

INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR AERONÁUTICO

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

"ANÁLISIS DE RENDIMIENTO Y CONFIABILIDAD DEL MOTOR

PT6-60"

POR:

CBOS MT AV JARA TANDAZO SERGIO ANÍBAL.

Proyecto de grado presentado como requisito básico para la obtención

del Título de:

TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA.

2003.

CERTIFICACIÓN.

Certifico que el trabajo fue realizado en su totalidad por el CBOS MT AV Sergio Aníbal Jara Tandazo, como requerimiento parcial a la obtención del Título de TECNÓLOGO MECÁNICO AERONÁUTICO.

TLGO. CHÁVEZ JOSELO

Subs. Téc. Avc.

Latacunga a 04 de Noviembre 2003.

DEDICATORIA.

El presente trabajo dedico a las futuras generaciones del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico de la Fuerza Aérea, a los tripulantes aspirantes a ser mecánicos que pasen a formar parte de la Aviación Naval, esperando que esa juventud visionaria y emprendedora aprenda a vencer los obstáculos que la vida impone día a día en la carrera hacia el objetivo aspirado.

CBOS MT AV Sergio Aníbal Jara Tandazo.

AGRADECIMIENTO

Expreso mis más sinceros agradecimientos en primer lugar a Dios y a nuestro señor Jesucristo por haberme dotado de toda la fuerza y salud para poder culminar con éxito uno de los objetivos mas importantes en mi vida, a mis padres, mis hermanos y a mis hermosas hijas porque sin su amor y apoyo incondicional todos estos logros no hubieran sido posibles.

Mi agradecimiento también a la Dirección de Educación de la Armada del Ecuador por confiar en mi este difícil trabajo y al Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico de la Fuerza Aérea que supo acogerme y brindarme una oportunidad más en mi vida para aprender.

Agradezco también al Sr. Subs. Joselo Chávez, por brindarme su amistad, conocimientos y por guiarme en el desarrollo del presente trabajo.

Finalmente doy gracias a mis amigos, por sus palabras de apoyo proporcionándome una razón muy grande para seguir siempre adelante.

CBOS MT AV Sergio Jara Tandazo.

ÍNDICE DE CONTENIDOS.

Certificación	II
Dedicatoria.	III
Agradecimiento.	IV
Índice de contenidos.	V
Lista de tablas.	IX
Lista de anexos.	XI
Lista de figuras.	XII
Nomenclatura.	XIV

CAPÍTULO I

GENERALIDADES.

Resumen.	1
1.1. Planteamiento del problema.	3
1.2. Objetivo general.	3
1.3. Objetivos específicos.	3
1.4. Justificación.	4

CAPÍTULO II

CONOCIMIENTOS GENERALES DEL MOTOR.

2.1. Referencias posicionales.	5
2.1.2. Descripción del motor.	6
2.2. Secciones.	7

2.2.1. Sección de entrada de aire al compresor. -----	7
2.2.2. Sección del rotor y estator del compresor. -----	9
2.2.3. Generador de gases. -----	12
2.2.4. Combustión y conductos de salida. -----	14
2.2.5. Estator de la turbina del compresor. -----	15
2.2.6. Turbina del compresor. -----	16
2.2.7. Temperatura íter turbinas T5. -----	17
2.2.8. Estator de la turbina de potencia. -----	19
2.2.9. Rotor de la turbina de potencia. -----	20
2.2.10. Conducto de salida. -----	21
2.2.11. Caja de engranajes de reducción. -----	23
2.2.12. Caja de accesorios. -----	25
2.2.13. Generador tacómetro. -----	27
2.3. Sistemas del motor. -----	28
2.3.1. Sistema de aire del motor. -----	28
2.3.1.1. Válvula de sangrado de aire del compresor. -----	29
2.3.2. Sistema de lubricación. -----	30
2.3.2.1. Tanque de aceite. -----	31
2.3.2.2. Bomba de aceite. -----	31
2.3.2.3. Filtro del aceite. -----	31
2.3.2.4. Sistema de recuperación del aceite. -----	32
2.3.2.5. Calentador aceite / combustible. -----	33
2.3.3. Sistema de control de combustible. -----	36
2.3.3.1. Unidad de control de combustible (FCU). -----	36
2.3.3.2. Sección de combustible. -----	37

2.4. Fallas mas comunes encontradas en los motores pt6-60. -----	39
2.5. Límites de operación del motor PT6-60. -----	41
2.6. Análisis de presiones y temperaturas en las diferentes etapas del motor. -----	46
2.7. Vibraciones. -----	48

CAPÍTULO III

MONITOREO DEL MOTOR.

3.1. Referencias del vuelo. -----	50
-----------------------------------	----

CAPÍTULO IV

RELACIÓN DE DATOS.

4.1. Comparación y análisis de parámetros. -----	56
4.2. Relación de presiones en las etapas del motor con el rendimiento. -----	62
4.3. Análisis térmico y relación con rendimiento del motor. -----	67
4.4. Análisis de vibraciones. -----	71

CAPÍTULO V

ANÁLISIS DE FALLAS Y POSIBLES SOLUCIONES.

5.1. Fallas en el área del compresor.-----	77
5.2. Fallas en el área del generador de gases. -----	79
5.3. Fallas en el sistema de combustible. -----	80
5.4. Fallas en el sistema de lubricación. -----	81

CAPÍTULO VI
ESTUDIO ECONÓMICO.

6.1. Fundamentos básicos. -----	83
6.2. Costo de mantenimiento del motor PT6-60. -----	83
6.3. Costo de mantenimiento del material. -----	85
6.4. Costo de mano de obra. -----	86
6.5. Tiempo de vida útil de las partes. -----	88

CAPÍTULO VII
OBSERVACIONES, CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.

7.1. Observaciones. -----	90
7.2. Conclusiones. -----	91
7.3. Recomendaciones. -----	92

BIBLIOGRAFÍA.

ANEXOS

LISTA DE TABLAS.

