistema de lubricación

2.2.8.1 Generalidades

El sistema de lubricación está designado para proveer continuamente un flujo de aceite limpio para los cojinetes, los engranajes, torquímetro, hélice y caja de accesorios. El aceite lubrica y enfría los cojinetes al tiempo que transporta impurezas al filtro donde se retienen. Inyectores calibrados suministran un flujo óptimo de aceite a los cojinetes durante todas las condiciones operativas. Una bomba de presión situada en el tanque de aceite provee aceite a la caja de accesorios y a través de tubos externos al gas generador y a la caja de reducción.

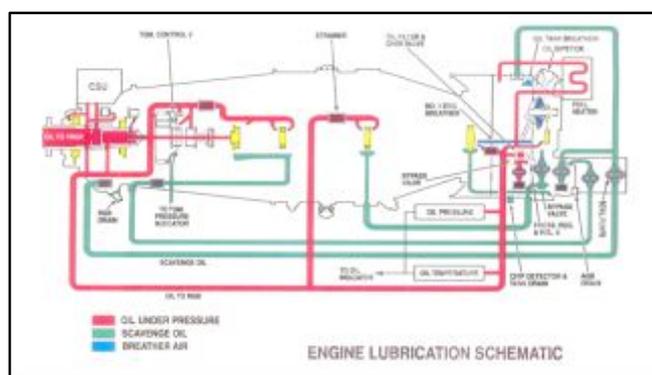


Figura 21. Esquema del sistema de lubricación

Fuente: UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

2.2.8.2 Tanque de aceite

El tanque de aceite es la cámara formada entre el cárter de entrada del compresor y la caja de accesorios. El tanque tiene un tubo de llenado y una tapa con una varilla de nivel que exteriormente se localiza en la caja de accesorios en la posición de las 11 del reloj. Las marcas en la varilla indican la cantidad de aceite, en cuartos de galón, necesaria hasta el máximo nivel. Un sistema de respiradero y prevención de sobrellenado se sitúa en la parte más alta del tanque de aceite. En el fondo hay un tapón para facilitar el drenado del aceite.

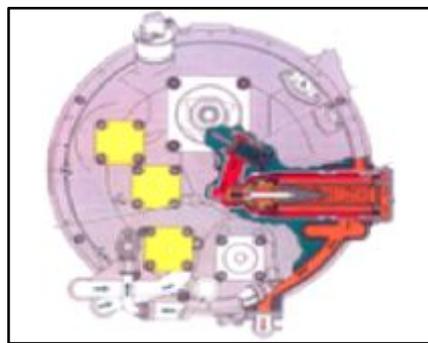


Figura 22. Tanque de aceite

Fuente: UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

2.2.8.3 Bomba de aceite

Aceite presurizado circula desde el tanque de aceite al sistema de lubricación del motor, impulsado por una bomba de tipo engranaje que se encuentra dentro del tanque de aceite, en un punto más bajo. La bomba se compone de dos engranajes dentro de una carcasa de magnesio, atornillada a la cara frontal del diafragma de la caja de accesorios y movida a través de este por un eje de engranaje.

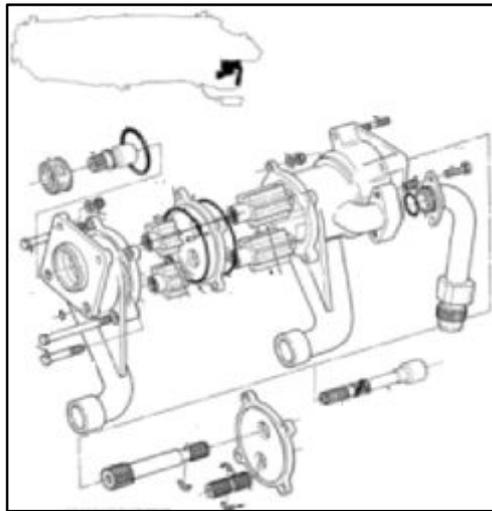


Figura 23. Bomba de aceite

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

2.2.8.4 Conjunto de filtrado de aceite

El filtro de aceite está en la posición 3 del reloj en cárter de entrada del compresor. El conjunto comprende una carcasa donde se aloja el elemento del filtro, una válvula de derivación (by-pass valve) y otra válvula unidireccional (check valve). Los filtros suelen ser de vida límite de 1000 horas aunque también los hay reusable. Una tapa con cuatro tuercas asegura y alinea en conjunto con el cárter de entrada. Aceite a presión circula a través de la válvula unidireccional y a través del elemento filtrante antes de tomar el camino hacia el sistema del motor a través de agujeros en la carcasa, dejando cualquier partícula contaminante en la parte exterior del filtro. La válvula unidireccional evita que cuando el motor este parado el aceite fluya por gravedad hacia el motor y ayuda a que se pueda abrir y cambiar el filtro sin necesidad de drenar el aceite del tanque. La válvula de derivación (bypass) provee un pasaje alternativo en caso de que el filtro quede bloqueado y el aceite pasa filtrado solamente por la malla metálica, de agujeros más grandes.

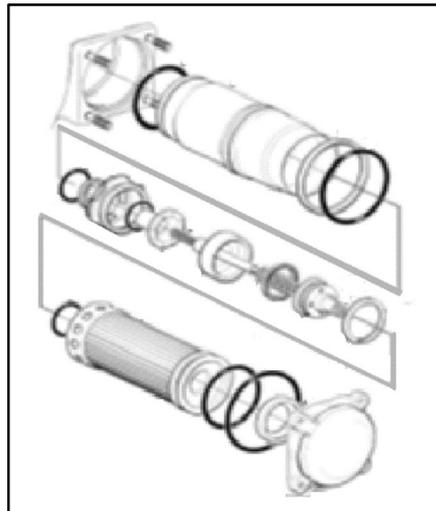


Figura 24. Filtro de aceite

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

2.2.8.5 Sistema de presión de aceite

La presión del aceite está regulada por una válvula de alivio que se puede ajustar y está sujeta con un aro retén a la cárter de la bomba de aceite corriente abajo del filtro. La lubricación de la caja de accesorios se efectúa a través de agujeros existentes en el diafragma y en la caja misma con aceite proveniente de la bomba.

El cojinete No.1 se lubrica con aceite a presión a través de agujeros internos en el cárter de entrada del compresor y sale a través de un filtro fino y un inyector calibrado y sujeto en la zona posterior del cojinete. El aceite penetra en las bolas del cojinete a través de agujeros en su diámetro interno y mandados hacia dentro por fuerza centrífuga.

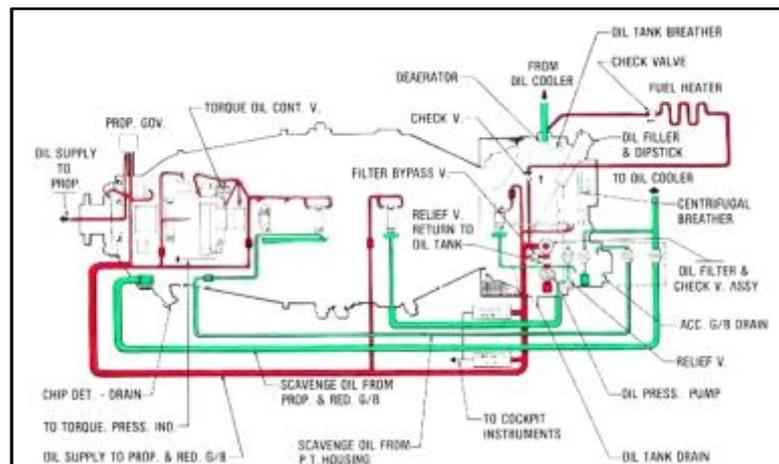


Figura 25. Sistema de presión de aceite

Fuente: UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

El suministro de aceite para el cojinete No.2 y parte frontal del motor se hace de forma directa. Desde la bomba el aceite sale a través de pasajes internos y continúa por un tubo de transferencia externo. Un acoplamiento debajo del cárter generador de gas provee salida para aceite destinado al cojinete No.2 a través de tubería interna que pasa a través de dos tubos difusores del compresor y entra en una galería con dos inyectores de aceite, uno en el frente y el otro en la parte trasera del cojinete. Un filtro fino protege a ambos inyectores de contaminación y bloqueo. El aceite llega a una cámara situada en la parte 3 frontal del motor de donde se divide en tres ramificaciones:

La primera ramificación llega a una cámara que distribuye aceite a la primera etapa de reducción, sus bujes y sus planetas; manda aceite a los cojinetes No.3 y No.4, y finalmente al sistema del torquímetro a través de una válvula con pistón y muelle empujado por el pistón del torquímetro. La segunda ramificación alimenta, a través del manguito de transferencia el interior del eje de la hélice, desde donde supe el aceite a la segunda etapa de reducción, sus bujes, planetas, y cojinete No.5; manda un chorrillo de aceite al interior del eje de la turbina de potencia para lubricación adicional del cojinete No.4. La tercera alimenta el sistema de gobernación de la hélice a través del gobernador de la hélice y del manguito de transferencia hacia el

interior del eje de la hélice por su sección delantera, la cual actúa el mecanismo de la hélice para el control de las rpm. Adicionalmente, aceite de lubricación llega por agujeros internos a los bujes de los accesorios delanteros del motor y al cojinete No.6.

2.2.8.6 Sistema colector de aceite

El sistema de recuperación del aceite se compone de cuatro elementos: dos internos en la caja de accesorios y dos externos en línea con los primeros. El aceite proveniente del cojinete No.1 retorna por gravedad al interior de la caja de accesorios. El cojinete No.2 drena a través de un tubo externo al motor e ingresa de nuevo en la zona de la caja de accesorios donde una bomba interna de recuperación lo impele y tira dentro de la misma caja.

Aceite de los cojinetes No.3 y 4 se recupera a través de un tubo interno, la transferencia al exterior a través de pasajes en las carcasas de la caja reductora desde donde se lleva exteriormente por un tubo hacia la parte trasera del motor y entra en la bomba frontal exterior de recuperación la cual lo manda al interior de la caja de accesorios.

Aceite proveniente del gobernador de la hélice, caja reductora, cojinete No.6 y orificio del torquímetro se recupera a través de un tubo exterior por medio de la bomba de recuperación trasera externa, la cual lo impele hacia el radiador para enfriarlo.

2.2.8.7 Sistema de desgasificación

Aire en el aceite proveniente de la presurización de los sellos de laberinto de los cojinetes se ventila al exterior a través de un impelente centrífugo que está situado en la caja de accesorios. Los diferentes compartimientos del motor están conectados a la caja de accesorios bien a través de conductos internos de las piezas o de tubos. El cojinete No.1 se ventila hacia la caja de accesorios a través de pasajes internos del cárter de

Un sello de carbón en el extremo delantero evita que aceite pueda entrar en el circuito de salida. En caso de daño en este sello de carbón se produciría un exceso de consumo de aceite, el cual se corrige tras el cambio del sello.

