



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

**TRABAJO DE GRADUACIÓN PARA LA OBTENCIÓN DEL
TÍTULO DE:**

**TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN
MOTORES**

TEMA:

**“COMPROBACIÓN DE FUNCIONAMIENTO DE LA VÁLVULA
DE PURGA (BLEED VALVE) PARA LA AERONAVE TWIN
OTTER DEL ALA DE TRANSPORTE N° 11 DE LA FUERZA
AEREA ECUATORIANA”**

AUTOR: TUALOMBO TREBOLES JHONATHAN RICARDO

DIRECTOR: TLGO. JOHNATAN VALENCIA

LATACUNGA

2015

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS – ESPE
UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS
MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

CERTIFICADO

Tlgo: Johnatan Valencia

CERTIFICA:

Que el trabajo titulado **“COMPROBACIÓN DE FUNCIONAMIENTO DE LA VÁLVULA DE PURGA (BLEED VALVE) PARA LA AERONAVE TWIN OTTER DEL ALA DE TRANSPORTE N° 11 DE LA FUERZA AEREA ECUATORIANA”** realizado por el Sr. TUALOMBO TREBOLES JHONATHAN RICARDO, ha sido guiado y revisado continuamente y cumple con todas las normas estatutarias establecidas por la Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE.

Debido a que el mismo se trata de una investigación y busca la motivación en el alumnado se recomienda su publicación. El mencionado trabajo consta de un documento empastado y un disco compacto el cual contiene los archivos en formato de documento portátil (pdf). Autoriza al Sr. TUALOMBO TREBOLES JHONATHAN RICARDO que lo entregue al Tecnólogo ALEJANDRO PROAÑO en su calidad de Coordinador de la Carrera de Mecánica Aeronáutica Mención Motores.

Tlgo: Johnatan Valencia

DIRECTOR DEL PROYECTO

Latacunga, Mayo del 2015

**UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS – ESPE
UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS
MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES**

DECLARACIÓN DE RESPONSABILIDAD

TUALOMBO TREBOLES JHONATHAN RICARDO

DECLARO QUE:

El proyecto de grado titulado **“Comprobación de la válvula de purga (Bleed Valve) para la aeronave Twin Otter del Ala de Transporte N° 11 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana”**, ha sido desarrollada 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.

Consecuencia de 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.

Jhonathan Ricardo Tualombo Treboles

C.I: 1720249604

Latacunga, Mayo 2015

**UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS – ESPE
UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS
MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES**

AUTORIZACIÓN

Yo, Tualombo Treboles Jhonathan Ricardo

Autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE la publicación en la biblioteca virtual de la institución, el proyecto de grado titulado **“Comprobación de la válvula de purga (Bleed Valve) para la aeronave Twin Otter del Ala de Transporte N° 11 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana”**, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi exclusiva responsabilidad y autoría.

Jhonathan Ricardo Tualombo Treboles

CI: 1720249604

Latacunga, Mayo 2015

DEDICATORIA

La presente dedicatoria está dirigida primero a Dios por darme la salud y vida, a toda mi familia por haberme brindado su apoyo incondicional a lo largo de mi carrera ya que sin su ayuda no hubiera terminado una de mis etapas profesionales.

A la vez está dedicada a todas las personas que de una u otra manera me han apoyado para lograr uno de mis objetivos y a ti Loreley Velasco por brindarme constantemente tu amor.

TUALOMBO TREBOLES JHONATHAN RICARDO

AGRADECIMIENTO

Mi agradecimiento está dirigido a Dios ya que él me ha dado la sabiduría necesaria para poder sobresalir de los problemas que tenía en el transcurso de mis estudios y a lo largo de mi vida.

Agradezco a mi familia por haberme brindado su apoyo y haber permanecido a mi lado en los momentos buenos y malos también ya que su apoyo me ha dado la fortaleza para no caer y que en base a los consejos de sus experiencias me han sabido guiar y han hecho de mi una persona responsable.

Doy gracias a Dios nuevamente porque me permitió conocer a una mujer muy especial Loreley Velasco, que con su paciencia su apoyo y su amor he podido seguir triunfando.

A la vez doy gracias a los docentes que me han sabido brindar sus conocimientos, experiencias y consejos que me han servido para ser un buen alumno.

A mis compañeros de aula que de una u otra manera han sido de apoyo ya que pude compartir con ellos etapas de formación profesional.

TUALOMBO TREBOLES JHONATHAN RICARDO

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICADO	i
DECLARACIÓN DE RESPONSABILIDAD	ii
AUTORIZACIÓN.....	iii
DEDICATORIA	iv
AGRADECIMIENTO	v
RESUMEN.....	xii
ABSTRACT	xiii
CAPÍTULO I.....	1
EL TEMA.	1
1.1 Antecedentes.....	1
1.2 Planteamiento del problema.	2
1.3 Justificación.	3
1.4 Objetivo General.	4
1.5 Objetivos Específicos:.....	4
1.6 Alcance.....	4
CAPÍTULO II.....	5
MARCO TEORICO	5
2.1. Fundamentos de la aeronave Twin Otter.	5
2.2 Diseño y desarrollo.	5

2.3 Motor PT6A-27.	7
2.3.1 Entrada de Aire.	8
2.3.2 Compresor.	9
2.3.3 Cámara de combustión.	10
2.3.6 Caja de Reducción.	13
2.3.8 Sistema de lubricación general.	15
2.4 Sistema de aire general.	16
2.5 Válvula de sangrado de aire del compresor (Bleed Valve).	17
CAPÍTULO III.	19
DESARROLLO DEL TEMA	19
3.1 Introducción.	19
3.2 Análisis de los componentes.	20
3.3 Diseño.	20
3.3.1 Soporte de sujeción para la válvula de purga.	20
3.3.2 Manómetro.	21
3.3.3 Válvula de corte (shutt off valve).	21
3.3.4 Cañería flexible.	22
3.3.5 Filtro.	23
3.3.6 Regulador de oxígeno.	23
3.3.7 Botella de oxígeno.	24
3.4 Proceso de ensamblaje.	24

3.5 Condiciones de seguridad.	27
3.6 Factor económico.	27
3.6.1 Análisis de adquisiciones locales.	27
3.6.2 Análisis de costos.	28
CAPITULO IV	35
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	35
4.1 Conclusiones.	35
4.2 Recomendaciones.	36
GLOSARIO	37
BIBLIOGRAFÍA.....	39
LINKGRAFÍA	¡Error! Marcador no definido.
ANEXOS	41

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Características del motor PT6A-20.	5
Figura 2. Características del motor PT6A-20.	6
Figura 3. Flujo de aire es reverso (de atrás hacia adelante).	8
Figura 4. Malla protectora del motor.	8
Figura 5. Etapas del compresor.	9
Figura 6. Parte interna de la cámara de combustión.	11
Figura 7. Turbina del compresor y de potencia	12
Figura 8. Toma de la salida de escape.	12
Figura 9. Caja de reducción turbina libre.	13
Figura 10. Partes internas de la caja de engranajes.	14
Figura 11. Zona de sangrado del motor.	17
Figura 12. Sistema de aire secundario.	18
Figura 13. Parte interna de la válvula de sangrado.	18
Figura 14. Modelo del banco de prueba de acuerdo al manual de mantenimiento del motor PT6A-27.	19
Figura 15. Soporte de la Bleed Valve.	20
Figura 16. Manómetro que se utilizara en el banco de prueba.	21
Figura 17. Válvula de corte del banco de prueba.	21
Figura 18. Manguera flexible del banco de prueba.	22
Figura 19. Filtro del banco de prueba.	23
Figura 20. Regulador del banco de prueba.	23
Figura 21. Botella de oxígeno a utilizar	24