Tabla # 2.1. Decolaje.-----	41
Tabla # 2.2. Vuelo de crucero máxima potencia. -----	42
Tabla # 2.3. Vuelo de crucero normal. -----	42
Tabla # 2.4. Aterrizaje. -----	43
Tabla # 2.5. Chequeo de torque con relación a temperatura exterior y altitud parámetros mínimos. -----	43
Tabla # 2.6. Chequeo de torque con relación a temperatura exterior y altitud parámetros máximos. -----	44
Tabla # 2.7. Parámetros de encendido. -----	44
Tabla # 2.8. Parámetros de funcionamiento. -----	45
Tabla # 2.9. Relación de presión y temperatura en las diferentes etapas del motor. -----	47
Tabla # 3.1. Parámetros de encendido. -----	51
Tabla # 3.2. Parámetros al decolaje. -----	51
Tabla # 3.3. Parámetros en ascenso. -----	52
Tabla # 3.4. Parámetros en crucero. -----	52
Tabla # 3.5. Parámetros de aterrizaje a 9 300 ft. -----	53
Tabla # 3.6. Parámetros antes de apagado a 9 300 ft. -----	53
Tabla # 3.7. Parámetros de encendido a 9 300 ft. -----	54
Tabla # 3.8. Parámetros decolaje a 9 300 ft. -----	54
Tabla # 4.1. Comparación de parámetros de ITT. -----	56
Tabla # 4.2. Comparación de parámetros de torque. -----	57

Tabla # 4.3. Comparación de parámetros de revoluciones de la hélice (Np). -----	57
Tabla # 4.4. Comparación de parámetros de revoluciones del compresor (Ng). -----	57
Tabla # 4.5. Comparación de parámetros de presión de aceite. -----	58
Tabla # 4.6. Comparación de parámetros de temperatura de aceite. -----	58
Tabla # 4.7 Comparación de parámetros. -----	60
Tabla # 4.8. Presiones en las etapas del motor. -----	62
Tabla # 4.9. Diferencia de presiones en la primera, segunda y séptima etapa del compresor. -----	63
Tabla # 4.10. Diferencia de presiones en etapa 2.5 del compresor. -----	64
Tabla # 4.11. Diferencia de presiones la tercera etapa del compresor. -----	64
Tabla # 4.12. Diferencia de presiones en la cuarta etapa del compresor. -----	65
Tabla # 4.13. Diferencia de presiones en la quinta etapa del compresor. -----	65
Tabla # 4.14. Diferencia de presiones en la sexta etapa del compresor. -----	66
Tabla # 4.15. Parámetros de vibraciones del motor en baja. -----	75
Tabla # 4.16. Parámetros de vibraciones del motor en alta. -----	75
Tabla. # 5.1. Fallas en el área del compresor. -----	77
Tabla. # 5.2. Fallas en el área del generador de gases. -----	79
Tabla. # 5.3. Fallas en el sistema de combustible. -----	80
Tabla. # 5.4. Fallas en el sistema de lubricación. -----	81
Tabla # 6.1. Costos por 2 horas de vuelo. -----	84
Tabla # 6.2. Costos en el exterior. -----	85
Tabla # 6.3. Costos por partes. -----	86
Tabla # 6.4. Relación mano de obra-hora de vuelo. -----	87

LISTA DE ANEXOS.

ANEXO # 1. Fotografía presencial del CBOS Jara Sergio en el avión naval 235 en la ciudad de Quito. -----	91
ANEXO # 2. Fotografía tomada desde la aeronave a los montes Iliniza a 20 000 ft de altura. -----	92
ANEXO # 3. Vista lateral del motor en su ubicación real en una aeronave. -----	93
ANEXO # 4. Vista de los manuales de mantenimiento del motor en su respectiva percha. -----	94
ANEXO # 5. Manual de mantenimiento del motor. -----	Tomo 1
ANEXO # 6. Manual de mantenimiento del motor. -----	Tomo 2

LISTA DE FIGURAS.

Fig. 2.1.	Corte transversal del motor. -----	7
Fig. 2.2.	Caja de entrada de aire -----	9
Fig. 2.3.	Compresor. -----	11
Fig. 2.4.	Generador de gases. -----	13
Fig. 2.5.	Cámara de combustión. -----	15
Fig. 2.6.	Anillo guía y turbina del compresor. -----	17
Fig. 2.7.	Medición temperatura T5. -----	19
Fig. 2.8.	Anillos guías y turbinas de potencia. -----	21
Fig. 2.9.	Conducto de salida. -----	22
Fig. 2.10.	Caja de engranajes de reducción -----	25
Fig. 2.11.	Caja de accesorios. -----	27
Fig. 2.12.	Válvula de aire de sangrado. -----	30
Fig. 2.13.	Sistema esquemático de lubricación parte posterior.-----	34
Fig. 2.14.	Sistema esquemático de lubricación parte frontal. -----	35
Fig. 2.15.	Sistema esquemático de combustible. -----	38
Fig. 2.16.	Estaciones. -----	46
Fig. 3.1.	Vista lateral del avión SKA-350. -----	50
Fig. 3.2.	Vista de instrumentos del motor a 20 000 ft de altitud. -----	55
Fig. 4.1.	Ciclo de turbina de gas de presión constante y adiabática. -----	68
Fig. 4.2.	Chadwick Helmut. -----	71
Fig. 4.3.	Sensor en el área del compresor. -----	72
Fig. 4.4.	Sensor en el área de las turbinas. -----	73
Fig. 4.5.	Conexión del equipo al motor. -----	74

Fig. 4.6.	Avión encendido con equipo Chadwick Helmut conectado. -----	74
Fig. 4.7.	Indicador de Posición de Vibración tipo reloj (dial). -----	75
Fig. 7.1.	Entrada de aire al motor. -----	93
Fig. 7.2.	Entrada de aire al motor con su respectivo cobertor. -----	94

NOMENCLATURA.