2.2.9 Calefacción del aceite al 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.

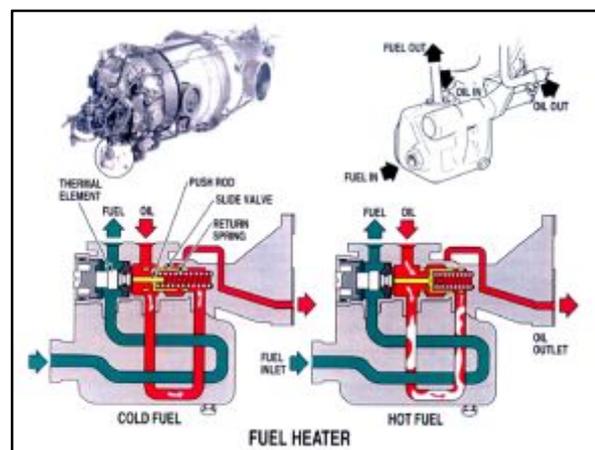


Figura 27. Calefactor de combustible

Fuente: UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

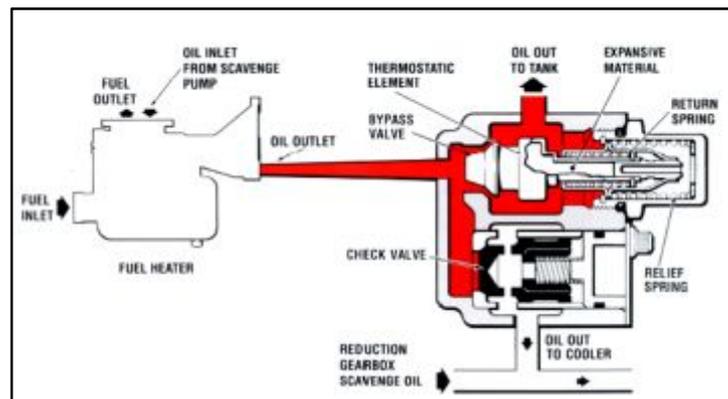


Figura 28. Bypass termostático y válvula check

Fuente: UNITED TURBINE CORP. Manual de Entrenamiento

2.2.10 Sistema de combustible

El sistema de combustible del avión se compone de dos sistemas de combustible de ala separados, conectados con una línea de alimentación cruzada común y una válvula de alimentación cruzada por solenoide. Cada sistema de ala está dividido en un sistema principal y un sistema auxiliar. El sistema principal emplea un total de 386 galones de combustible utilizable; el sistema auxiliar, 158 galones. En 6,7 libras por galón, estos totales se convierten a 2,586 libras en el sistema principal y 1.058 libras en el sistema auxiliar. El combustible utilizable total es de 544 galones, o 3,644 libras.

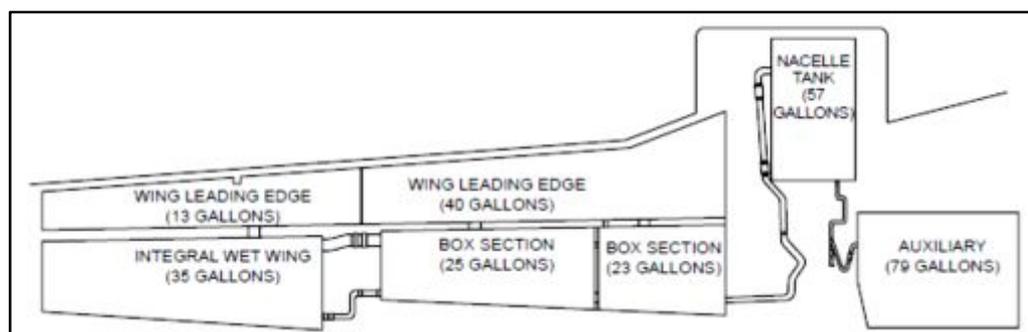


Figura 29. Tanques de combustible y cantidad

Fuente: SUPER KING AIR 200/B200 PILOT TRAINING MANUAL

Cada sistema principal de combustible se alimenta a través de una boca de llenado en la parte superior de cada ala en el exterior en la punta del ala.

El combustible fluye por gravedad al tanque. Cada sistema de combustible auxiliar es alimentado a través de su propio puerto de llenado. Una válvula antisifón en cada punto de relleno evita la pérdida de combustible si el tapón de llenado es fijado en forma incorrecta o perdido en vuelo. El sistema de combustible auxiliar en cada ala consiste en una vejiga de goma, tanque montado en cada sección central del ala a partir de la cual el combustible auxiliar es transferido por una bomba de chorro al depósito de la góndola en el sistema principal de combustible. Aunque el sistema principal de combustible se alimenta primero, el combustible en el depósito auxiliar es normalmente agotado antes que el combustible en el sistema principal de combustible que se selecciona automáticamente.

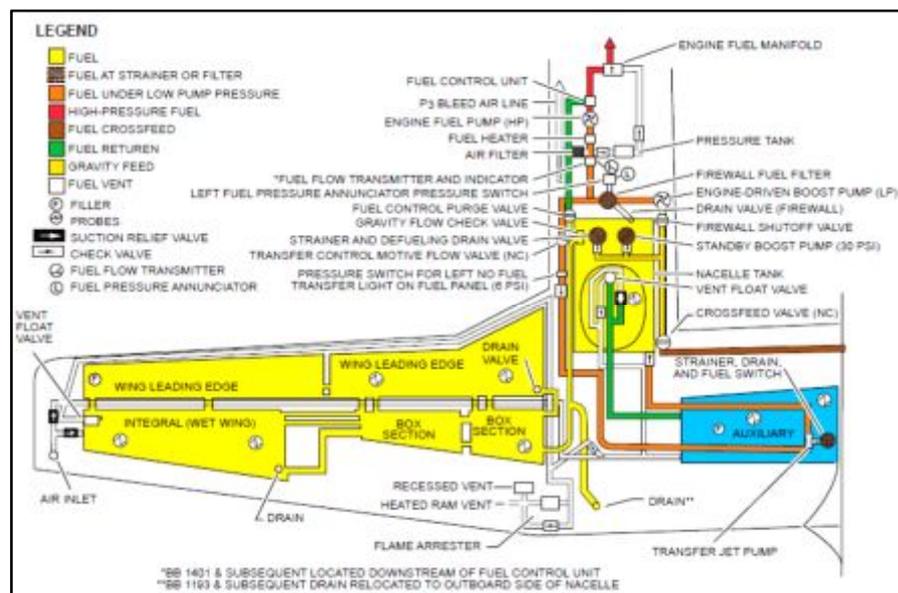


Figura 30. Elementos del sistema de combustible

Fuente: SUPER KING AIR 200/B200 PILOT TRAINING MANUAL

Además, el sistema de combustible incorpora un sistema de ventilación totalmente automático; una capacitancia sistema de aforo de combustible en cada lado que proporciona lecturas de cantidades separadas para cada sistema principal y auxiliar de combustible; y un sistema de filtro de combustible incorporado de una derivación del filtro de combustible para

permitir alimentar al motor en el caso de la formación de hielo o la obstrucción.³

Una bomba de combustible de alta presión y una bomba de baja presión de carga son impulsadas con el motor a través del accesorio de la sección de conducción. La bomba de combustible de alta presión suministra combustible al motor. La bomba de carga entrega combustible a baja presión a la bomba de combustible de alta presión para evitar la cavitación y asegurar el flujo continuo de combustible. En el caso de que la bomba de carga impulsada por el motor falla, la bomba de carga de reserva eléctrica debe ser accionada. El impulso de espera de baja presión, la bomba es accionada eléctricamente y se sumerge en la parte inferior del tanque de góndola.

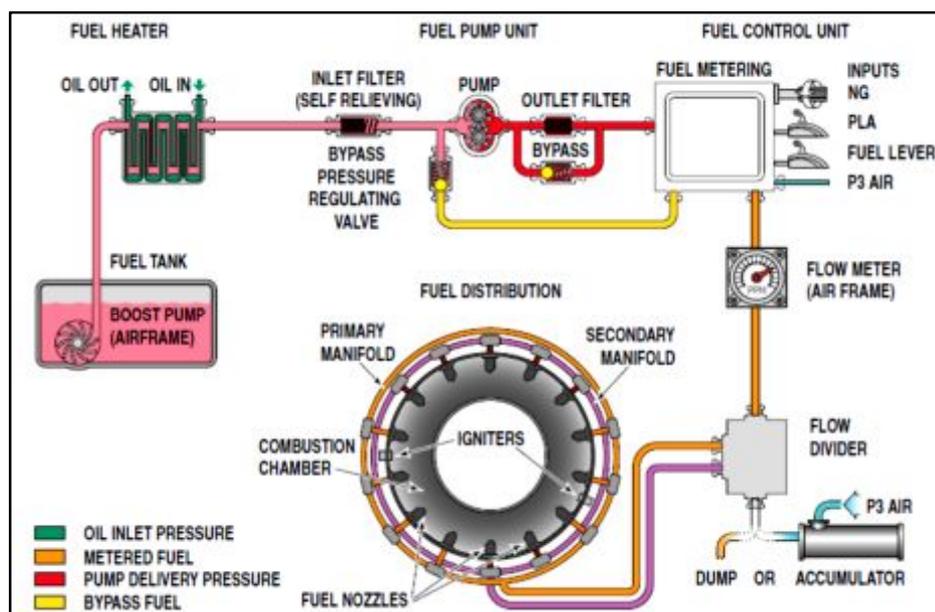


Figura 31. Esquema del sistema de combustible

Fuente: SUPER KING AIR 200/B200 PILOT TRAINING MANUAL

Un sistema de alimentación cruzada de combustible está disponible para la operación de un solo motor de alimentación cruzada desde el sistema

principal de combustible. Sin embargo, si es necesario, todo el combustible utilizable publicado en cualquier sistema de las alas está disponible para la alimentación cruzada a cualquier motor.

2.2.10.1 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 y alimentación cruzada sea operativa.

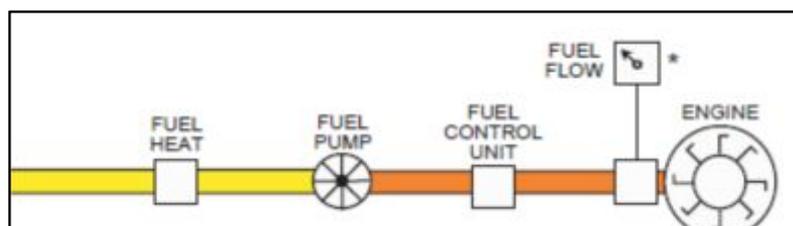


Figura 32. Bomba accionada por el motor

Fuente: SUPER KING AIR 200/B200 PILOT TRAINING MANUAL

En caso de baja presión, fallo de la bomba impulsada por el motor, la 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 ± 1 psi. La activación de la bomba de cebado STANDBY en caso de falla aumentará la presión y apagará la luz.



Figura 33. Panel de mando y control del sistema de combustible
Fuente: SUPER KING AIR 200/B200 PILOT TRAINING MANUAL

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.