Figura 22. Instalación del regulador con la manguera de presión.	24
Figura 23. Instalación de la válvula de corte con la manguera de presión. .	25
Figura 24. Instalación del tacómetro a la válvula de corte.....	25
Figura 25. Instalación del manómetro con el soporte.....	26
Figura 26. Instalación correcta de los elementos utilizados.	26
Figura 27. Equipo de protección para operación del equipo.	27

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Parámetros de la manguera.....	22
Tabla 2. Costos Directos.....	28
Tabla 3. Costos Indirectos.....	28

RESUMEN

La Ala de Transporte No 11 cuenta con una aeronave Twin Otter con sede en la ciudad de Latacunga que brinda servicio a la población amazónica está dedicada al transporte de pasajeros entre comunidades en calidad de servicio comunitario, convirtiéndose por lo mencionado en una compañía aérea importante a nivel nacional. El problema se enfoca en la necesidad de mantener la aeronave 100% operativa ya que presta sus servicios, se ha encontrado falencias en el mantenimiento debido a la falta de recursos económicos de la Fuerza Aérea, programas de mantenimiento y mano de obra, lo que ha impedido el mantenimiento del chequeo operacional de la válvula de purga. Con el presente proyecto se plantean objetivos en base a la solución del inconveniente mencionado. El marco teórico que se encuentra redactado en el capítulo dos está basado en la información de manuales técnicos, específicamente de la aeronave Twin Otter. Además se ha hecho necesario la recopilación de datos, archivos y fotografías desde fuentes del internet, para facilitar el desarrollo del presente proyecto. Con la información descrita se procedió a realizar el mantenimiento de la válvula de purga de la aeronave, se realizaron las respectivas pruebas de operación para verificar el correcto funcionamiento del banco de comprobación y a la vez el estado de la válvula de purga. Terminando con el Capítulo IV en donde se encuentran las conclusiones obtenidas al finalizar el proyecto con el análisis respectivo de resultados y las recomendaciones emitidas para su utilización óptima y adecuada.

PALABRAS CLAVE:

- ✓ **MANTENIMIENTO.**
- ✓ **MANUALES TÉCNICOS.**
- ✓ **VÁLVULA DE SANGRADO.**
- ✓ **BANCO DE PRUEBA.**

ABSTRACT

Ala de Transporte No 11 has a Twin Otter aircraft in Latacunga city, which gives services to the Amazon population, destined for transporting passengers between communities as community service, becoming a major airline nationally. The problem focuses on the need to maintain operating the aircraft, deficiencies in maintenance were found due to lack of Air Force economic resources, maintenance programs and manpower, which prevented the bleed valve operational check maintaining. This project wants to give solution to the problem. Chapter two describes the theoretical frame based on information from technical manuals, specifically form Twin Otter aircraft. It also has necessary technical data, files and photos from Internet sources, to facilitate the development of this project. With the information described the maintenance on the aircraft bleed valve was accomplished, performing the respective operational testing to verify correct bench operation and simultaneously checking the bleed valve condition. Finally, chapter IV includes conclusions obtained at the end of the project, analysis of results and recommendations for optimal and appropriate use.

KEYWORDS:

- ✓ **MAINTENANCE**
- ✓ **TECHNICAL MANUALS**
- ✓ **BLEED VALVE**
- ✓ **OPERATIONAL TESTING**

Legalized by: MSc. Rosa E. Cabrera T.

CAPÍTULO I

EL TEMA.

“Comprobación de funcionamiento de la Válvula de purga (Bleed Valve) para la aeronave Twin Otter del ala de transportes N° 11 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana”.

1.1 Antecedentes.

La aviación se logra mediante una combinación de medidas, recursos humanos y materiales siendo primordial la seguridad de los pasajeros, los tripulantes, el personal en tierra con la finalidad de sobre guardar las operaciones, permitiendo que técnicos relacionados con la aviación realicen nuevos métodos, la cual proporcionen información acerca de varios sistemas siendo así una nueva herramienta y permitiendo tener una mejor perspectiva de entendimiento.

De ésta manera, técnicos y relacionados con la aviación se encaminan por tomar un rumbo de avance, realizando proyectos que involucren la mejora continua y una mayor participación para el desarrollo de su capacidad laboral.

Es por esto que, el presente anteproyecto busca contribuir con la elaboración de un sistema de comprobación de la válvula de purga (Bleed Valve) para la aeronave Twin Otter del Ala de Transportes N° 11 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana” la cual puede ser manipulado fácilmente por el personal de mantenimiento de ese escuadrón, al ser diseñado de una forma básica pero muy introducida a la realidad de operación en el entorno del avión.

1.2 Planteamiento del problema.

El Ala de Transportes N° 11 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, con sede en la ciudad de Latacunga está dedicada al transporte de pasajeros y carga, entre comunidades de la región Oriental.

La carencia de los equipos propios de aviación en el sistema para el cumplimiento de su función afecta al perfil institucional de la Fuerza Aérea Ecuatoriana y a la operación de las aeronaves causando daños colaterales; presentando así un riesgo en el ámbito estructural de la aeronave y posibles pérdidas materiales, económicas y laborales de los operadores del sistema.

Es indispensable implementar el sistema brindando esta herramienta especial para que los operadores puedan ejecutar sus trabajos de una manera acorde a los perfiles del fabricante, ya que al momento no cuenta con un sistema para comprobar y controlar el correcto funcionamiento de la Bleed Valve, lo que ocasiona pérdida de tiempo en los mantenimientos preventivos o correctivos de esta aeronave a su vez acortando la vida útil de la Bleed Valve.

Dando origen a:

- Malos funcionamientos.
- Malas calibraciones.
- Mal funcionamiento operacional.
- Elevados costos en su adquisición.

Motivo por el cual es necesario la implementación de este sistema en las aeronaves Twin Otter del Ala de Transportes N° 11 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, con la finalidad de prevenir los daños en las Bleed Valve de las aeronaves, optimizando recursos y tiempo en los periodos programados de mantenimiento e inspección, logrando contar con aeronaves 100% operativas y disponibles para los diferentes trabajos que realiza estas aeronaves en las comunidades de la región oriental.

1.3 Justificación.

Una excelente formación profesional es aquella que brinda nuevas perspectivas al entregar conocimientos de una forma clara y precisa este es un aspecto que la Fuerza Aérea Ecuatoriana establece y determina pautas para la creación de nuevos proyectos para el avión Twin Otter de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, ya que al momento No realizan el chequeo de la Bleed Valve, porque no tienen un banco de comprobación, sólo asumen que está trabajando bien si el conjunto está funcionando en la aeronave. ya que no existe un sistema el cual puedan controlar de una forma profesional el estado en el que se encuentre la Bleed Valve, como actualmente no tienen una información exacta del estado de la válvula proceden a remplazar si el conjunto no está funcionando normalmente sin saber si la válvula esta operable u obsoleta, ocasionando al escuadrón Twin Otter del Ala de Transportes N° 11 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, gastos más elevados en la adquisición de la Bleed Valve y limitando las operaciones de estas aeronaves a la región oriental.

Razón por la cual es necesario que el Ala de Transporte N° 11 cuente con un sistema de control del funcionamiento de la Bleed Valve para las aeronaves Twin Otter, dicho sistema permitirá:

- Obtener una aeronave 100% operativa.
- Optimizar la vida útil de la Bleed Valve
- Reducir costo en adquisición de la Bleed Valve.