C/T.	Turbina del compresor.
CSU.	Gobernador de la hélice.
Cr.	cromo.
FOD.	Daños por objetos extraños.
FCU.	Unidad de control de combustible.
Ft.	Pies.
HSI.	Inspección de partes calientes.
I T T.	Temperatura inter.- turbinas.
IPS.	Pulgadas por segundos.
Kt.	Nudos.
Nf.	Revoluciones de las turbinas de potencia
Ng.	Revoluciones del compresor.
Np.	Revoluciones de la hélice
Ni.	Níquel.
O A T.	Temperatura exterior.
P/T.	Turbina de potencia.
P3.	Presión de aire tomada a la salida de los difusores.
Px.	Presión P3 medida con un restrictor.
Pa.	Presión ambiente
P 2.5.	Entre la segunda y tercera etapa del compresor.
P1.	Presión de la bomba de combustible.
P2.	Presión de la válvula de derivación.
PSI.	Libra por pulgada cuadrada.

pph.	Libra por hora.
SHP.	Caballos de fuerza al eje.
SFC.	Unidad de control de arranque.
T5.	Temperatura entre las turbinas.
T7.	temperatura de escape.
T5D.	Temperatura promedio calculada.
Tq.	Torque.
Wf.	Flujo de combustible.

CAPÍTULO I

GENERALIDADES.

RESUMEN.

El presente trabajo tiene como finalidad hacer un análisis de rendimiento y confiabilidad de los motores PT6-60. Estos son muy utilizados dentro del medio aeronáutico nacional por su versatilidad, además contiene información compilada de datos, parámetros de operación y fallas tomadas de mecánicos operadores locales que manipulan aeronaves con este tipo de motor así como los Manuales de Mantenimiento del Motor diseñados por los fabricantes.

Se desarrolla una breve descripción del motor, sus principales secciones y sistemas para su comprensión y aplicación dentro de los parámetros de rendimiento y confiabilidad.

Se elabora una comparación de parámetros de funcionamiento del motor en condiciones atmosféricas que existen en nuestro país y relaciono con los entregados por el fabricante.

Se efectúa un análisis de fallas más comunes y se proporciona una lista de posibles causas a los problemas como fuente de consulta para los interesados en este tema y que desarrollen la visión del mantenimiento predictivo.

Finalmente es importante para el mecánico operador de una flota de aviones equipados con este tipo de motores saber el rendimiento económico que estos brindan, los gastos que implica la operación y el mantenimiento de estas máquinas.

Este trabajo fue desarrollado para satisfacer expectativas del estudiante de Mecánica de Aviación en todos los sectores institucionales que cuenten con este tipo de motor, para que con experiencias reales conozcan el correcto funcionamiento del motor, los beneficios y bondades que acarrea la operación de los mismos.

EL GRADUADO.

1.1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.

El Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico siendo el único centro de educación superior dedicado a la instrucción del medio aeronáutico, en la actualidad no cuenta con el suficiente material didáctico en motores de aviación que se encuentren basados en experiencia reales de mecánicos operadores locales.

Los estudiantes de este instituto tienen la necesidad de contar con un material didáctico de acuerdo con la tecnología utilizada en la actualidad para poder ingresar al mundo laboral con ideas claras del medio en el que se desempeñarán.

1.2. OBJETIVO GENERAL.

Realizar el análisis de rendimiento y confiabilidad del motor PT6-60 para obtener una fuente de consulta basada en experiencias reales de los mecánicos operadores locales.

1.3. OBJETIVOS ESPECÍFICOS.

- Elaborar la descripción del motor para conocer sus generalidades, el funcionamiento, ubicación de sus secciones y sistemas para relacionar con los rangos de rendimiento y confiabilidad.

- Realizar una verificación del nivel de aprovechamiento de potencia para establecer límites de operación del motor según la región geográfica que opera estableciendo parámetros de temperatura, presión y vibraciones.
- Realizar la localización de fallas y posibles causas más comunes con mecánicos operadores locales para identificarlas según el medio en el que trabaja el motor.
- Elaborar un estudio económico para verificar costos de operación y mantenimiento del motor en el avión.

1.4. JUSTIFICACIÓN.

Con el presente proyecto el alumno, personal docente y docente contarán con una fuente de consulta basadas en experiencias reales de operación del motor PT6-60 utilizado en varias aeronaves de nuestro país.

El ambiente de funcionamiento del motor PT6-60 en los aviones en plataforma genera varios factores como: averías, mantenimiento, control y monitoreo, que deben ser estudiados y transmitidos a estudiantes interesados en este tema.

Este proyecto está dirigido directamente al Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico, a la Escuela de Aviación Naval en el área de instrucción e instructores que se beneficiarán con un apoyo didáctico total para el correcto intercambio de enseñanza aprendizaje.

CAPÍTULO II

CONOCIMIENTOS GENERALES DEL MOTOR.

2.1. REFERENCIAS POSICIONALES.

Me permito citar las referencias posicionales utilizadas en el motor para posteriormente poder entender de mejor manera la terminología utilizada en el desarrollo del presente proyecto.

“Los términos izquierda, derecha, sentido de las agujas del reloj, contrasentido de las agujas del mismo, arriba, abajo y referencias similares se toman mirando al motor desde atrás, en una posición horizontal, con la caja de accesorios enfrente del observador.

Cuando los componentes se mencionan en dirección circunferencial, la posición No.1 es como la de un reloj a las 12 en punto o en la primera posición en el sentido de rotación de las agujas del reloj, a derechas. Las siguientes posiciones aumentan en secuencia, a derechas, igualmente visto desde atrás.

En este capítulo se describirán los componentes básicos y la operación de las turbinas. Dentro de los sistemas de turbina y hélice incrementa la vida de las turbinas y permite mayor seguridad. Para los sistemas de protección anti hielo”. *Tomado de el manual de mantenimiento motor capítulo #72-30.*

Con esta pequeña aclaración se desarrolla la descripción del motor PT6-60.

2.1.2. DESCRIPCIÓN DEL MOTOR.

En el manual de mantenimiento del motor en el capítulo # 72-30 encontramos una descripción general del motor la cual será utilizada en lo posterior para comprender su eficiencia y confiabilidad.