2.2.10.2 Bomba de cebado (STANDBY)

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

- Es una bomba de copia de seguridad para su uso en el caso de un fallo de 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.

2.2.10.3 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

2.2.10.4 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 34. Indicador de flujo

Fuente: SUPER KING AIR 200/B200 PILOT TRAINING MANUAL

2.2.10.5 Calentador de combustible

El combustible se calienta antes de entrar en la unidad de control de combustible por un intercambiador de calor de aceite-combustible. Una línea de aceite del motor se encuentra en la proximidad de la línea de combustible y, por conducción, se produce una transferencia de calor. El fin de calentar el combustible es eliminar la formación el hielo que puede haber ocurrido o

impedir cualquier formación de hielo, y que puede resultar en el bloqueo de combustible en la unidad de control de combustible. El calentador de combustible es controlado por termostato para mantener una temperatura de combustible de 70 ° a 90 ° F, en las condiciones normales. Si la temperatura del combustible se eleva por encima de 90 °, el combustible pasará por alto automáticamente el calentador de combustible.

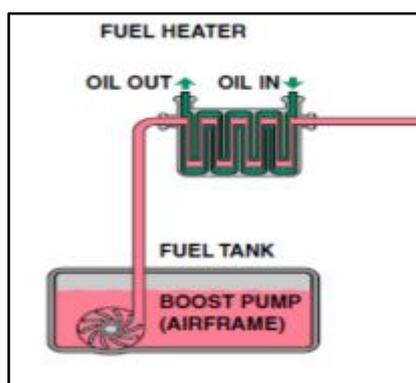


Figura 35. Calentador aceite-combustible

Fuente: SUPER KING AIR 200/B200 PILOT TRAINING MANUAL

Si el combustible es extremadamente frío, y la temperatura del aceite es demasiado baja, la unidad no puede ser capaz de prevenir la formación de hielo en la FCU.

2.2.10.6 Sistema de indicación de cantidad combustible

Un sistema de indicación de cantidad de combustible tipo capacitancia determina la cantidad de combustible, ya sea en el sistema de combustible principal o auxiliar para cada lado. Dos indicadores de combustible, uno para cada sistema de combustible del ala, están en el panel de control de combustible.



Figura 36. Indicadores de cantidad de combustible

Fuente: SUPER KING AIR 200/B200 PILOT TRAINING MANUAL

La cantidad se lee directamente en libras. Un error del 3% como máximo pueden encontrarse en el sistema. Las lecturas son compensadas por la densidad cambios provocados por las variaciones de temperatura.

2.2.10.7 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 el Super King B200. Ellos se pueden mezclar en cualquier proporción. Grados de la gasolina de aviación 80 rojas (anteriormente ° 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 bien la cantidad de combustible en el medidor indica menos de 265 libras de combustible o esté en el arco amarillo.

Información sobre propiedades físicas y químicas básicas

Aspecto:	Líquido.
Color: Visual:	Amarillo Pálido.

FICHA DE DATOS DE SEGURIDAD

Punto inicial de ebullición:	205 °C (10%destilado). PFE: 300 °C máx.
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 ³ a 15 °C
Solubilidad(es):	En disolventes del petróleo.
Temperatura de auto-inflamación:	228 °C
Viscosidad:	(a -20 °C) 8 cSt máx.

2.2.10.8 Abastecimiento consideraciones

No ponga combustible en los tanques auxiliares a menos los tanques principales están 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.

2.2.11 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.

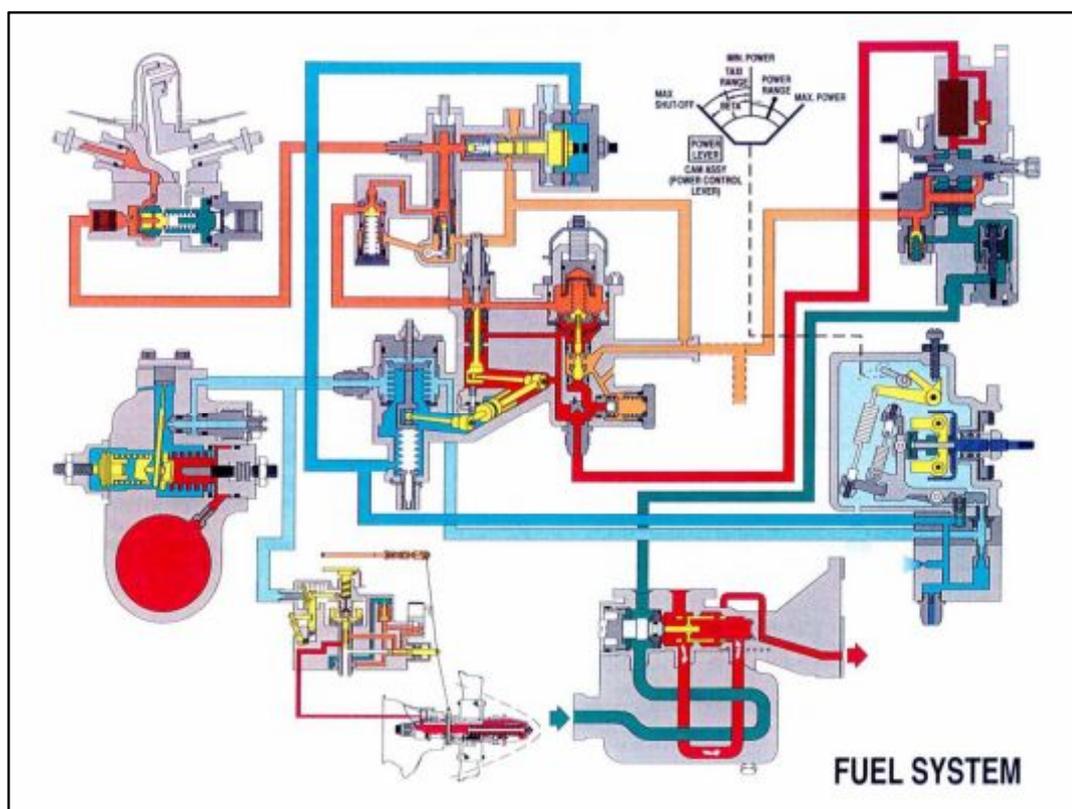


Figura 37. Esquema del sistema de combustible

Fuente: SUPER KING AIR 200/B200 PILOT TRAINING MANUAL

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 sobrevelocidad 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 es efectuado por sección del gobernador Nf.

2.2.11.1 Unidad de control de combustible

Generalidades

La FCU está montado sobre la bomba de combustible y es girado a revoluciones proporcionales a las del compresor (Ng). 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 Ng y el motor está controlado por este.

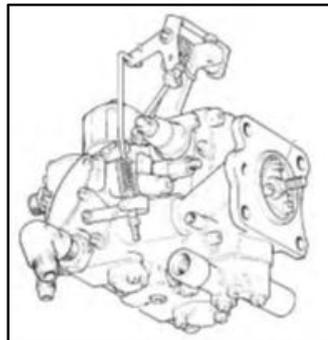


Figura 38. Unidad de control de combustible

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

2.2.11.2 Sección de combustible

La FCU recibe combustible a la presión P1 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 partimos del principio que $(P_1 - P_2) = \text{Constante}$ podemos 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.

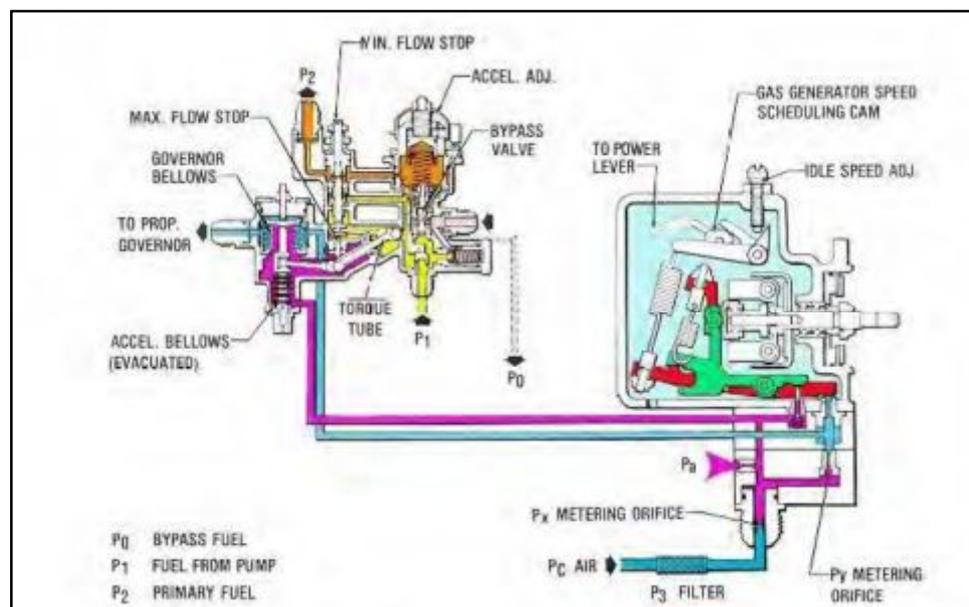


Figura 39. FCU unidad cruzada

Fuente: SUPER KING AIR 200/B200 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.

2.2.12 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.

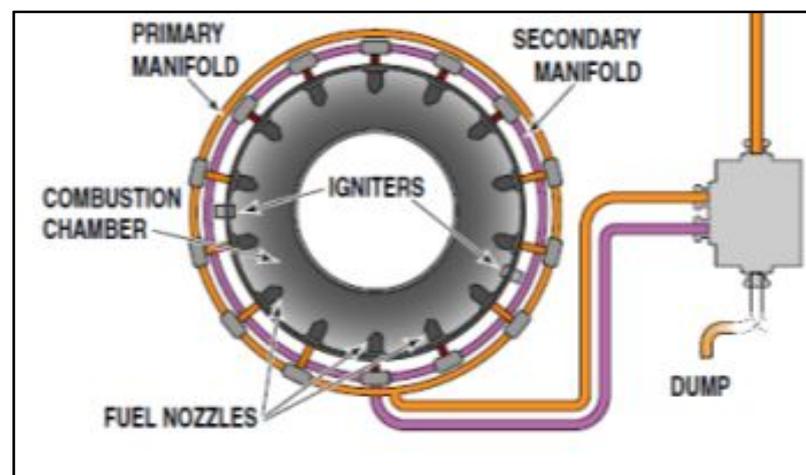


Figura 40. Esquema de la distribución de los inyectores de combustible

Fuente: SUPER KING AIR 200/B200 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.