Como resultado de este tipo de proyectos se me permitirá obtener un conocimiento significativo en el ámbito de la aviación y a su vez desarrollar un mejor desenvolvimiento laboral en el campo de la aviación poniendo en práctica los conocimientos adquiridos en el transcurso de mi formación académica en la Unidad de Gestión de Tecnologías (UTG), logrando darle un incremento de prestigio con lo que se refiere a su formación académica.

1.4 Objetivo General.

Comprobar la Válvula de purga (Bleed Valve) cumpliendo el procedimiento del manual de mantenimiento para la aeronave Twin Otter del ala de transportes N° 11 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana”.

1.5 Objetivos Específicos:

- Recopilar información para facilitar el desarrollo del sistema a implementarse.
- Diseñar y elaborar una herramienta especial para ajustes y pruebas de aire de fuga de la Bleed Valve.
- Efectuar las pruebas de funcionamiento y operación respectivas a la herramienta diseñada.
- Elaborar un instructivo de usuario con los procedimientos y parámetros de funcionamiento de la Bleed Valve de acuerdo al **Manual de Mantenimiento P/N 3013242 PRATT AND WHITNEY CANADA.**

1.6 Alcance.

El presente trabajo de investigación se enfoca en brindar beneficios de forma general al Ala de Transporte N° 11 complementando con una de las tareas de mantenimiento programadas y reduciendo el tiempo estimado de inspección de una aeronave; este proyecto se lo usará como método de práctica y entrenamiento para el alumno y los técnicos del avión Twin Otter optimizando las enseñanzas académicas y mejorando su perfil profesional. Y podrá brindar el servicio comunitario hacia los sectores aledaños de la Región Amazónica.

CAPÍTULO II

MARCO TEORICO

2.1. Fundamentos de la aeronave Twin Otter.

La aeronave Twin Otter es canadiense desarrollado por Havilland Canada. Triciclo fijo del avión tren de aterrizaje y habilidades la alta tasa de ascenso han convertido en un éxito de carga, avión de pasajeros regional y aviones de evacuación médica. Además, el Twin Otter es popular con las operaciones de paracaidismo comerciales, y es utilizado por los Estados equipo de paracaidistas de las Fuerzas Armadas (LIMITED, 1990).

2.2 Diseño y desarrollo.

El desarrollo del avión comenzó en 1964, con el primer vuelo el 20 de mayo 1965 - Un reemplazo bimotor para el monomotor retener las famosas cualidades de despegue y aterrizajes cortos. Las características de diseño incluyen dobles ranurados finales, flaps del borde y alerones que trabajan al unísono con los flaps para aumentar el rendimiento STOL. El motor de turbina de hélice de Pratt & Whitney Canada PT6A-20 en la década de 1960 hizo que el concepto de este motor sea más factible.



Figura 1. Características del motor PT6A-20.

Para los operadores la mejora de la fiabilidad de la energía turbohélice y la mejora del rendimiento de unas configuraciones bimotor hizo inmediatamente popular la alternativa de un solo motor, motor de émbolo.

Los seis primeros aviones producidos fueron designados Serie 1, indicando que eran prototipos de aviones. La producción inicial consistió en la serie 100 aviones, el número de serie de siete a 115 inclusive. En 1968, la producción de la serie 200 se inició con número de serie 116 - Los cambios realizados en el comienzo de la producción de la serie 200 incluye la mejora del rendimiento de los despegues y aterrizajes cortos, la adición de una nariz más larga que estaba equipado con un compartimiento de equipaje más grande y ajuste de una puerta más grande para el compartimiento de equipaje trasero. Todas las series 1, 100 y 200 aeronaves y sus variantes se ajustaron con la potencia en el eje 550 PT6A-20 motores.

En 1969, la serie 300 fue introducida, comenzando con el número de serie 231 - Tanto el funcionamiento del avión y la carga útil se han mejorado mediante la instalación de motores más potentes PT6A-27 (LIMITED, 1990).

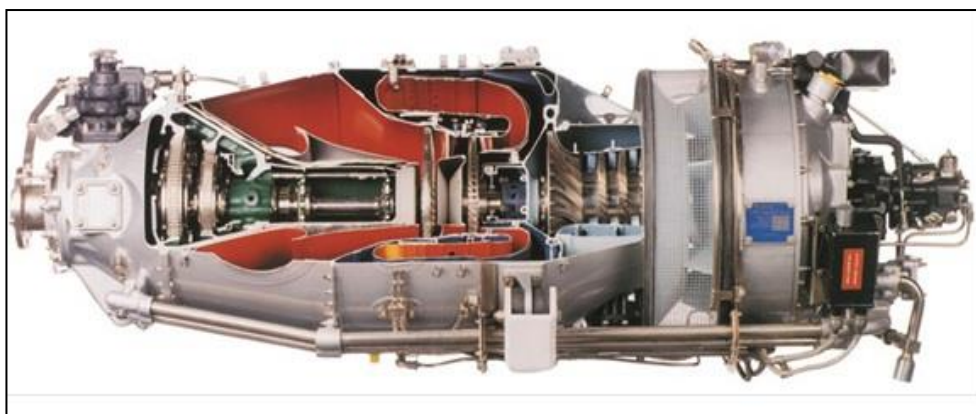


Figura 2. Características del motor PT6A-20.

Fuente: (PT6, 1990)

Este era un motor de 680 caballos de fuerza que era nominal plana a 620 caballos de fuerza para su uso en la Serie 300 Twin Otter. La Serie 300 resultó ser la variante más exitosa por el momento.

2.3 Motor PT6A-27.

El motor PT6A-27 perteneciente al avión conocido con el nombre de TWIN OTTER, fue fabricado por la Pratt & Whitney Canada. Éstas aeronaves fueron compradas por el Ecuador en el año de 1974 con un remanente de horas de vuelo. A continuación se indican las características básicas y esenciales antes de iniciar un estudio en este tipo de motor. Esta máquina térmica se divide en siete secciones principales las cuales son:

- Entrada de aire
- Compresor
- Cámara de combustión
- Turbina
- Escape de gases
- Caja Reductora
- Caja de accesorios

El motor es de diseño liviano y la disposición de su turbina es especial, ya que este motor se denomina también de turbina libre, nombre que ha sido determinado por no existir interconexión mecánica por medio de un eje continuo, como normalmente se ha venido dando en los motores anteriores.

Esta característica de turbina libre permite que solo la mitad posterior del motor necesite ser girada para el arranque, la velocidad de la hélice puede ajustarse independientemente de la velocidad del compresor, las inspecciones de la zona caliente pueden realizarse sin desmontar por completo el motor del ala, y en el caso de algún golpe de la hélice con algún objeto, sólo la sección delantera del motor necesitará de un overhaul. Este tipo de aeromotor tiene una particularidad especial ya que el flujo de aire es reverso (de atrás hacia adelante), es decir la circulación del aire es por la

parte posterior y su expulsión es por la parte delantera y es así que el aire sufrirá cuatro cambios de dirección desde que entra al motor hasta que es expulsado por el escape en forma de gases (CANADA, 1990)

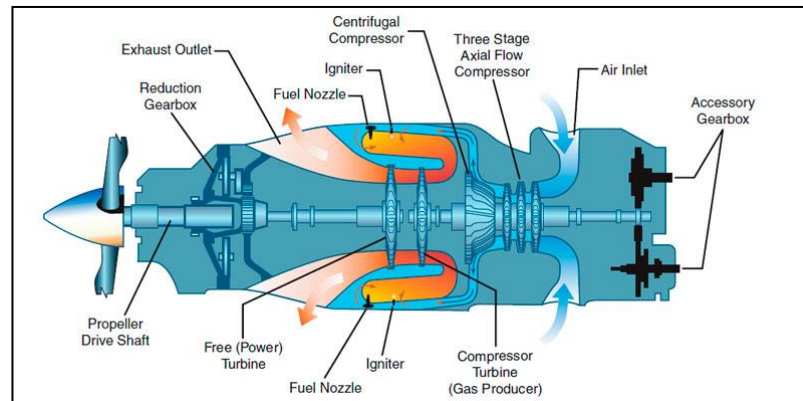


Figura 3. Flujo de aire es reverso (de atrás hacia adelante).