“Las descripciones en este manual se basan en un motor PT6 genérico. Se mencionarán las características más sobresalientes de todos los motores aunque para tener una descripción exacta y con pormenores de cada modelo se puede obtener de Pratt & Whitney el libro llamado "Descriptives Notes"

El King Air B300 es propulsado por dos turbinas marca Pratt and Whitney, modelo-60, estas turbinas son del Tipo de flujo inverso, turbina libre de 1050 caballos de fuerza al eje y fabricadas por la United Aircraft of Canadá, Ltda.

El PT6 es un motor de turbina libre, de pequeño tamaño y peso. La relación de compresión del compresor varía de 6.3:1 a 12.0:1 según el modelo de motor. La potencia generada varía de 400 a 1424 SHP también el modelo. El motor utiliza dos secciones de turbina independientes, una es la turbina que mueve el compresor (C/T) y la otra la turbina de potencia (P/T) que a través de la caja reductora mueve la hélice. Esta última es de dos etapas a partir del modelo -41. El motor es autosuficiente ya que el sistema de lubricación movido desde la caja de accesorios provee presión de aceite para el torquímetro y potencia para el control del ángulo de la hélice.

El aire entra por la parte trasera del motor a través de una cámara anular (inlet case) y desde ahí se dirige hacia el compresor. Este consta de cuatro etapas axiales y de una etapa centrífuga todo ensamblado y formando una unidad integral”. (Ver la Fig. # 2.1).

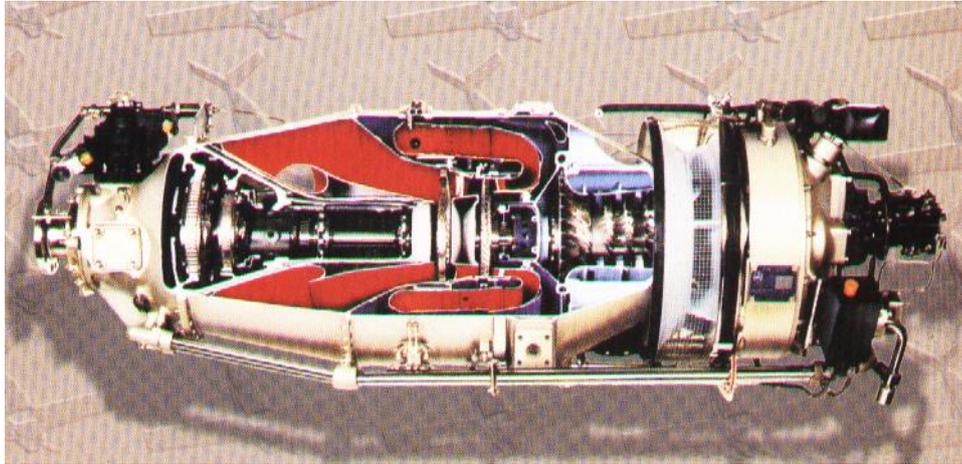


Fig. 2.1. Corte transversal del motor.

2.2. SECCIONES.

Las secciones principales de la turbina PT6 son: la de entrada de aire, del compresor, turbinas, combustión, escape, caja de engranajes de accesorios y la de reducción. Con el conocimiento general de cada una de estas secciones contaremos con el material suficiente para analizar el rendimiento y la confiabilidad del motor.

2.2.1. SECCIÓN DE ENTRADA DE AIRE AL COMPRESOR.

(INLET CASE)

“Esta carcasa (compressor inlet case) es una pieza de fundición de aluminio circular y forma por su parte delantera la cámara de entrada de aire al compresor. Una malla metálica alrededor de la entrada de aire previene que partículas extrañas puedan entrar en

el compresor. En su parte trasera forma la cámara del tanque de aceite, con pasajes para el aceite a presión y para el de recuperación. Tiene en el fondo un tapón de drenado del aceite asegurado con un pasador. En la parte inferior del tanque se encuentra la bomba de alimentación de aceite sujeta al diafragma de la caja de accesorios con cuatro tornillos. La bomba tiene una válvula reguladora de presión para el ajuste de la misma. En su mano derecha tiene el alojamiento de la carcasa del filtro la cual incorpora una válvula unidireccional y otra de derivación (bypass).

En el centro de la carcasa se encuentra el alojamiento del cojinete No.1 y su sello de laberinto. La lubricación del cojinete la provee un inyector atornillado a la carcasa y recibe el aceite de pasajes internos en la misma. Un tubo cónico, con empaques a ambos lados, conecta la zona del cojinete con la caja de accesorios, drenando por ahí el aceite y dejando pasar un eje el cual proporciona movimiento a los engranajes de la caja de accesorios, incluyendo al del motor de arranque / generador el cual inicia la rotación del motor hasta que se produce la ignición y el compresor se vuelve autosuficiente”. *Tomado del manual de mantenimiento del motor en el capítulo #72-30-10.*

La descripción de la caja de entrada de aire al motor (Ver la Fig. 2.2.) la tomaremos en cuenta en el análisis de fallas para determinar la confiabilidad del motor.

Esta etapa del motor es muy importante ya que una avería en la misma afectaría directamente en el rendimiento del motor, pudiendo causar que el mismo quede fuera de servicio.



Fig. 2.2. Caja de entrada de aire.

También otro de los componentes necesario de citar en este capítulo es:

2.2.2. SECCIÓN DEL ROTOR Y ESTATOR DEL COMPRESOR.

“Estas dos partes integrantes del compresor se componen de cuatro etapas teniendo cada una un rotor con alabes, un espaciador y una fila de alabes fijos o estator. Al final se encuentra una etapa de compresor centrífugo. La primera etapa de alabes, de cuerda ancha, suelen ser de titanio para que resistan mejor los impactos de FOD, mientras que las siguientes son de acero inoxidable y de igual perfil. Los alabes entran en unas ranuras en los discos y debido al juego existente produce el sonido característico al girar el compresor lentamente. Algunos motores tienen los alabes y el disco de una sola pieza. La longitud de los alabes decrece paulatinamente disminuyendo el paso del aire. Como

la velocidad axial del aire se mantiene, el resultado es un aumento en la compresión del mismo.