2.3 Inyectores y adaptador del colector de combustible

2.3.1 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.⁴

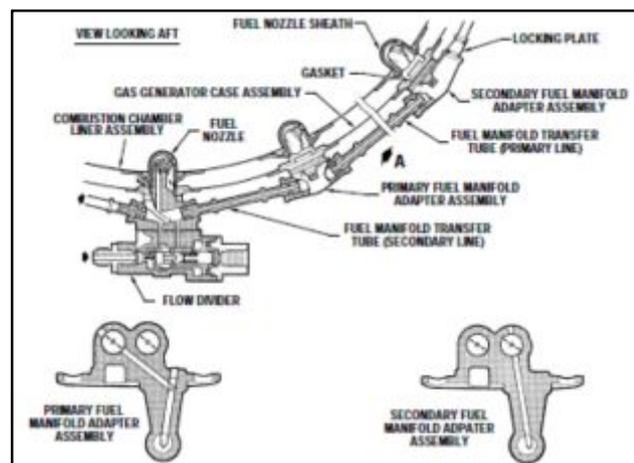


Figura 41. Colector de combustible (manifold)

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

2.3.2 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.

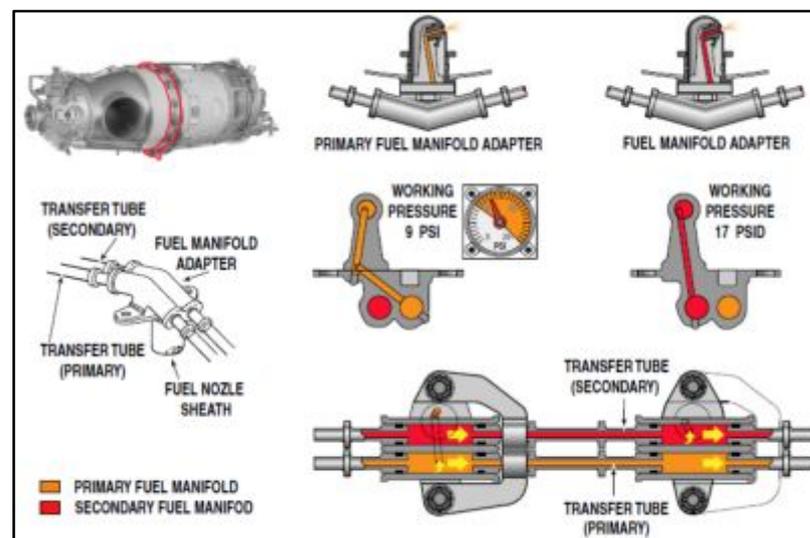


Figura 42. Adaptadores e inyectores de combustible

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

2.3.3 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 trataremos los inyectores de atomización. Los dos tipos de inyectores de atomización son los simplex y los dúplex.

2.3.4 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.

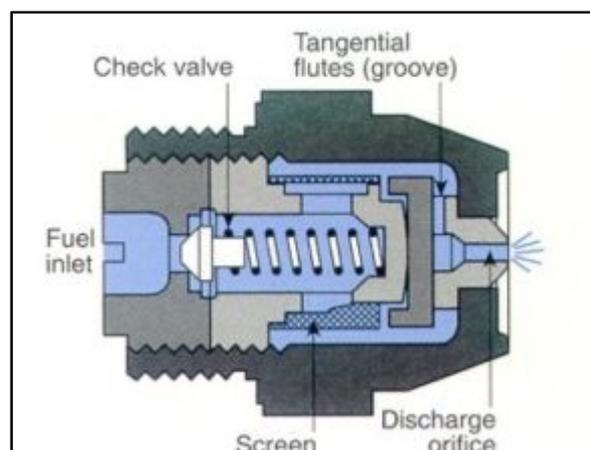


Figura 43. Inyector de combustible tipo simplex

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

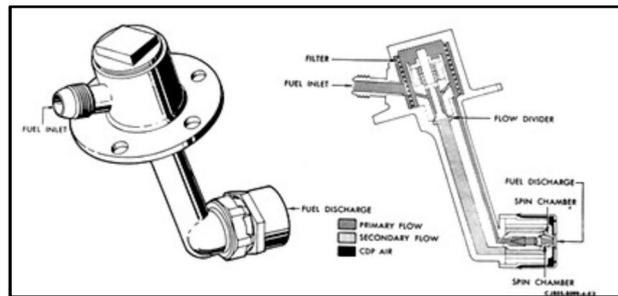


Figura 44. Inyector de un solo colector

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.

2.3.5 Inyectores dúplex

Se usan dos tipos de inyectores dúplex en los motores modernos: inyectores de un solo colector e inyectores de doble colector (Fig. 45).

A los inyectores duplex de un solo colector les llega el combustible desde la unidad de control de combustible a través de una sola línea o colector.

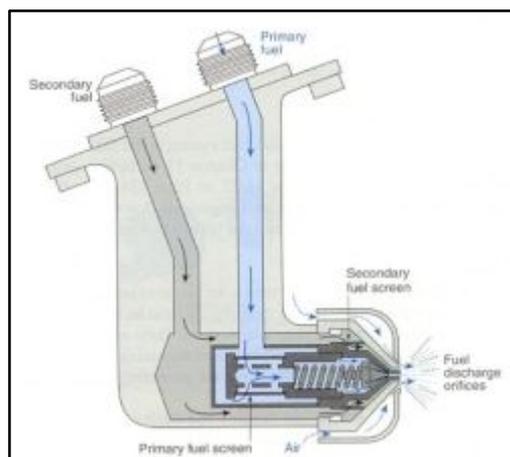


Figura 45. Inyector de doble colector

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.

2.3.6 Materiales utilizados en la construcción del equipo

Tabla 2.4

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 ²	psi	Kg/cm ²
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	XS	80	20.78	30.94	2430	171	2800	197

Tabla 2.5

Acero S 195 T

CALIDAD DEL ACERO		COMPOSICIÓN QUÍMICA %			
Designación simbólica	Designación numérica	C max	Mn max	P max	S max
S 195T	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 2.6

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 2.7

Propiedades mecánicas

CALIDAD DEL ACERO		PROPIEDADES MECÁNICAS		
Designación simbólica	Designación numérica	Limite elástico superior (Mpa)	Resistencia a la tracción (Mpa)	Alargamiento mínimo %
S 195T	1.0026	195	320 a 520	20

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



Figura 46. Presentación de los tubos de acero

Fuente: www.oleohidraulicamp.com.ar

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 las siguientes tablas encontramos 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 elegimos para la construcción de la mesa de trabajo del equipo.

Tabla 2.8

Propiedades mecánicas de los tubos de hierro cuadrados

Mecánica				
Denominación	Espesor		Peso	
	A	E	p	P
Perfil in.	mm	mm	Kg/m	Kg/6m
½	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	Área	Ejes X-X e Y-Y		
A	Espesor			A	I	W
mm	mm	Kg/m	cm ²	cm ⁴	cm ³	cm
15	1.0	0.42	0.53	0.17	0.23	0.56
	1.5	0.59	0.75	0.22	0.29	0.54
20	1.0	0.58	0.73	0.43	0.43	0.77
	1.5	0.83	1.05	0.58	0.58	0.74
	2.0	1.05	1.34	0.89	0.89	0.72
25	1.0	0.73	0.93	0.88	0.71	0.97
	1.5	1.08	1.35	1.21	0.97	0.95
	2.0	1.36	1.74	1.48	1.18	0.92
30	1.0	0.89	1.13	1.57	1.05	1.18
	1.5	1.30	1.65	2.19	1.48	1.15
	2.0	1.68	2.14	2.71	1.81	1.13
40	1.0	1.20	1.53	3.85	1.93	1.59
	1.5	1.77	2.25	5.48	2.74	1.58
	2.0	2.31	2.94	8.93	3.46	1.54
	3.0	3.30	4.21	9.28	4.64	1.48
50	1.5	2.24	2.85	11.08	4.42	1.97
	2	2.93	3.74	14.13	5.85	1.94
	3	4.25	5.41	19.41	7.76	1.89
	4	5.45	9.95	23.60	9.44	1.84
	5	6.58	8.36	26.78	10.71	1.79
75	2	4.50	5.74	50.47	13.48	2.97
	3	6.80	8.41	71.54	19.08	2.92
	4	8.59	10.95	89.98	24.00	2.87
	5	10.48	13.36	105.92	28.25	2.82
100	6	12.27	15.83	119.48	31.86	2.76
	2	6.07	7.74	122.99	24.60	3.99
	3	8.96	11.41	176.95	35.39	3.94
	4	11.73	14.95	228.09	45.22	3.89
	5	14.41	18.36	270.57	54.11	3.84
135	6	16.98	21.83	310.55	62.11	3.79
	4	16.13	20.55	581.38	86.13	5.32
	5	19.90	25.36	704.23	104.33	5.27

Figura 47. Tolerancias dimensionales de tubo cuadrado de hierro

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

TIPO DE TUBO	VENTAJAS
Tubo acabado en frío	<ul style="list-style-type: none"> • Estado de la superficie lisa, resultante de la laminación. • Estado de la superficie poco calaminada y bien adaptada a la pintura. • Regularidad del espesor y tolerancias reducidas por debajo de los 5 mm. • 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. • Modo de fabricación adaptado a las exigencias del alto límite de elasticidad. • Conservación de la estructura granular fina conseguido con el laminado. • Realizable en exigencias de alta resistencia (HLE) superiores a los límites de la norma del producto. • Amplia gama disponible. • Atractivo económicamente.

Figura 48. Ventajas del perfil tubular acabado en frío

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

2.3.7 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/mm²), 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 2.9

Propiedades mecánicas del hierro

Propiedad	Valor
Densidad, g/cm ³	7.85
Resistencia a la tracción, MPa	400 - 552
Límite de Fluencia, MPa	250
Módulo de Young, MPa	200 000
Modulo de Cortante, MPa	79 300
Coefficiente de Poisson	0.26
Elongación, %	18
Dureza Rockwell B	67 - 83
Dureza Brinell	119 - 159

componentes del equipo y se describe la operación para la tarea de mantenimiento específica, pero dentro del desarrollo de este proyecto mejoraremos el diseño sin cambiar el diseño original, las mejoras se adaptarán a las necesidades del operador y brindarán un ambiente ergonómico y adecuado para las operaciones de mantenimiento.

3.1.1 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 PT6A-42 del avión Beechcraft.

3.1.2 Factor Económico

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

3.1.3 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 PT6A-42 del avión Beechcraft 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 PT6A-42 del avión Beechcraft, del GAE-45 "Pichincha".

3.1.4 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 encontramos en el equipo para

elegir el uso de acuerdo al requerimiento deseado.

3.1.5 **Mantenimiento**

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

3.1.6 **Material**

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

3.1.7 **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

3.2 **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.



Figura 50. Hierro perfiles y barras

Fuente: www.dipacmanta.com

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.

3.3 Seguridad y medio ambiente

3.3.1 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 PT6A-42.

3.3.2 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.



Figura 51. Agentes contaminantes
Fuente: www.mdzol.com

Aunque los desechos no son tan cuantiosos no debemos 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 52. Equipo de protección personal

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

3.4 Diseño

3.4.1 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.