Fuente: (PT6, 1990)

2.3.1 Entrada de Aire.

Está localizada en la parte posterior del motor, una malla protectora esta instalada en la entrada de aire a fin de prevenir el FOD (foreign object damage). Consiste en un conducto que orienta al aire hacia la sección de compresión. El flujo de aire hace un giro de 180° cuando entra en la toma y de esta forma el cambio de dirección previene que pequeñas partículas entren al motor (CANADA, 1990).

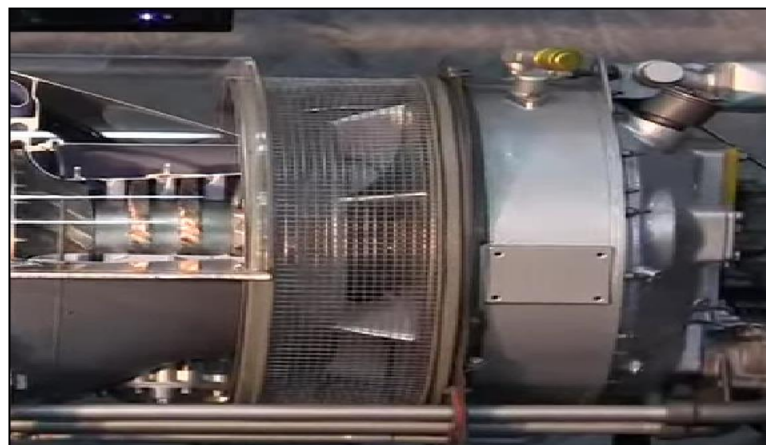


Figura 4. Malla protectora del motor.

2.3.2 Compresor.

Recibe el aire de la toma y aumenta su presión brindando al aire la condición óptima para la combustión. Como función alterna ofrece presurización, enfría el motor y activa sistemas neumáticos. La relación de compresión o tasa de compresión es de 1:7 cuando el motor opera a potencia máxima (potencia de despegue). El compresor consta de tres etapas rotoras y una etapa impulsora centrífuga. Los álabes de la primera etapa rotora son de titanio que provee gran resistencia a FOD mientras que una segunda y tercera son de acero inoxidable con aleación de cadmio.

Todas las partes del estator son de acero inoxidable. Cuando el compresor rota al ciento por ciento las revoluciones de de la turbina generadora (NG) es igual 37500 rpm, en relantí (IDLE) el compresor rota a 19500 rpm aproximadamente. Una salida de aire en la tercera etapa del compresor es la fuente de presión para los sistemas del avión tales como instrumentos de presión, anti-hielo, el piloto automático, calefacción (CANADA, 1990).

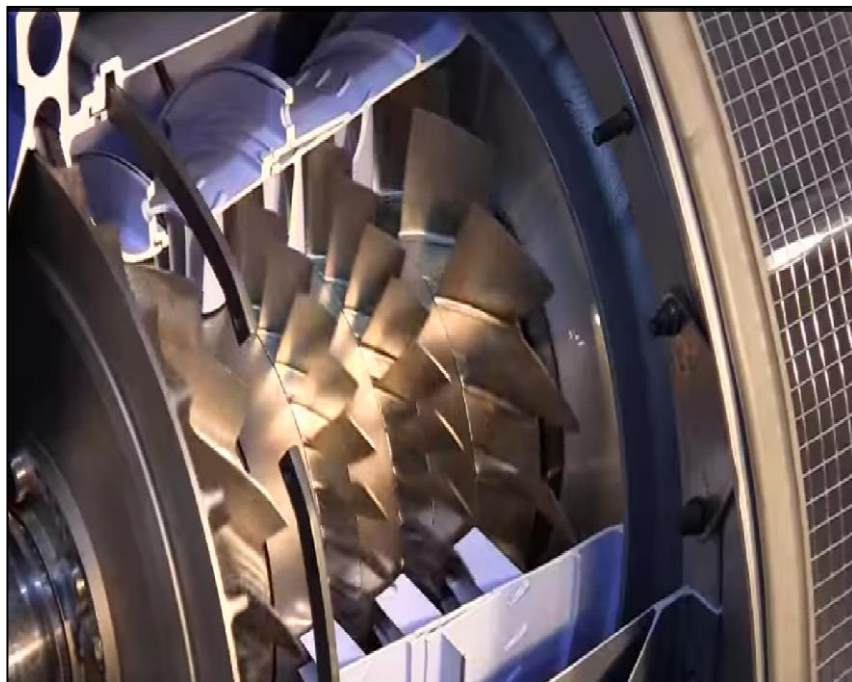


Figura 5. Etapas del compresor.

Fuente: (Pt6., 2005)

2.3.3 Cámara de combustión.

Esta se encuentra físicamente sostenida por dos bujías cuya posición es a las 9 y 4, con catorce inyectores de combustible 10 primarios y 4 secundarios ubicados en posición combinada, donde en el arranque funcionan los 10 primarios y luego alcanzado el IDLE trabajan los cuatro restantes. La cámara es de tipo ANNULAR; el aire proveniente del compresor fluye hacia delante sufriendo un cambio de dirección de 180° (PT6, 1993).

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. La parte frontal de la cámara, que es cerrada, esta aguantada por dentro del gas generador por 7 de los 14 protectores (sheath) de los inyectores de combustible (fuel nozzles).

La parte trasera exterior está sujeta por una unión deslizante en el conducto de salida grande (large exit duct), mientras que la interior se apoya en el conducto de salida pequeño (small exit duct). Estos dos conductos forman las paredes que giran la dirección de los gases 180 grados hacia el frente y en dirección a la turbina del compresor.

Los gases expandidos resultantes son direccionados hacia atrás a través de ductos de escape para luego cambiar de dirección 180° nuevamente dirigiéndose hacia delante pasando por los álabes guías de entrada a la turbina (estator) (PT6, 1993).

La mayor parte del aire del compresor forma una capa de aire que corre adyacente a las paredes de la cámara para evitar que la flama haga contacto con las paredes y la deteriore por fatiga térmica.

El revestimiento de la cámara de combustión situada en la cámara de combustión consiste en una pieza soldada de flujo inverso anular previsto con varios tamaños de perforaciones que permiten la entrada de aire comprimido. La dirección del flujo de aire cambia para entrar en el revestimiento de la cámara de combustión donde se invierte la dirección y se mezcla con combustible. La ubicación del revestimiento de la cámara de combustión elimina la necesidad de un eje largo entre el compresor y la turbina, reduciendo así la longitud total y el peso del motor.

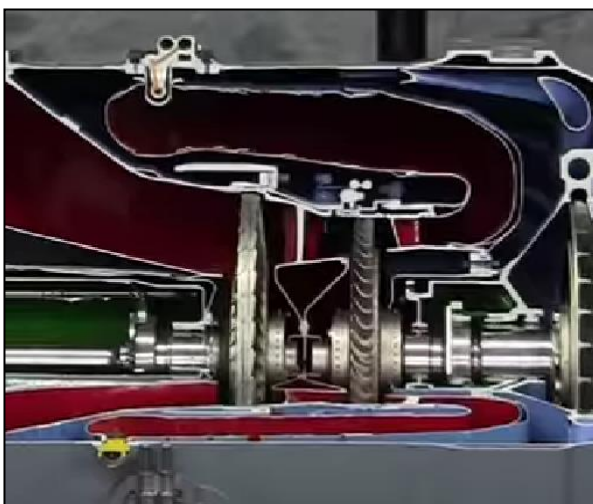


Figura 6. Parte interna de la cámara de combustión.