En los motores -60 los estatores primero y segundo tienen 44 alabes y el tercero 40. Los alabes fijos se mantienen en su lugar entrando por ranuras en un aro circular y sujetos con plata fundida. Los tres aros forman a su vez el tubo por el que circula el aire y están atornillados entre sí y con la guía del compresor centrífugo. Tienen retenes que evitan un movimiento circular entre ellos. El impelente centrífugo recibe por su parte frontal un eje (stubshaft) que es el soporte del cojinete No.2 y tiene estrías por donde se conecta con el disco de la turbina del compresor (C/T Disk). El conjunto rotativo formado por el stubshaft, impelente y alternativamente cuatro espaciadores y cuatro discos, se encuentra firmemente unido por medio de 6 tomillos pasantes (tie rods). A la hora de ensamblar hay que ir montando una a una cada etapa, incluyendo la etapa estatora entre cada una de las etapas rotoras.

El disco número uno del compresor tiene una extensión hacia atrás que entra en el cojinete No.1. Este disco con la extensión reciben el nombre de HUB.

El conjunto estator se sujeta y alinea con el resto del motor por su parte trasera con la caja de entrada de aire y en la trasera con el generador de gases (sujeto con un aro reten, o tomillos según modelo). El rotor, concéntrico con el estator y con el resto del motor, se sujeta radialmente y axialmente en su parte trasera con el cojinete No.1, de bolas, y por la parte delantera se fija radialmente con el cojinete No. 2, de rodillos, que permite movimiento axial, y la expansión térmica de la masa del rotor.

Un eje de acero hueco y estriado internamente en su extremo une el rotor del compresor por el lado del HUB con el engranaje de entrada. Este eje tiene un reten con bola en su parte delantera para evitar empujar los cojinetes de rodillos del mismo”. (Ver la Fig. 2.3.). Tomado de manual de mantenimiento del motor de capítulo #72-30-00.

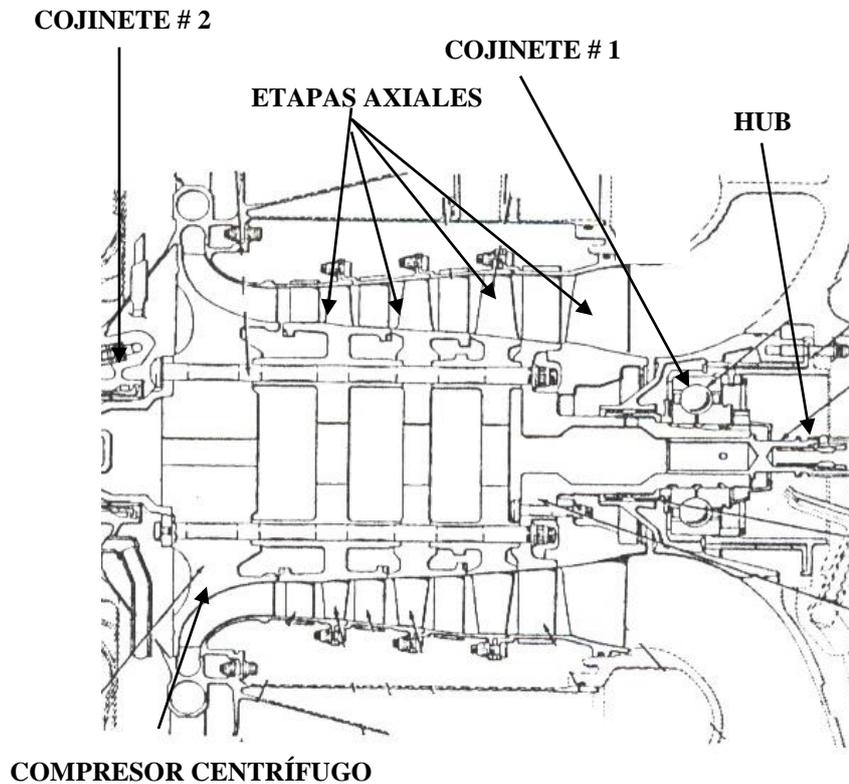


Fig. 2.3. Compresor.

El dispositivo citado es muy importante por las comparaciones que realizaremos con relación a las revoluciones del compresor con respecto a los parámetros proporcionados por el fabricante y los obtenidos en las pruebas durante el vuelo para tener una correcta comprensión en el rendimiento del motor. De igual manera revisaremos esta etapa del motor en el análisis de fallas.

2.2.3. GENERADOR DE GASES.

La descripción del generador de gases la encontraremos en el manual de mantenimiento del motor en el capítulo # 72-30-04.

“La carcasa del generador de gases es una estructura simple que aloja en su parte trasera al compresor y en la delantera la sección de combustión. En el diafragma central se alberga el cojinete No.2. (Ver la Fig. 2.4.).

La transición del compresor a la sección de combustión se realiza a través de 21 tubos difusores los cuales deceleran el aire saliendo del compresor centrífugo al tiempo que aumenta la presión estática alrededor de la cámara de combustión, presión llamada P3. El generador de gases se une por su parte trasera a través de la pestaña "F" a la carcasa de entrada de aire al compresor.

La sección trasera del generador de gases tiene una salida lateral para alojar la válvula de sangrado del aire del compresor. En el costado lateral del generador de gases hay una salida de aire P3 para la presurización de la cabina del avión. El cojinete No.2 con dos sellos de laberinto, situado en el centro del diafragma. El sello frontal, que es el de la sección caliente, atornillado al diafragma mientras que el sello trasero, el del lado del compresor, está asegurado al diafragma por medio de aro reten. El generador de gases tiene en su sección delantera 14 agujeros para los inyectores de combustible, También presenta dos agujeros más en la posición 6 del reloj para las válvulas de drenado. En las posiciones del reloj 4 y 9 se encuentran dos agujeros roscados para las bujías, las cuales entran en la cámara de combustión para causar la ignición de la mezcla de aire y

combustible. El motor se monta en el avión a través de 3 o 4 montantes flexibles que se atornillan en la circunferencia exterior del generador de gases”. (Ver la Fig. 2.4.).