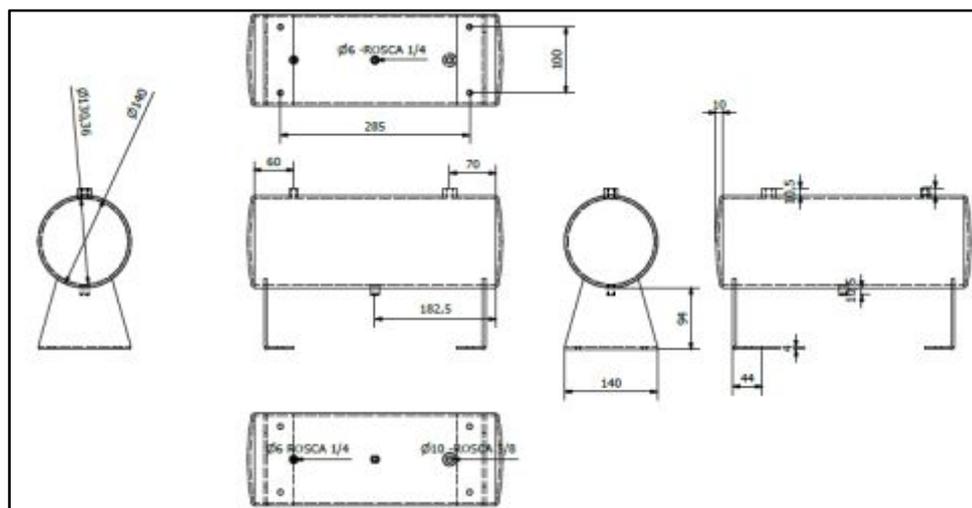


Figura 53. Dimensiones del tanque reservorio

Para el proceso de diseño y construcción se utiliza el software inventor el mismo que nos permite análisis de esfuerzos en condiciones normales de

utilización del tanque considerando las propiedades mecánicas del material descritas anteriormente, diseñamos cada elemento con simulación del proceso de soldadura de las juntas entre el tubo y las tapas, los acoples y las patas del tanque.

Además obtenemos el volumen del material utilizado en la construcción del tanque y la capacidad del volumen disponible en su interior, en donde determinamos la cantidad adecuada de volumen de combustible para la operación del equipo y el volumen de aire presurizado que contendrá el espacio restante.

Los bocetos del plano realizado y las simulaciones del tanque se disponen a continuación (VER ANEXO E).

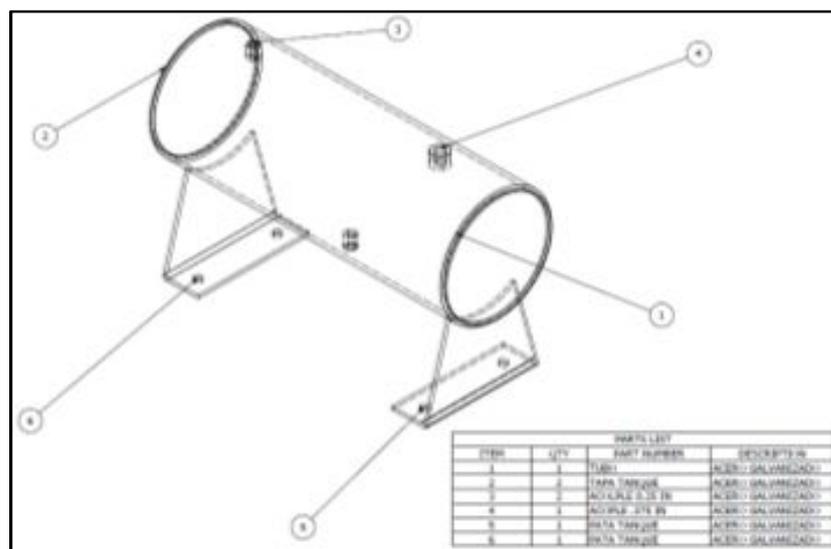


Figura 54. Tanque reservorio

Electrodos 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.

3.4.2 Estructura de tubos soldados

Debemos 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.

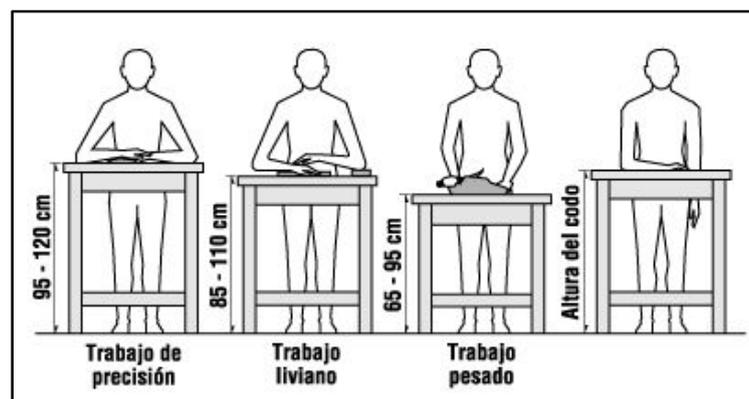


Figura 55. Ergonomía

Fuente: www.ergonomia.cl

Luego de determinar las condiciones óptimas del material a utilizar procedemos a utilizar el software inventor 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 como se indica a continuación.

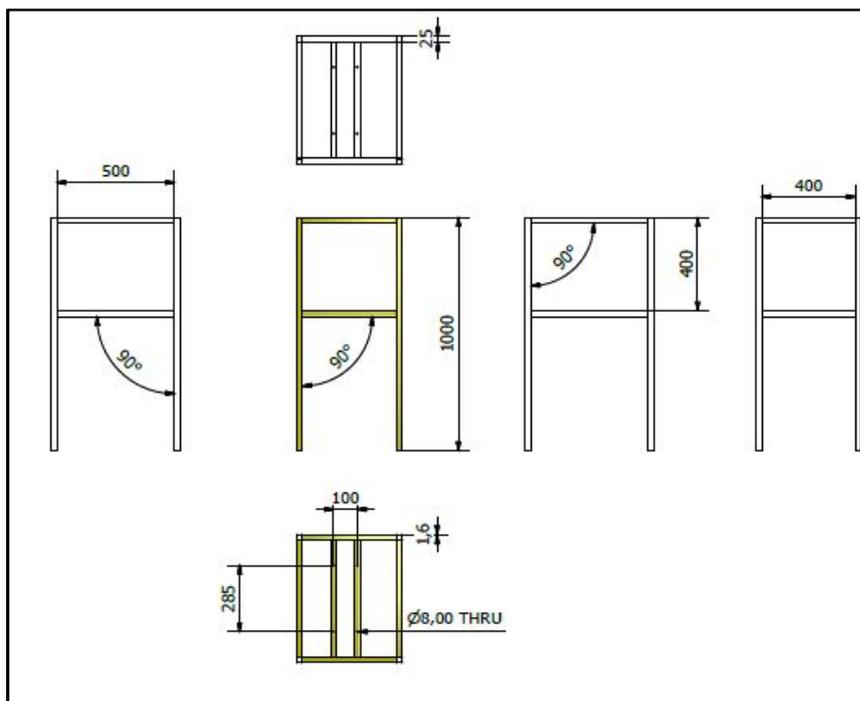


Figura 56. Dimensiones de la estructura de tubos

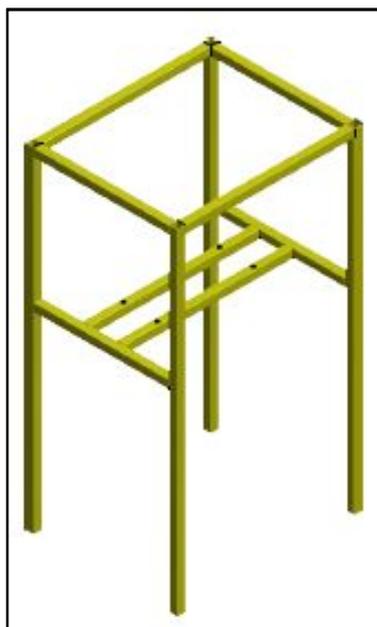


Figura 57. Estructura de tubos soldados

3.4.3 Soldadura de los elementos

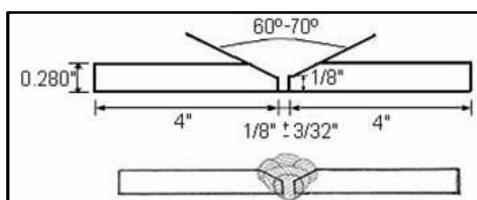


Figura 58. Tipos de juntas

Fuente: 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 toques con los cuales vamos 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.

3.4.3.1 Tipos de electrodos.

Tabla 3.10

Tabla de especificaciones AWS.

a.	La letra E antepuesta a las cuatro o cinco cifras identifica a los electrodos aptos para soldadura de arco.	
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.
c.	El próximo dígito indica las posiciones posibles de soldadura	
	EXX1X	Todas las posiciones.
	EXX2X	Plana y horizontal solamente.

En la elección de los electrodos tenemos 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.



Figura 59. Especificación electrodo 6011

Fuente: www.indura.net



Figura 60. Especificación electrodo 7018

Fuente: www.indura.net

3.4.4 Regulador de caudal

Este reductor de presión preconectable 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 61. Reductor de presión

Fuente: es.slideshare.net

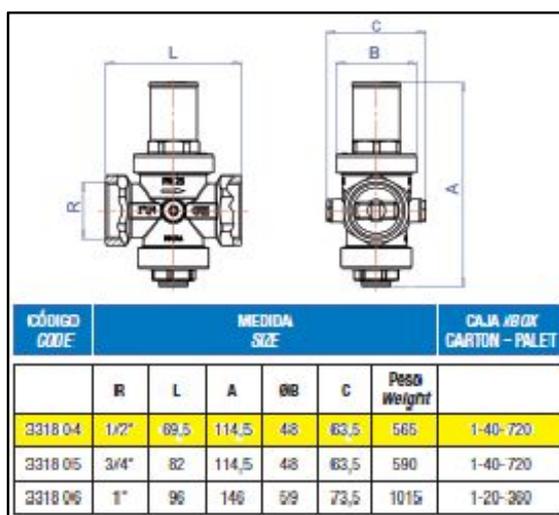


Figura 62. Dimensiones del reductor de presión

Fuente: es.slideshare.net

Válvula reductora de presión REDUX GE

- Funcionamiento a pistón
- Presión máxima de trabajo 25 bares.
- Rango de temperatura de 0 °C a 130°C.
- Presión de salida regulable según medida del reductor (presión de tarado 3 bares): de 0,5 hasta 5 bares.
- Tomas de manómetros 1/4" laterales para control de la presión de salida.

- Para usos con agua y aire comprimido.

3.4.5 Válvula de alivio de presión



Figura 63. Válvula de alivio de presión

Fuente: www.aparatosparavapor.com

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.

CARACTERISTICAS:

- Descarga atmosférica para servicio de aire.
- Presión máxima de operación: 17.5/CM2 (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 3.11

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.

3.4.6 Manómetros

3.4.6.1 Manómetro seco.

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 cumplir con la definición del fabricante, sino lo que es más importante, minimizar sus fallas.