Fuente: (Pt6., 2005)

2.3.4 Turbinas.

El motor posee dos tipos de turbina independiente, es decir que la primera turbina se encarga de generar movimiento al compresor y la segunda turbina trasmite movimiento hacia la caja de reducción para alimentar el movimiento y potencia del eje de la hélice (propeller shaft). Ambas giran en sentido opuesto eliminando así la torsión y presión. Por lo tanto como se puede dar cuenta entre estas dos turbinas no existe una conexión física por medio de un eje como se da en los anteriores motores, su separación es de 8 cm.

2.3.4.1 Tipos de turbina:

A) Turbina de compresor.- Absorbe el primer impacto de la energía de los gases y gira a 37500 rpm.

B) Turbina de potencia.- Absorbe el remanente de la energía de los gases y gira a 33000 rpm.



Figura 7. Turbina del compresor y de potencia

Fuente: (Pt6., 2005)

2.3.5 Escape.

El ducto de escape del motor consiste de una aleación resistente a la temperatura con dos toberas una a cada lado del motor. Las toberas de escape son diseñadas para aprovechar la energía como sea posible, con similar semejanza a un empuje de jet desde los gases de escape.

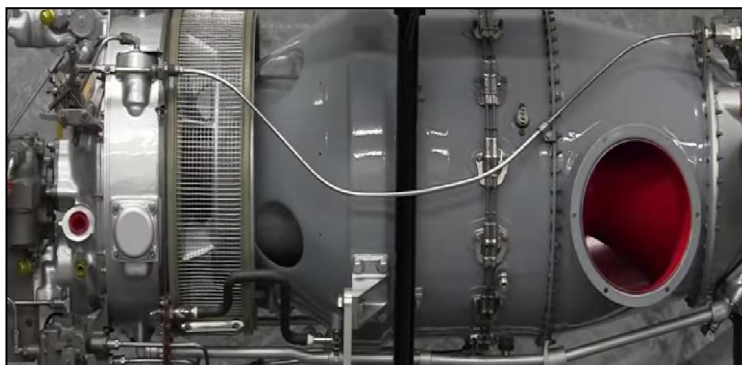


Figura 8. Toma de la salida de escape.

Fuente: (Pt6., 2005)

2.3.6 Caja de Reducción.

La relación de reducción producida es de 15 : 1 cuando la turbina de poder está rotando al típico crucero, 76% NP, un tacómetro está instalado en el lado de la caja de reducción de la hélice para proveer la indicación de velocidad de la hélice (NP).



Figura 9. Caja de reducción turbina libre.

Fuente: (Pt6., 2005)

2.3.7 Caja de accesorios.

La caja de accesorios está situada en la parte trasera del motor y está compuesta de dos carcasas de aleación de magnesio (aluminio en algunos modelos) moldeadas que están unidas por su pestaña exterior por medio de espárragos que salen de la cara trasera de la carcasa de entrada de aire al compresor (inlet case). Entre la caja de accesorios y el inlet case se encuentra el diafragma o pared separadora del tanque de aceite y la caja de accesorios. Este diafragma sirve de apoyo a los cojinetes de los engranajes de la caja de accesorios y a la bomba de presión de aceite. El diafragma se une a la caja de accesorios por medio de cuatro tornillos.

La carcasa de accesorios sirve de apoyo a los cojinetes de los engranajes (complementarios al de los cojinetes en el diafragma). Por dentro de la caja de accesorios se encuentran dos bombas de recuperación de aceite, la del cojinete No.2 y la de sacado de aceite de la caja de accesorios. En el exterior hay dos bombas de recuperación: la de la caja de reducción frontal y la de los cojinetes No.3 y 4, la cual vierte hacia el interior de la caja de accesorios. En la serie Twin-Pac el sistema es diferente: una bomba

externa de recuperación recoge el aceite del cojinete No. 2 y lo tira al interior de la caja de accesorios. Una bomba grande interna recupera el aceite de la caja reductora y de los cojinetes No. 3 y 4 y lo echa dentro del tanque del aceite. Otra bomba interna recoge el aceite de dentro de la caja reductora, el proveniente del cojinete No. 2 y del cojinete No. 1, y lo deposita en el tanque de aceite. En la parte trasera de la carcasa de accesorios se encuentran las plataformas para montar los accesorios:

El generador de arranque, bomba de combustible con el FCU (unidad reguladora de combustible) y el tacómetro del generador de Ng. En el mismo centro se encuentra un tapón grande que al sacarlo deja espacio para que se pueda meter por él, una herramienta que desacople el eje de entrada del compresor. También en la misma cara se encuentran tres plataformas para montar en ellas otros accesorios opcionales. Los ejes de salida hacia los accesorios están sellados con un retén de goma. La caja de accesorios tiene en la posición de las 11 del reloj un tapón con varilla para chequear el nivel de aceite y relleno si es necesario. (PT6, 1993).

En el engranaje del motor de arranque se acopla una pieza (impeller) que de forma centrifuga separa el aceite del aire existente dentro de la caja de accesorios enviando el aire hacia el exterior por un agujero localizado en la posición de las 2 del reloj. Un sello de carbón en la cara frontal del engranaje evita que aceite escape al exterior a través del sistema de ventilación.

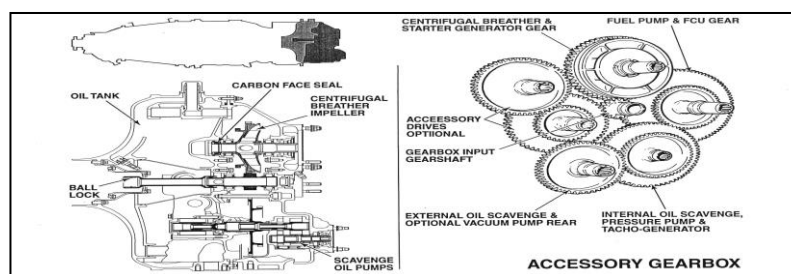


Figura 10. Partes internas de la caja de engranajes.

Fuente: (Pt6., 2005)

2.3.8 Sistema de lubricación general.

El sistema de lubricación está diseñado para proveer continuamente un flujo de aceite limpio para los cojinetes, los engranajes, taquímetro, 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, al mismo tiempo que 2 bombas de recuperación de doble elemento una interna y otra externa son las encargadas de recoger el aceite para posterior enfriarlo y que se produzca nuevamente el ciclo de lubricación.

2.3.8.1 Tanque de aceite.

El tanque de aceite es la cámara formada entre el inlet case 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.

2.3.8.2 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. La carcasa provee el alojamiento del filtro y el de la válvula de alivio.

2.3.8.3 Filtro de aceite.

El filtro de aceite está en la posición 3 del reloj en inlet case del compresor. El conjunto comprende una cubierta 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 inlet case. 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. En la serie Twin-Pac los filtros de aceite de la caja combinada y de las dos secciones de potencia se encuentran en la parte trasera de la caja combinada. Los filtros están dentro de una tapa que sobresale exteriormente (PT6, 1993).

2.4 Sistema de aire general.

En el motor consta de 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 gas generador, la otra es la zona de

descarga del compresor a la presión P3 en la posición de las 11 del reloj también en el gas generador.