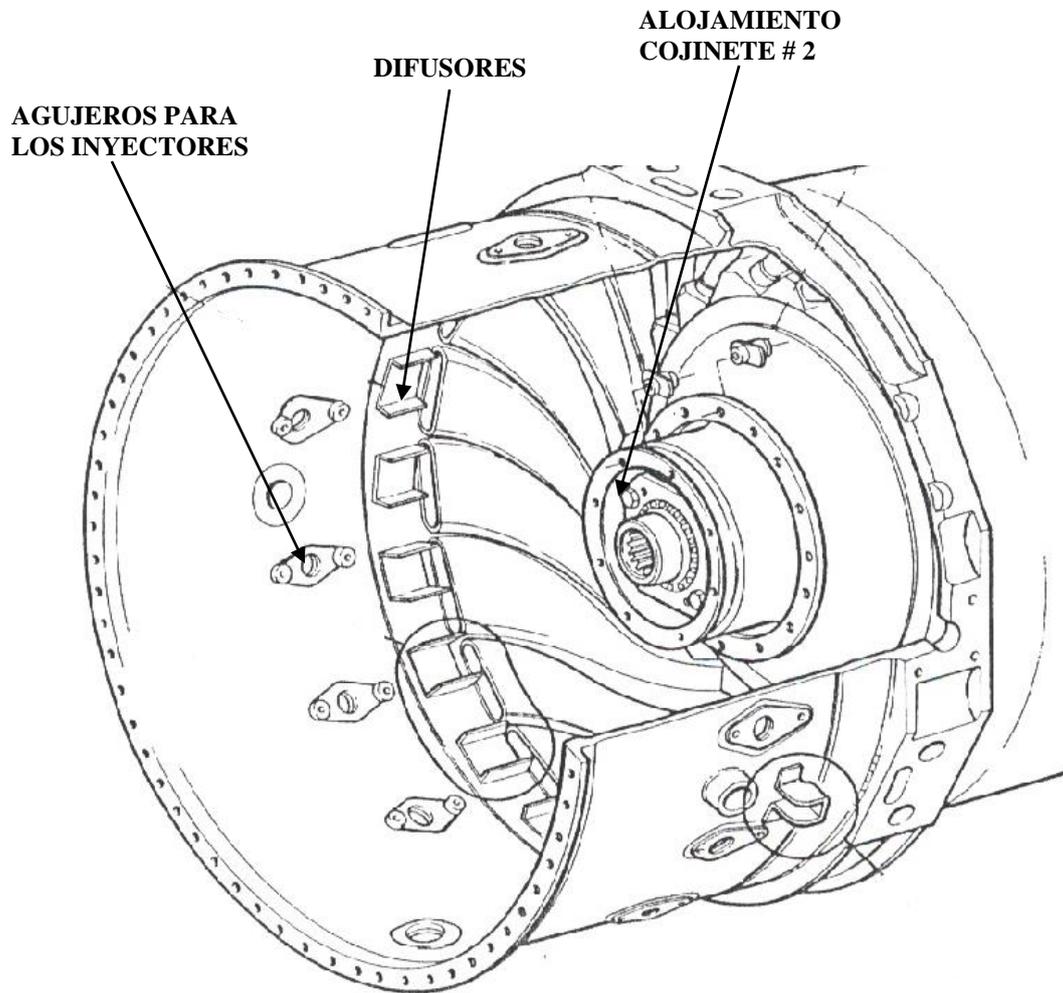


Fig. 2.4. Generador de gases.

La descripción del generador de gases será considerada para nuestro análisis de rendimiento ya que esta área es en la cual se producen los cambios de temperatura del motor, de igual manera se analizarán las fallas existentes en capítulos posteriores.

2.2.4. COMBUSTIÓN Y CONDUCTOS DE SALIDA.

“La cámara de combustión es de flujo reverso y consiste de una cámara anular de aleación de níquel en plancha abierta por un lado. Una serie de agujeros, atravesando la chapa libremente o a través de 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 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 generador de gases por 7 de los 14 protectores de los inyectores de combustible.

La parte trasera exterior esta sujeta por una unión deslizante en el conducto de salida grande mientras que la interior se apoya en el conducto de salida pequeño. 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. El conducto grande tiene una doble pared por donde entra aire "frío" P3 para protección contra el calor. Este se atornilla en su parte central al generador de gases.

El conducto pequeño se atornilla al soporte de la etapa estatora de la turbina”.
(Ver la Fig. 2.5.). *Tomado de manual de mantenimiento del motor de capítulo #72-40-01.*