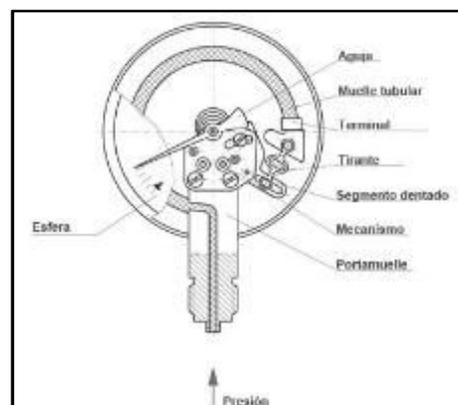


Figura 64. Mecanismo de medición del manómetro

Fuente: 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.

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

Figura 65. Características de construcción del manómetro

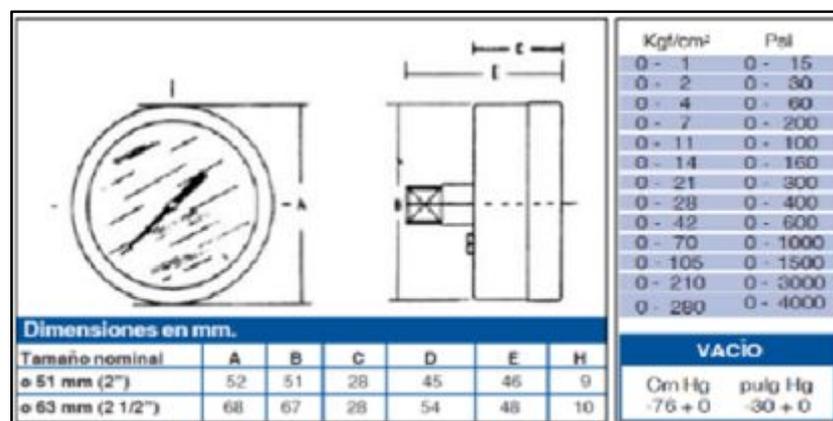


Figura 66. Dimensiones y rangos de presión de trabajo

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.

3.4.6.2 Manómetro de glicerina.

Manómetro lleno de glicerina con caja de acero inoxidable diseñado para ser instalado en ambientes donde existan agentes corrosivos, gran cantidad de polvo, vibración excesiva o la presión de la línea tenga severa pulsación o golpes de ariete causados por cambios bruscos de presión en fluidos corrosivos que no ataquen al bronce, como bombas, prensas, plantas cementeras, etc.



Figura 67. Manómetro de glicerina

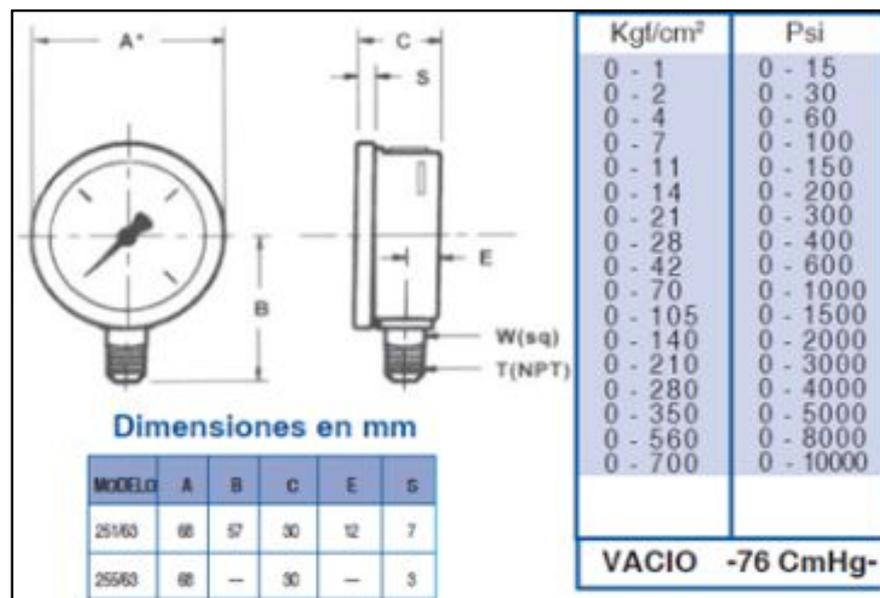


Figura 68. Dimensiones y rangos de presión de trabajo

3.4.7 Cañerías

Los conductos y cañerías del equipo necesitan soportar la presión de trabajo de 60 psi y que se produzca un deterioro interno puesto que esto nos daría problemas en la verificación del rociado del inyector por contaminación de residuos de cualquier tipo.

Por esta razón siendo el acero inoxidable un material de alta resistencia a la corrosión, oxidación y deterioro y que aumenta de gran manera el coeficiente de seguridad en la operación al cumplir con las siguientes características:

Los gases (aire, hidrógeno, helio, nitrógeno, etc.) tienen moléculas tan pequeñas que pueden escapar incluso por la más mínima ranura. Algunos defectos en la superficie del tubo pueden suponer esa mínima ranura. Y cuanto mayor es el diámetro exterior del tubo (\varnothing ext.) más fácil es que los defectos superficiales impidan un buen cierre.

Para obtener los mejores resultados al conectar sistemas de gases, se deben seguir atentamente todas las instrucciones de instalación, y seleccionar el tubo de mayor espesor de pared sugerido en las tablas adjuntas. La adecuada selección y manejo del tubo en combinación con la correcta instalación de los racores Swagelok le ofrecerán sistemas fiables y sin fugas en una amplia variedad de aplicaciones. Para la mayor seguridad y fiabilidad del rendimiento, aconsejamos utilizar:

- Tubo de alta calidad correctamente seleccionado y manipulado.
- Racores instalados de acuerdo a las instrucciones publicadas en el catálogo del fabricante.
- Un adecuado sistema de soporte que asegure la estabilidad del tubo y del resto de los componentes del sistema de fluidos.



Figura 69. Tubo de acero inoxidable roscado

Fuente: valve-seller.es

3.4.8 Filtro de combustible

El elemento filtrante es de gran importancia dentro de la construcción y operación del equipo en mención, puesto que este proporcionara un fluido limpio y sin residuos para evitar la obstrucción del inyector al momento de la comprobación de rociado, considerando la características iniciales del equipo distribuido por el fabricante del motor la capacidad del filtración de este elemento es de 20 micras permitiendo así un trabajo optima en la tarea de mantenimiento descrita en el manual en el capítulo 73.10.

DESCRIPCIÓN: Los filtros aseguran el máximo rendimiento en base al caudal nominal. Con o sin by-pass. Pueden ser empleados con todos los aceites minerales y con los fluidos refrigerantes de corte. Conexiones: 1/2" , 3" BSP-NPT- Caudal: 15 a 550L/min

CARACTERISTICAS TÉCNICAS

- Fondo: Acero cincado
- Tubo interior: Acero cincado
- Conexión roscada: Nylon con carga de fibra de vidrio
- Válvula by-pass: Dp 30 kPa ±10%
- Temperatura de servicio: -25°C , 90°C

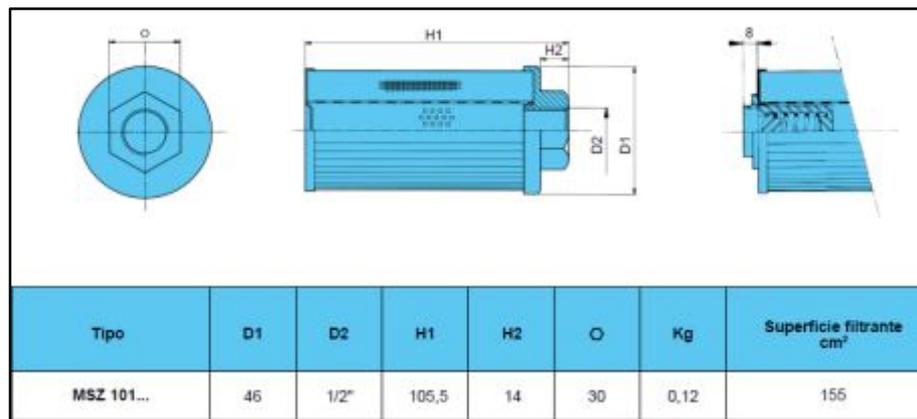


Figura 70. Dimensiones del elemento filtrante

3.4.9 Adaptador del inyector

Combustible conjuntos de bloque adaptador Cada conjunto de adaptador colector de combustible incorpora un simple, inyector de combustible solo orificio con una punta de tipo remolino y una funda. Las puntas de tipo remolino proporcionan una pulverización del combustible atomizado fino en el revestimiento de la cámara de combustión anular. La funda se ajusta sobre la boquilla de combustible y sección interna del adaptador del colector. Cada conjunto de boquilla de combustible, que incorpora un colador fino adyacente a la punta, se enrosca en la sección interna del adaptador.



Figura 71. Conjunto adaptador y funda del inyector

Un pasaje de ida interno conecta la boquilla a su respectivo orificio primario o secundario en el cuerpo del adaptador. La vaina y toberas se extienden a través de la carcasa del generador de gas y revestimiento de la

cámara de combustión, y se colocan de manera que producen una pulverización tangencial a partir de una boquilla a la siguiente en el revestimiento. Las aberturas en la vaina permiten que el aire de enfriamiento, desde el espacio entre la carcasa del generador de gas y el revestimiento, para pasar dentro de la vaina y fuera a través de la abertura de la boquilla; este aire, en adición para enfriar la punta de la boquilla, también ayuda a la atomización del combustible.

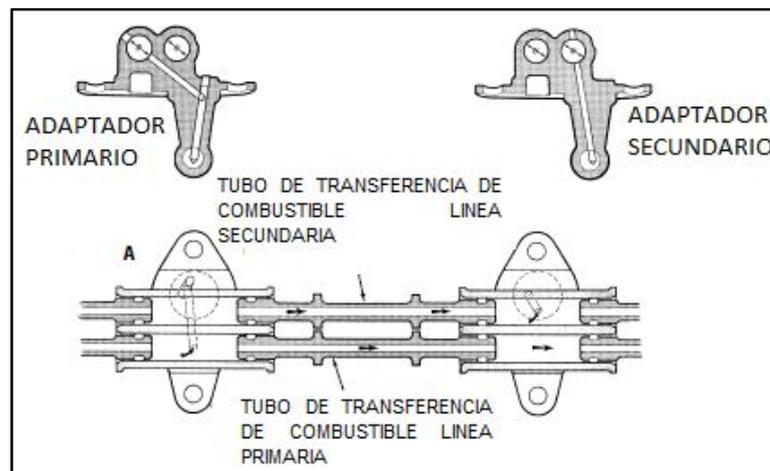


Figura 72. Orificios de los adaptadores

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

El revestimiento de la cámara de combustión y se encuentra soportado dentro de la carcasa del generador de gas por las vainas de la boquilla de combustible. Las vainas actúan como grifos y pasan a través de la suspensión soportes soldados a la pared exterior de la camisa.