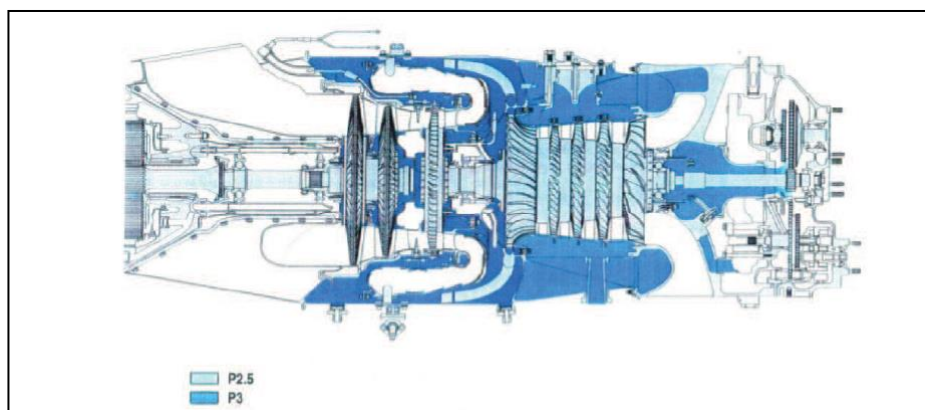


Figura 11. Zona de sangrado del motor.

Fuente: (Pt6., 2005)

2.5 Válvula de sangrado de aire del compresor (Bleed Valve).

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 centrífugo (3 o 4 etapa) produce más aire 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 (stalling) y para evitarlo se abre un escape al aire del compresor en su etapa 2.5 evitando así la entrada en pérdida (stalling) 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 empieza a cerrar paulatinamente hasta que ya todo el aire del compresor axial pase por el centrífugo y de ahí a la cámara de combustión (PT6, 1993).

Las válvulas se componen de un pistón que se desliza dentro de una carcasa y es sellado por medio de un diafragma de goma o por un aro de carbón en el diámetro exterior del pistón. En la parte superior se ejerce la presión regulada P_x que es la generada por la presión P_3 después de pasar por un orificio y ser evacuada a P_a ambiente a través de un venturi. A medida que P_3 aumenta, la presión P_x también aumenta hasta el punto que supera a la presión $P_{2.5}$ y consigue que el pistón cierre deteniendo la salida de aire desde la etapa $P_{2.5}$ del compresor.

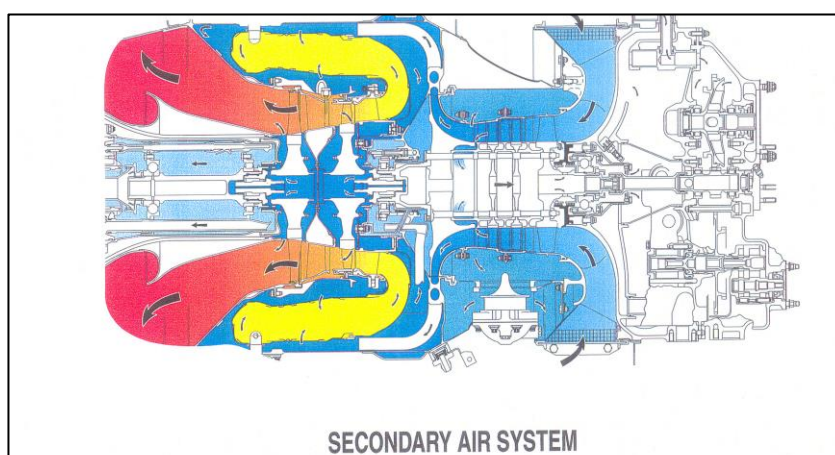


Figura 12. Sistema de aire secundario.

Fuente: (PT6, 1990)

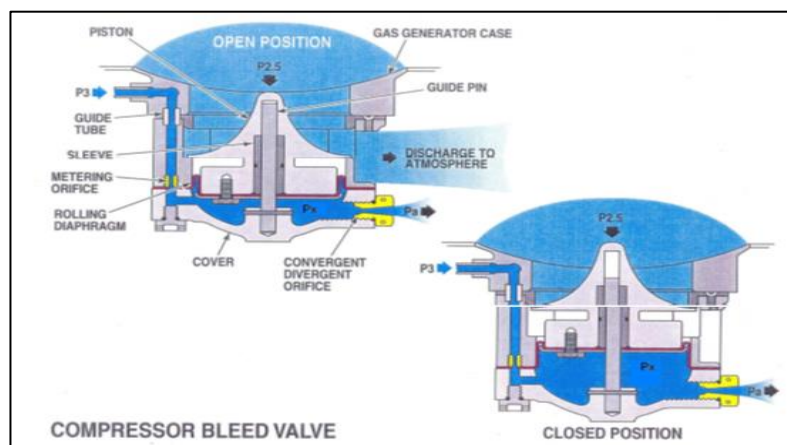


Figura 13. Parte interna de la válvula de sangrado.

Fuente: (PT6, 1990)

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Introducción.

Para la comprobación de la válvula de purga en los talleres de mantenimiento no se cuenta con el equipo adecuado para realizar la tarea de mantenimiento especificado en los manuales, ya que es una tarea de suma importancia para el buen funcionamiento del sistema de sangrado de aire del motor, se debe realizar una inspección fundamental y de esa manera mantener operativa la aeronave.

Es por eso que la elaboración de este banco de comprobación se hizo posible, tomando en cuenta las operaciones de la válvula de purga y las opciones para elegir los elementos adecuados para el buen funcionamiento del equipo y una comprobación técnica y segura de operación de la válvula.

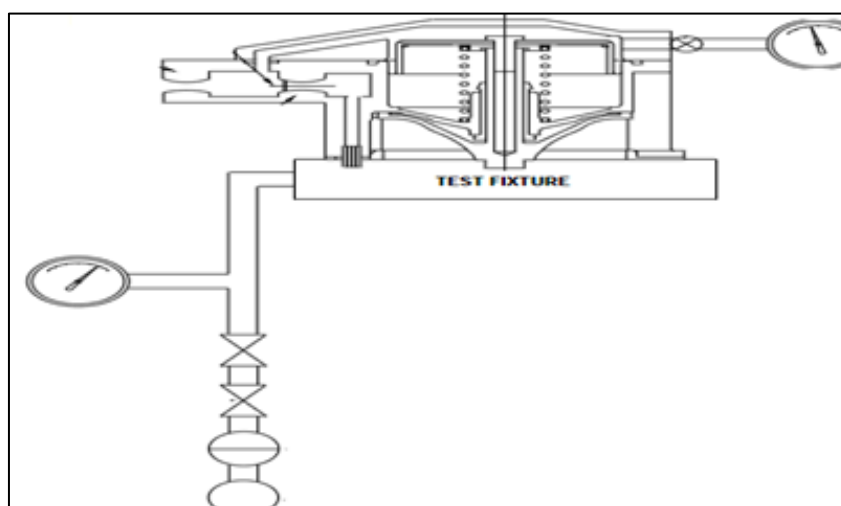


Figura 14. Modelo del banco de prueba de acuerdo al manual de mantenimiento del motor PT6A-27.

Fuente: (PT6, 1990)

Para la construcción del banco de comprobación se analizó el prototipo expuesto en el manual de mantenimiento del motor PT6A-27 ATA 75-30-00, el cual indica la operación de dicho banco en los cuales se debe comprobar fugas de la válvula de purga indicado en las tareas de mantenimiento.

3.2 Análisis de los componentes.

De esta manera se pretende analizar en el mercado local los diferentes tipos de componentes para la realización del banco de comprobación.