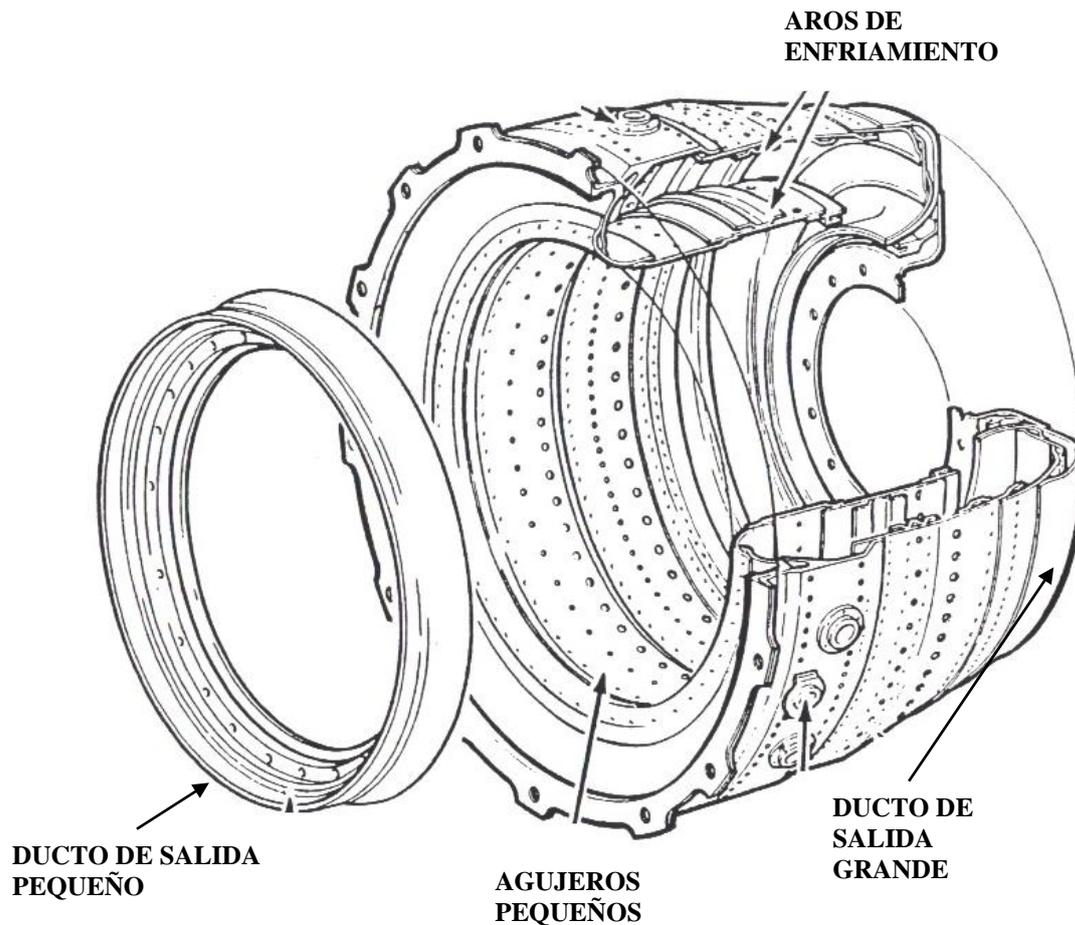


Fig. 2.5. Cámara de combustión.

La razón por la cual se toma en cuenta esta sección es para la verificación de las fallas que son causadas por las elevadas temperaturas, las que disminuyen el rendimiento y la confiabilidad del motor.

2.2.5. ESTATOR DE LA TURBINA DEL COMPRESOR.

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

carcasa que rodea los alabes de la turbina (shroud housing). Este shroud housing se extiende hacia adelante y forma una superficie cilíndrica exterior donde se apoya y desliza el aro de sellado inter-etapas (en los modelos grandes es la envolvente la que tiene alojado el aro de sellado) 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 alabes la mínima luz para evitar fugas de gases al tiempo que se evitan los rozamientos y desgastes. Si la luz es demasiado grande esta se manifiesta con alta temperatura”. (Ver la Fig. 2.6).

Tomado del manual de mantenimiento de l motor del capítulo 72-50-01.

2.2.6. TURBINA DEL COMPRESOR.

“La turbina del compresor consiste de un disco y de 59 alabes, hace girar al compresor en sentido contrario a la agujas del reloj.

El disco esta unido a través de un eje estriado al acople (stubshaft) del compresor y sujeto por un tomillo y una arandela reten. Una de las estrías es mas grande, maestra, para que siempre se instale en la misma posición y mantener así su balance original. Los 59 alabes se sujetan al disco con un corte de cola de abeto y se aseguran con remaches tubulares. Los alabes de aleación de níquel tienen en algunos modelos una extensión fina para evitar un fuerte rozamiento en caso de contacto con los segmentos. En la punta de los alabes hay una superficie plana de referencia para hacer el chequeo de alargamiento. 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”. (Ver la Fig. 2.6). *Tomado del manual de mantenimiento de l motor del capítulo 72-50-02.*

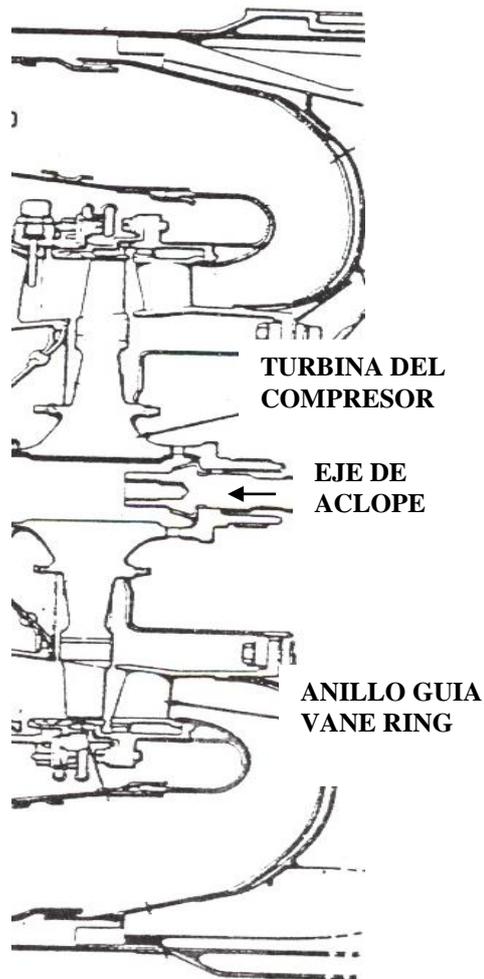


Fig. 2.6. Anillo guía y turbina del compresor.

El anillo guía y la turbina del compresor fueron considerados para poder ser establecidas como una de las partes en las que la temperatura de los gases se recibe directamente, siendo propensas a tener averías que redujeran el rendimiento del motor.

2.2.7. TEMPERATURA ÍTER TURBINAS T5.

“El sistema de indicación de la temperatura inter turbinas (T5) esta designado para darle al operador una indicación precisa de la temperatura de los gases medida en un punto localizado entre las turbinas del compresor y potencia. El sistema consiste de dos cables, 8

termopares y un par de aros paralelos (bus bar). Los termopares son del tipo chromel-alumel y se colocan en paralelo, siendo T5 el promedio de los 8 termopares. El alambre de chromel es magnético y tiene la siguiente composición: 90% Ni y 10% Cr. El alambre alumel tiene la siguiente composición: 98% Ni y 2% Al.