Figura 73. Adaptador

3.4.10 Equipo ensamblado

Del equipo una vez construido consta de las características necesarias para cumplir con la operación descrita en el manual, teniendo en cuenta las condiciones ergonómicas descritas anteriormente establecidas para el uso.

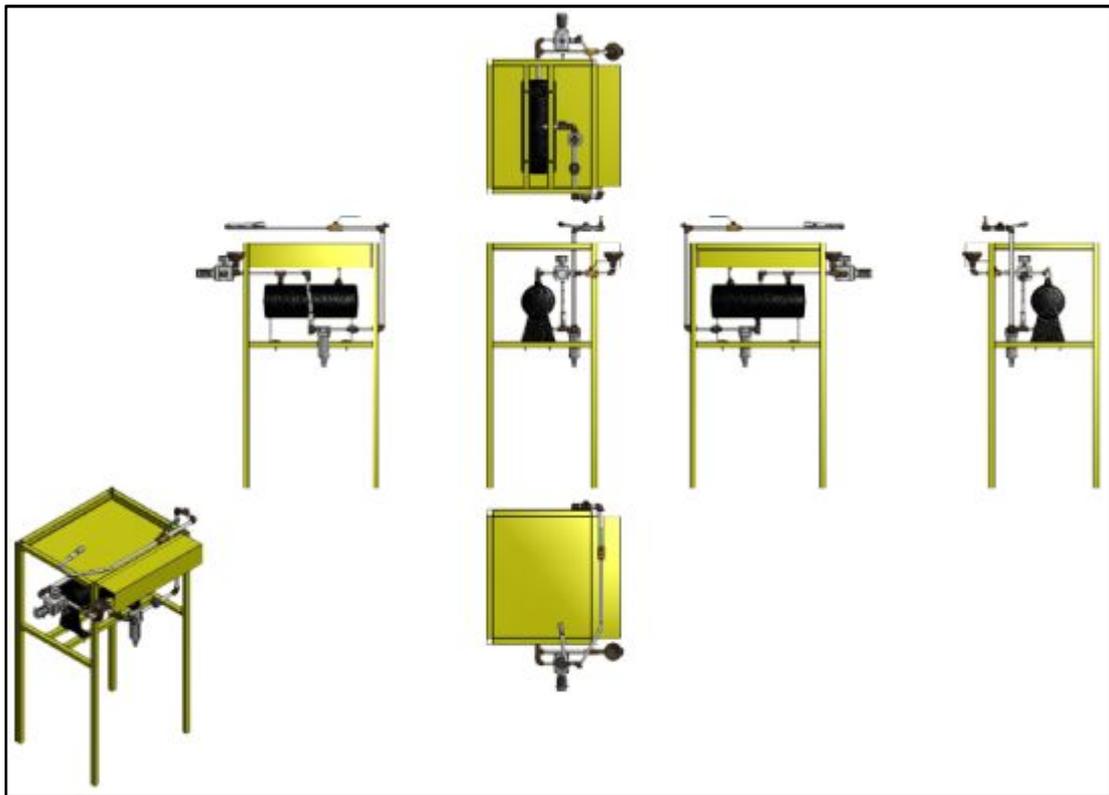


Figura 74. Equipo ensamblado

3.4.11 Operación del equipo

La generación neumática es aprovechada con totalidad en el funcionamiento del equipo en condiciones normales de temperatura presurizando el reservorio de combustible para la atomización del combustible pasando por las cañerías de acero inoxidable hasta llegar al adaptador del inyector para realizar la prueba de cada uno de los inyectores, sin embargo puesto que cada inyector a una prueba independiente se la realiza con cada adaptador y previamente aplicado el torque determinado por el manual para evitar la manipulación posterior después de una comprobación satisfactoria de cada inyector.

La puesta en operación de cada inyector determinada por el manual ayuda en cada inspección de la cámara de combustión evitando el deterioro de los componentes internos del motor. Por consiguiente es de vital importancia el determinar que cada inyector este en óptimas condiciones de operación para la vida del motor y la dentro de la operación continua del aeronave.

3.4.12 Elementos y lista de procedimientos de funcionamiento del equipo

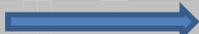
Tabla 3.4.12

Elementos del equipo

N°	ELEMENTO	DESCRIPCION
1	Tanque reservorio	Cap. 6 litros
2	Regulador de caudal	400 PSI.
3	Manómetro seco	0-160 PSI; 2" DIAL
4	Manómetro de glicerina	0-160 PSI; 2 1/2" DIAL
5	Tubería de acero inoxidable	Ø 3/8 "
6	Soporte soldado de tubo cuadrado	□ 1"-1.1mm de espesor.
7	Filtro	10 micras
8	Llave manual	Ø 3/8 "
9	Te de acero	Ø 3/8 "
10	Codos de acero	Ø 3/8 "
12	Válvula de alivio de presión	Ø 1/2 "
13	Racord macho	Ø 3/8 "
14	Bushing	Ø 3/8 "- Ø 1/4 "
15	Bushing	Ø 1/2 "- Ø 3/8 "
16	Reductor	Ø 2 "- Ø 1/2 "
17	Tapón macho	Ø 2 "

Tabla 3.4.13

Funcionamiento Del Equipo

FUNCIONAMIENTO DEL EQUIPO					
ORD.	ACCIÓN	CHEQUEO	SI	NO	OBS.
1	Cerrar todas las válvulas.	Revisar si está aseguradas	X		S/N
			CONTINÚA 		

2	Colocar combustible JP1 en el reservorio $\frac{3}{4}$ del total del tanque.	Revisar la mirilla de nivel del reservorio	X	S/N
3	Cerrar la válvula de llenado del tanque.	Revisar si está aseguradas	X	S/N
4	Conectar la toma de aire al equipo	Compresor a 75 PSI	X	S/N
5	Abrir la válvula azul antes del regulador para presurizar el equipo.	Manómetros a 60 PSI	X	S/N
6	Conectar el adaptador del inyector.	Verificar conexión correcta si el adaptador es primario o secundario	X	S/N
7	Abrir la válvula azul de paso de combustible.	Verificar fugas, goteos y todas las anomalías del cono de rociado según el manual.	X	S/N
8	Cambiar el inyector si este presenta anomalías.	Rociado sin anomalías	X	S/N
9	Cerrar la válvula de paso de combustible.	Verificar el cierre de la válvula.	X	S/N
10	Desconecte el adaptador	Asegure el inyector con el torque indicado	X	S/N
11	Realice el procedimiento del paso 5-10	Ubique en orden todos los inyectores inspeccionados.	X	S/N
12	Cierre todas las válvulas	Asegúrese del cierre de las válvulas		
13	Abra la válvula roja lentamente para despresurizar el tanque	Guie la manguera de la tapa de la boca de llenado hacia la plancha de trabajo.	X	S/N
14	Limpieza general	Limpieza total del equipo	X	S/N

3.4.13 Pruebas Operacionales

El equipo fue sometido a una prueba de estanqueidad con el equipo presurizado con aire a 60 PSI, además este equipo tuvo un lavado interno con combustible para evitar impurezas en el trabajo continuo del equipo.

Para las pruebas de funcionamiento del equipo es necesario seguir un procedimiento establecido para presurizar el tanque reservorio en 60 PSI. El mismo que ya tiene una cantidad adecuada de combustible JP-1, luego se conecta todos los accesorios y componentes para realizar la comprobación del rociado de cada uno de los inyectores sometidos a esta inspección, el paso de combustible se abre y se realiza la tarea de mantenimiento indicada en el manual del motor al término de toda la inspección se despresuriza el tanque y se cierra todas las válvulas.

Se utilizó dos inyectores uno en mal estado y uno en condiciones operables dando como resultado una operación adecuada y satisfactoria del equipo construido.

3.10 Elaboración de Manuales

En el manual que se presenta a continuación se describe los diferentes procedimientos de operación, mantenimiento y normas de seguridad del equipo de lavado y comprobación del atomizado para los inyectores del motor PT6A-42, para un correcto manejo y conservación sin poner en riesgo la seguridad del equipo y de las personas que van a operar el equipo.

3.4.14 Manual de Operación

Este manual consta con todos los procedimientos que se deben seguir para la, operación del equipo de lavado y comprobación del atomizado para los inyectores del motor PT6A-42 del avión Beechcraft.

	MANUAL DE OPERACIÓN	GAE-45 "PICHINCHA"
	OPERACIÓN DEL EQUIPO DE LAVADO Y COMPROBACIÓN DEL ATOMIZADO PARA LOS INYECTORES DEL MOTOR PT6A-42	Código: LENM-MM-01
	Elaborado por: Cbop. Tigaci José	Revisión N°: 01
	Aprobado por: Tlgo. Proaño Alejandro	Fecha: Enero 2015
		PAG 1/7

1. Objetivo:

Documentar los procedimientos a seguir para la correcta operación del equipo de lavado y comprobación del atomizado para los inyectores del motor PT6A-42 del avión Beechcraft.

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.

		GAE-45 "PICHINCHA"
	OPERACIÓN DEL EQUIPO DE LAVADO Y COMPROBACIÓN DEL ATOMIZADO PARA LOS INYECTORES DEL MOTOR PT6A-42	Código: LENM-MM-01
		Revisión N°: 01
	Elaborado por: Cbop. Tigaci José	Fecha: Enero 2015
Aprobado por: Tlgo. Proaño Alejandro	PAG 2/7	

- **Guantes.** Su objetivo principal es proteger a las manos y los dedos de acuerdo a los riesgos a los cuales estemos expuestos 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 la boca de llenado del tanque cuando este se encuentre presurizado y en operación.

		GAE-45 "PICHINCHA"
	OPERACIÓN DEL EQUIPO DE LAVADO Y COMPROBACIÓN DEL ATOMIZADO PARA LOS INYECTORES DEL MOTOR PT6A-42	Código: LENM-MM-01
	Elaborado por: Cbop. Tigaci José	Revisión N°: 01
	Aprobado por: Tlgo. Proaño Alejandro	Fecha: Enero 2015
		PAG 3/7

5. Procedimiento de Operación

1. Siga las recomendaciones de lavado y comprobación de atomizado de los inyectores del fabricante del motor Ref. PRATT & WHITNEY CANADA MAINTENANCE 73-10-05, ítem C. Function Test of Fuel Manifold Adapters, páginas de 219-226 **VER ANEXO G.**

2. Verificar el nivel de combustible en el reservorio antes de iniciar cualquier operación, este debe ser inferior a 3/4 del total del tanque y superior a 1/4 para la operación. De ser requerido reabastecimiento efectuar los siguientes pasos. Si no se requiere continúe en el paso 3.

- a) Verifique que no esté presurizado el reservorio, si está presurizado asegúrese que no esté conectada la alimentación neumática, abra la llave roja de llenado lentamente hasta que los manómetros estén encendidos.
- b) Retire la tapa de la boca de llenado.
- c) Coloque combustible según el paso 2.
- d) Cierre la llave roja.
- e) Coloque la tapa de la boca de llenado.