3.3 Diseño.

3.3.1 Soporte de sujeción para la válvula de purga.

Sirve para la sujeción de la válvula la misma que permite el ingreso de nitrógeno, manteniendo firme la válvula al momento de su prueba de funcionamiento hacia el operador. La misma que consta con 4 pernos para el montaje y desmontaje de la válvula brindando técnica y seguridad **Ver anexo A**



Figura 15. Soporte de la Bleed Valve

3.3.2 Manómetro.

Su función es indicar análoga y visualmente la presión de nitrógeno que ingresa en el soporte de la válvula de purga.

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

1. Rango de Baja presión 0psi.
2. Rango de Alta presión 100psi.



Figura 16. Manómetro que se utilizara en el banco de prueba.

3.3.3 Válvula de corte (shutt off valve).

La válvula de corte es la que permite la apertura o cierre de la presión que está ingresando en las vías de alimentación de presión, permitiéndome el flujo necesario al momento de la comprobación de la válvula de purga.



Figura 17. Válvula de corte del banco de prueba.

3.3.4 Cañería flexible.

Este tipo de cañería sirve para dirigir el flujo de oxígeno completamente a la válvula mediante la comprobación de fugas de la misma.



Figura 18. Manguera flexible del banco de prueba.

Tabla 1.

Parámetros de la manguera.

Manguera de diámetro interior		Alambre de diámetro exterior	Manguera de diámetro exterior	Presión de trabajo		Presión de rotura		Radio de curvatura mínimo
inch	mm	Mn	Mm	Mpa	psi	Mpa	psi	mm
1 / 4	6.4	12.7	15.0	35.0	5075	140	20300	102

3.3.5 Filtro.

El filtro de aire es un dispositivo que elimina partículas sólidas como por ejemplo polvo, humedad y etc. La cual está instalada al principio de la entrada de la toma de aire de la botella para prevenir posibles fallas dentro del sistema.



Figura 19. Filtro del banco de prueba.

3.3.6 Regulador de oxígeno.

Permite verificar la cantidad de oxígeno que existe en la botella y regular la cantidad de flujo necesaria para el chequeo de la válvula de purga.



Figura 20. Regulador del banco de prueba.

3.3.7 Botella de oxígeno.

Almacena oxígeno comprimido para ser liberado al momento de realizar la comprobación de fugas de la válvula de purga.



Figura 21. Botella de oxígeno a utilizar

Fuente: (PT6, 1990)

3.4 Proceso de ensamblaje.

Al obtener los materiales necesarios para la elaboración del banco de comprobación se procede con el proceso de ensamblaje.

- Iniciar conectando la manguera flexible hacia el regulador del oxígeno y en sus conexiones se procede al ajuste para que no exista fuga de oxígeno.



Figura 22. Instalación del regulador con la manguera de presión.

- Finalizado con lo anterior al otro extremo de la cañería se ubica la válvula de corte (shutt off valve) procurar realizar el ajuste correcto de fijación de las conexiones.



Figura 23. Instalación de la válvula de corte con la manguera de presión.

- Una vez instalada la válvula de corte se procede a montar el tacómetro que mide la presión que ingresara al banco de prueba.



Figura 24. Instalación del tacómetro a la válvula de corte.

- Finalmente se procede al ajuste de la toma de entrada de oxígeno hacia el soporte de sujeción para la válvula de purga.



Figura 25. Instalación del manómetro con el soporte.

- Al terminar el ensamblaje del banco de comprobación debe quedar así.



Figura 26. Instalación correcta de los elementos utilizados.

3.5 Condiciones de seguridad.

Para la operación del equipo se debe tomar en cuenta las condiciones en factor de seguridad ya que esto brinda confiabilidad al momento de la manipulación del equipo por parte del personal técnico y de esta manera prevenir accidentes físicos la cual nos permite mantener la ergonomía en el trabajo.



Figura 27. Equipo de protección para operación del equipo.

Fuente: (Seguridad, 2003)

3.6 Factor económico.

3.6.1 Análisis de adquisiciones locales.

Mediante la investigación se evidencia la existencia en el mercado local de todos los elementos y componentes a utilizarse para el ensamblado del banco de comprobación y se tiene como resultado que los elementos se encuentran con gran variedad y facilidad de adquisición en el caso de que uno de ellos falle.

3.6.2 Análisis de costos.

Tabla 2.

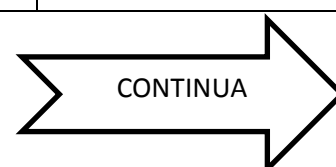
Costos Directos.

Cantidad	Descripción	Valor USD
1	Envase de argón	220.00
1	Contenido de oxígeno	40.00
1	Regulador de oxígeno	90.00
1	Manómetro 1´	30.00
1	Cañería flexible	50.00
1	Válvula de corte(shut off valve)	30.00
1	Soporte de la válvula de purga	150.00
	TOTAL	610.00


Tabla 3.

Costos Indirectos.

Cantidad	Material	V/U	V/T
3	Anillados	9	27
1	Empastados	25	25
400	Copias	0.05	20
	Transporte	300	300
	Alimentación	360	360



	Internet	50	50
	Varios	100	100
		SUBTOTAL	\$ 882

	MANUAL DE OPERACION	ALA DE TRANSPORTE Nº 11
	COMPROBACIÓN DE LA VÁLVULA DE PURGA (BLEED VALVE) DE LOS MOTORES PT6-21, 27, PARA LA AERONAVE TWIN OTTER	CÓDIGO MO - CI
		REVISION Nº:
	ELABORADO POR: Jhonathan Ricardo Tualombo	FECHA: Abril 2015
	APROBADO POR: Tlgo. Johnatan Valencia	PAG: 1 DE 3

1. Objetivo

Analizar los procedimientos a seguir para la correcta comprobación de la válvula de purga (bleed valve) para la aeronave Twin Otter del motor PT6A-21, 27.

2. Alcance

Procedimiento del funcionamiento del equipo.

3. Equipo de protección personal.

Uso obligatorio de:



- Protección auditiva
- Gafas
- Overol
- Mascarilla
- Guantes
- Botas

4. Normas de seguridad.

- Utilizar el equipo de protección personal al operar el banco.
- Seguir el procedimiento de operación de acuerdo al manual de operación.
- Revisar que los manómetros este completamente en 0 psi.
- No utilizar más presión de lo que recomienda el manual.

5. Procedimientos de Operación.

Proceda según lo recomendado por el manual de mantenimiento de PRATT & WHITNEY CANADA en lo referente a la comprobación de de funcionamiento de la válvula de purga según el capítulo 75-30-00 COMPRESSOR BLEED VALVE - DESCRIPTION AND OPERATION páginas de 201-212 ANEXO B.

Precaución: Si esta fuera de la presión recomendada para la presurización de la válvula de purga puede dañar la válvula y lesionar al personal de mantenimiento.

A. PRUEBA DE FUGAS (refiérase a la Fig. 201,203 y 205)

1. Instalar el nuevo empaque sobre el pasador del resorte.
2. Fije la válvula de purga al soporte de prueba con sus respectivos pernos y de torque de 16 a 20 lb.in.
3. Remueva el tapón final de medición de la cubierta de la válvula de purga e instale un tapón con el empaque.
4. Ajuste el regulador de presión a cero.
5. Conecte un suministro de aire comprimido limpio y seco al soporte de prueba.
6. Abrir la válvula de corte. Aumente la presión y ajuste el regulador hasta que la presión indicada en el manómetro sea de 35 a 45 psig.