		GAE-45 "PICHINCHA"
	OPERACIÓN DEL EQUIPO DE LAVADO Y COMPROBACIÓN DEL ATOMIZADO PARA LOS INYECTORES DEL MOTOR PT6A-42	Código: LENM-MM-01
	Elaborado por: Cbop. Tigaci José	Revisión N°: 01
	Aprobado por: Tlgo. Proaño Alejandro	Fecha: Enero 2015
		PAG 4/7



3. Asegúrese que todas las llaves estén cerradas.



4. Conecte la alimentación de aire del equipo.

5. Abra la alimentación neumática del equipo y presurice a 60 PSI.

	MANUAL DE	GAE-45 "PICHINCHA"
	OPERACIÓN DEL EQUIPO DE LAVADO Y COMPROBACIÓN DEL ATOMIZADO PARA LOS INYECTORES DEL MOTOR PT6A-42	Código: LENM-MM-01
	Elaborado por: Cbop. Tigaci José	Revisión N°: 01
	Aprobado por: Tlgo. Proaño Alejandro	Fecha: Enero 2015
		PAG 5/7

6. Instale todos los accesorios y el adaptador al equipo.



7. Abra la válvula de paso de combustible hacia el inyector



8. Verifique el rociado del inyector por anomalías de rociado como indica el manual.



		GAE-45 "PICHINCHA"
	OPERACIÓN DEL EQUIPO DE LAVADO Y COMPROBACIÓN DEL ATOMIZADO PARA LOS INYECTORES DEL MOTOR PT6A-42	Código: LENM-MM-01
	Elaborado por: Cbop. Tigaci José	Revisión N°: 01
	Aprobado por: Tlgo. Proaño Alejandro	Fecha: Enero 2015
		PAG 6/7

9. Si tiene anomalías cambie el inyector o boquilla por una nueva.

10. Verifique el rociado del nuevo inyector.



11. Si es satisfactorio continúe con el siguiente adaptador con su respectivo inyector.

12. Cierre todas las válvulas.

13. Desconecte la alimentación de aire del equipo.

14. Retire los accesorios de comprobación.



		GAE-45 "PICHINCHA"
	OPERACIÓN DEL EQUIPO DE LAVADO Y COMPROBACIÓN DEL ATOMIZADO PARA LOS INYECTORES DEL MOTOR PT6A-42	Código: LENM-MM-01
	Elaborado por: Cbop. Tigaci José	Revisión N°: 01
	Aprobado por: Tlgo. Proaño Alejandro	Fecha: Enero 2015
		PAG 7/7

15. Abra lentamente la válvula roja de la boca de llenado del reservorio para despresurizar el tanque.



16. Cierre todas las válvulas.

17. Limpie el equipo de residuos de combustible y seque bien.

4. Firma de Responsabilidad _____

3.4.15 Instructivo de Mantenimiento

Este instructivo proporciona los cuidados preventivos que se deben dar al equipo para poder prolongar la vida útil de los componentes con los que cuenta el equipo.

	INSTRUCTIVO DE MANTENIMIENTO	GAE-45 "PICHINCHA"
	MANTENIMIENTO DEL EQUIPO DE LAVADO Y COMPROBACIÓN DEL ATOMIZADO PARA LOS INYECTORES DEL MOTOR PT6A-42	Código: LENM-MM-01
	Elaborado por: Cbop. Tigaci José	Revisión N°: 01
	Aprobado por: Tlgo. Proaño Alejandro	Fecha: Enero 2015
		PAG 1/2
<p>1. Objetivo:</p> <p>Documentar los procedimientos a seguir para el mantenimiento del equipo de lavado Y comprobación del atomizado para los inyectores del motor PT6A-42 del avión Beechcraft.</p> <p>2. Alcance:</p> <p>Las prácticas consideradas en el presente manual, comprende el mantenimiento preventivo del equipo de lavado y comprobación de atomizado para los inyectores del motor PT6A-42.</p> <p>3. Equipo de protección personal</p> <div style="display: flex; justify-content: space-around; align-items: center;"> <div style="text-align: center;">  <p>USE GANTES</p> </div> <div style="text-align: center;">  <p>USE OVEROL</p> </div> <div style="text-align: center;">  <p>USE CALZADO DE SEGURIDAD</p> </div> <div style="text-align: center;">  <p>ES OBLIGATORIO EL USO DE GOGGLES</p> </div> </div>		

	INSTRUCTIVO DE MANTENIMIENTO	GAE-45 "PICHINCHA"
	MANTENIMIENTO DEL EQUIPO DE LAVADO Y COMPROBACIÓN DEL ATOMIZADO PARA LOS INYECTORES DEL MOTOR PT6A-42	Código: LENM-MM-01
		Revisión N°: 01
	Elaborado por: Cbop. Tigaci José	Fecha: Enero 2015
Aprobado por: Tlgo. Proaño Alejandro	PAG 2/2	
<ul style="list-style-type: none"> • 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. <p>4. Material fungible.</p> <ul style="list-style-type: none"> • Franela • Teflón <p>5. Mantenimiento (mensual).</p> <ol style="list-style-type: none"> 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. <p>4.- Firma de Responsabilidad _____</p>		

3.5 Presupuesto

Los costos de este proyecto se justifican en la necesidad de construir el equipo para el área de mantenimiento del GAE – 45 “Pichincha” y que posea una vida útil prolongada.

El presupuesto para la construcción del equipo de lavado y comprobación de atomizado de combustible para los inyectores del motor PT6A-42 del avión Beechcraft, en proformas se cotizó para cada uno de los materiales y componentes que se utilizaron llegando así a un monto total.

3.5.1 Rubros

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

- Costo primario (Materiales estructurales)
- Maquinaria, herramienta
- Mano de obra
- Material fungible
- Gastos secundarios (Material de Oficina)

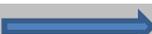
3.5.1.1 Costo Primario

3.5.1.2 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 PT6A-42 del Avión Beechcraft.

Tabla 3.6.14

Lista de costos de materiales para el equipo.

Material	Cant.	Costo
Tanque de acero galvanizado	1	150.00USD
Tubo cuadrado de hierro de 1” y espesor 1,1mm	7 metros	17.00 USD
CONTINÚA		

Tapones de tubos cuadrados	4	1.00 USD
Tubo de 3/8" de acero inoxidable	2 metros	20.00 USD
Uniones de acero inoxidable de 3/8 in.	1	4.00 USD
Roscas de acero inoxidable	16	32.00 USD
Uniones de acero de 1/2 in.	1	4.00 USD
Bushing ½ - 3/8 de cobre	2	7.00 USD
Bushing 3/8 – ¼ de cobre	1	10.00 USD
Neplos 3/8 x 2 de acero inoxidable	2	8.00 USD
Te roscada de 3/8	5	5.00 USD
Codo roscado de 3/8	10	8.00 USD
Manguera atoxica de ¼ 275 Psi	1	8.00 USD
Válvula esférica de paso total 3/8 pulgada	3	12.00 USD
Manguera atoxica de 3/8 de 275 Psi	1	8.00 USD
Regulador de caudal hasta 400 Psi	1	50.00 USD
Manómetro seco	1	20.00 USD
Manómetro de glicerina	1	50.00 USD
Válvula de alivio de presión hasta 110 Psi	1	80.00 USD
Pintura sintética color negro	¼ Gl.	5.00 USD
Pintura sintética color amarillo	¼ Gl.	6.00 USD
Thiñer	3 litros	6.00 USD
Stickers	10	50.00 USD
Total		561.00USD

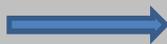
3.5.1.3 Máquinas y Herramientas

Este rubro comprende a todas las herramientas utilizadas para la construcción del equipo de lavado a presión del compresor del motor PT6A-42 del Avión Beechcraft.

Tabla 3.6.15

Lista de costos de máquinas y herramientas

Máquinas/herramientas	Tiempo	Costo
Suelda eléctrica	3 hr.	40.00 USD
Taladro eléctrico manual	30min.	3.00 USD
Amoladora	50min.	17.00 USD
Cizalla	40min.	8.00USD
Pie de rey	5min.	1.00USD
Escuadra	25min.	4.00USD
Flexómetro	10min.	1.00USD
Llaves mixtas	35min.	12.00USD

CONTINÚA 

Sierra manual	30min.	3.00USD
Lima	10min.	1.00USD
Piqueta	20min.	1.00USD
Cepillo de acero	20min.	1.00USD
Total		90.00 USD

3.5.1.4 Mano de Obra

El costo de la mano de obra está comprendido principalmente por la fabricación del equipo.

Tabla 3.6.16

Costo total

Detalle	Costo
Mano de obra	180.00USD
Pintor	40.00USD
Total	220.00USD

3.5.1.5 Materiales Fungibles

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

Tabla 3.6.17

Materiales Fungibles

Material	Cantidad	Costo
Teflón	5	4.00 USD
Masking	1	1.00 USD
Guantes de caucho	1	2.00 USD
Mascarilla desechable	5	5.00 USD
Total		12.00 USD

3.5.1.6 Costos Secundarios

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

Tabla 3.6.18

Gastos secundarios

Material	Costo
Gastos de movilización	50.00 USD
Internet	40.00 USD
Fotografías	15.00 USD
Transporte.	30.00 USD
Impresiones, copias del trabajo	60.00 USD
Hojas de papel bond	8.00 USD
Empastados, Anillados y CD del proyecto	50.00 USD
Total	253.00 USD

3.5.2 Costo Total

El costo total de la construcción del equipo de lavado a presión del compresor del motor PT6A-42 del Avión Beechcraft:

Tabla 3.6.19

Costo total

Designación	Costo
Materiales estructurales	561.00 USD
Maquinarias y Herramientas	90.00 USD
Mano de obra	220.00 USD
Material fungible	12.00 USD
Gastos secundarios	253.00 USD
Total	1136.00 USD

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 operabilidad del motor PT6A-42.
- Se diseñó los planos de construcción y ensamblado mediante el software INVENTOR 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 PT6A-42 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 Beechcraft.
- 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 SUPPLEMENT OF BEECHCRAFT SUPER KING B200*. Washington: (s.e.).

FlightSafety International, I. (2002). *SUPER KING AIR 200/B200 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/Beech/new%20upload/King%20Air%20B200.htm>

[http://easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA-TCDS.078_\(IM\)_Pratt_and_Whitney_Canada_PT6A--41_series_engines-01-31082007.pdf](http://easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA-TCDS.078_(IM)_Pratt_and_Whitney_Canada_PT6A--41_series_engines-01-31082007.pdf)

<http://aeropixel3000.blogspot.com/2012/02/visto-de-cerca-beechcraft-king-air-b200.html>

ABREVIATURAS

15- BAE “PAQUISHA” Brigada de Aviación del Ejército N° 15 “PAQUISHA”.

GAE-45 Grupo Aéreo N° 45.

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

GLOSARIO

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