7. Aplique el líquido de prueba de fugas para todas las conexiones de la línea de oxígeno, tapones de cierre y bordes de la cubierta de la válvula de purga. Compruebe si hay fugas. Rectificar según sea necesario.
8. Con el medidor de lectura de 35 a 45 psig, registre su valor y cierre la válvula de corte. La caída de presión no debe exceder sobre los 10 psig durante un periodo de cinco minutos.
9. Desconecte el suministro de aire desde el regulador. Ajuste el Regulador de presión a cero para liberar la presión de la válvula de purga.
10. Retire la válvula de purga del soporte de prueba. Remueva el tapón. Instale un nuevo empaque en el tapón de medición e instale el tapón en la cubierta de la válvula. Ajuste el tapón y de torque de 35 a 40 lb.in. Asegurar con alambre de freno.

	MANUAL DE MANTENIMIENTO DEL EQUIPO	ALA DE TRANSPORTE Nº 11
	COMPROBACIÓN DE LA VÁLVULA DE PURGA (BLEED VALVE) DE LOS MOTORES PT6-21,27, PARA LA AERONAVE TWIN OTTER	CÓDIGO MO - CI
	ELABORADO POR: Jhonathan Ricardo Tualombo	REVISION Nº: 01
	APROBADO POR: Tlgo. Johnatan Valencia	FECHA: Abril 2015
	PAG: 1 DE 2	

1. Objetivo.

Analizar los procedimientos a seguir para el mantenimiento del banco de prueba de la válvula de purga (bleed valve) para la aeronave Twin Otter del motor PT6A-21, 27.

2. Alcance.

Procedimiento del funcionamiento del equipo.

3. Equipo de protección personal.

Uso obligatorio de:



- Protección auditiva
- Gafas
- Overol
- Mascarilla
- Guantes
- Botas

4. Material fungible.

- Franela
- Teflón
- Líquido prueba de fugas (agua con jabón)

5. Mantenimiento (trimestral).

- Verifique que en las conexiones no exista fuga de aire aplicando el líquido de prueba (agua con jabón), en el caso de que exista afloje las conexiones, quite y nuevamente ponga teflón según sea necesario.
- Revise que los manómetros no tengan golpes y que la medición del instrumento siempre este marcando cero cuando no está operable, caso contrario reemplazar el manómetro
- Realice un chequeo visual y operacional a la manguera, no debe existir ninguna grieta o fisura en ella (tiempo de vida útil de la manguera instalada es de 10 años a partir de la fecha de fabricación).

CAPITULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones.

- Con la ayuda de los manuales de mantenimiento del motor PT6A-27 **PRATT AND WHITNEY CANADA** disponibles en el Ala de Transporte N° 11 se realizó un estudio específico del motor, en los mismos se encontró la especificación técnica para llevar a cabo la ejecución del proyecto.
- Se verificó toda la información descrita en el manual de mantenimiento del motor PT6A-27 por secciones, se identificó los procesos a seguirse para cada una de las operaciones. Para el desmontaje y montaje de la válvula de purga,
- Los materiales y equipos que se utilizaron para la ejecución del proyecto se adquirieron de talleres de buen prestigio.
- Con las herramientas, equipos, accesorios y manuales, se continuó con el desarrollo del proyecto; primero se realizó el desmontaje de la válvula de purga, para finalmente proceder a realizar la comprobación de fugas.
- Una vez culminado el proceso de desmontaje de la válvula de purga se realizaron las respectivas pruebas de comprobación y conformidad de operación, las mismas que abordaron resultados satisfactorios que establecen como factible la elaboración del proyecto.

4.2 Recomendaciones.

- La seguridad es un factor importante al usar este tipo de equipos, recordando que podría causar mucho daño al usarlo de manera incorrecta. Si las condiciones lo ameritan es importante el uso de equipo de protección mencionado en el manual de operación.
- Cuando se vaya a realizar pruebas de operación de la válvula, ejecutar únicamente las personas autorizadas o que tengan conocimiento acerca de su modo de uso, de esta manera se evitará cualquier tipo de daño o lesión al personal.
- Para mantener la aeronave en condiciones operativas es importante que los técnicos del Ala de Transporte N° 11, realicen las respectivas inspecciones a la aeronave ya que incluye la inspección de 600 horas VER ANEXO C.
- Es importante mantener los equipos, operativos y dentro de los rangos de calibración, para cumplir las exigencias de la Fuerza Aérea.

GLOSARIO

BANCO DE PRUEBA: Es un equipo utilizado para realizar operaciones de comprobación después de haber realizado un mantenimiento a un componente o sistema.

BY-PASS VALVE: Válvula de desviación por emergencia si no opera tal como se ha descrito y que limita la presión máxima a un valor prefijado.

CHECK VALVE: válvula de antiretorno que normalmente permite que el fluido (líquido o gas) vaya en una sola dirección.

COOLING RING: Anillo de refrigeración.

FOD (Foreign object damage): Daños por objetos extraños que se expresa en términos físicos o económicos, y puede degradar importantes características de seguridad o rendimiento del motor.

FUEL NOZZLES: Inyectores, son las que pulverizan el combustible dentro de la cámara de combustión.

IMPELLER: Es un componente de rotación de una bomba centrífuga, que transfiere energía desde el motor que impulsa la bomba para el fluido que se bombea.

MANTENIMIENTO: Se le dice al conjunto de operaciones y procesos realizados para mantener un equipo o sistema en correcto estado y operativo.

MANUALES TÉCNICOS: Es el hardware utilizado en mecánica, son los libros donde se detallan los procedimientos, pasos, y herramientas a usarse durante un mantenimiento.

P2.5: Presión que es generada entre la 2da y 3ra etapa del compresor.

P3: Presión que se genera en la última etapa del compresor.

Pa: Es la presión ambiente, la que ingresa al motor mediante aire de impacto.

Px: presión interna que regula al pistón de la válvula de purga si se cierra o se abre.

RALENTÍ: Es el régimen mínimo de revoluciones por minuto (giros o vueltas por minuto) a las que se ajusta un motor de combustión interna para permanecer en funcionamiento de forma estable sin necesidad de accionar un mecanismo de aceleración.

STALLING: pérdida de compresión en el motor o compresor se refiere a una parada repentina del motor por lo general provocada accidentalmente.

STOL (short take-off and landing): Despegue y aterrizaje corto, también se han operado desde aeródromos que cuentan con pistas cortas.

VÁLVULA DE SANGRADO: Es un componente del motor localizado en medio de los compresores, utilizado para expulsar aire en caso de que exista sobre presión, u oleaje de aire.

BIBLIOGRAFÍA

CANADA, P. A. (1990). *PRATT AND WHITNEY CANADA- Manual de Mantenimiento*. Canada: Quebec.

LIMITED, U. A. (1990). PT6. Notas descriptivas. En U. A. 10, *P/N 3013240*.
Notas descriptivas. Quebec- Canada: Longuei.

PT6, M. d. (1993). *PRATT AND WHITNEY CANADA*. Canada: Quebec.

LINKGRAFÍA

PT6. (12 de Octubre de 1990). *PRATT AND WHITE CANADA*. Recuperado el 15 de Abril de 2015, de http://www.quoteinsta.com/pratt-whitney-pt6-engine/whiteindustries*com%7CImages%7Cpt6*.jpg/whiteindustries*com%7CTurboprop*.htm/

Pt6. (25 de Mayo de 2005). *youtube*. Recuperado el 15 de Abril de 2015, de <https://www.youtube.com/watch?v=tAThLeX8Tt4>

Seguridad. (04 de Junio de 2003). *Seguridad de Aviación*. Recuperado el 06 de Mayo de 2015, de bib-ciata.blogspot.com/2013/04/materiales-aeronauticos.html

ANEXOS