Los termopares penetran dentro del flujo de gases a través de un agujero roscado en la carcasa de la turbina de potencia y se sitúan inmediatamente delante del borde de ataque de los alabes estatores de la turbina de potencia. Desde el terminal del bus-bar sale un cable blindado (wiring harness) al exterior hasta un bloque terminal en el generador de gases en la posición de las 2 del reloj, desde donde sale la señal para la instrumentación en la cabina. En el bloque terminal, los tomillos del cable chromel son mas pequeños para evitar errores.

Externamente y con conexión en paralelo se instala una varilla compensadora (trim) consistente en una resistencia de chromel dentro de un tubo de acero inoxidable que se extiende hacia atrás, hasta la malla de entrada al compresor en la posición de las 2 del reloj. La función de esta varilla compensadora es la de modificar la temperatura medida, T5, en una cantidad determinada durante el proceso de test (prueba) en el banco adecuado, teniendo en cuenta para este cálculo la temperatura de salida de los gases T7 y otros parámetros del motor que dan como resultado una temperatura calculada T5D, mejor reflejo de lo que realmente esta pasando dentro del motor. Estas varillas, si hay que cambiarlas en el campo, hay que hacerlo con otra de la misma clase o valor de la resistencia".(Ver la Fig. 2.7). *Tomado del manual de entrenamiento del motor del capítulo 7.5.*

La descripción del sistema de indicación de la temperatura inter turbinas es tomada en cuenta ya que este es un parámetro que se utiliza para establecer los límites de potencia del motor evitando los sobrecalentamientos y discrepancias en el motor que causarían la disminución del rendimiento.

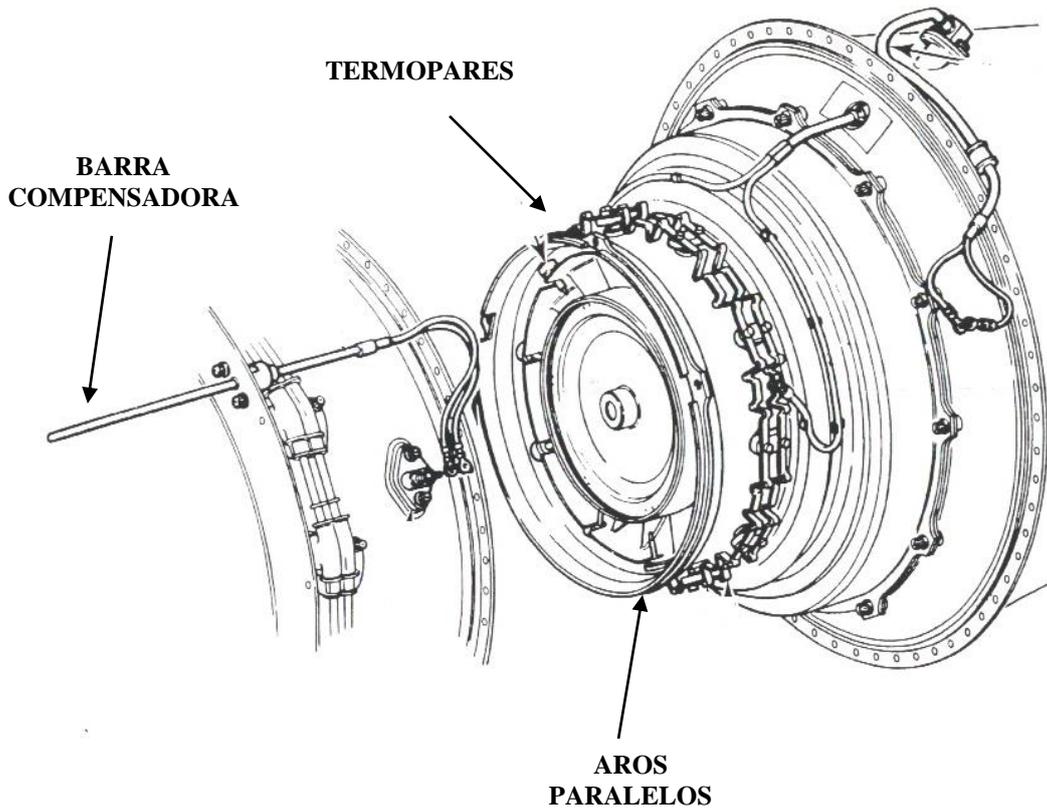


FIG. 2.7. Medición temperatura T5.

2.2.8. ESTATOR DE LA TURBINA DE POTENCIA.

“El anillo guía o vane ring dirige el flujo de gases con ángulo óptimo para hacer girar al rotor de la turbina de potencia. La carcasa del estator y el aro de contención con el conjunto del vane ring da apoyo al aro de sellado inter-etapas y todos están atornillados al conducto de salida de los gases por la pestaña "D". El aro de sellado inter-etapas se

encuentra en la sección caliente”. (Ver la Fig. 2.8). *Tomado del manual de mantenimiento del motor del capítulo 72-50-04.*

2.2.9. ROTOR DE LA TURBINA DE POTENCIA.

“El conjunto de turbina de potencia se compone de dos discos, alabes y pesos clasificados. Este mueve los engranajes de reducción a través del eje en el sentido de las agujas del reloj. Se requiere chequear el disco por crecimiento radial este es estriado en su eje, y engrana en el eje de la turbina de potencia siendo asegurado por un tomillo y una arandela de fijación. Una estría maestra asegura que el disco de la turbina se instale en una posición pre-determinada para mantener el balance original, el cual se realiza con su eje y con los cojinetes No.3 y No.4. El número de pesos clasificados requeridos se determina durante los procedimientos de balanceo y son remachados a una pestaña localizado en la parte trasera del disco. Los alabes de la turbina de potencia son distintos de los de la sección caliente ya que tienen en la punta una plataforma que cuando están todos juntos forman un aro circular. Los alabes entran en ranuras del disco con perfil de colas de abeto y sujetos por remaches tubulares. La punta de los alabes gira dentro de un aro con doble separación que provee un sello continuo a los gases e incrementa la eficiencia de turbina”.(Ver la Fig.2.8). *Tomado del manual de mantenimiento del motor del capítulo 72-50-03.*

El estator y el rotor de la turbina de potencia han sido tomados en cuenta ya que se encuentran en el área de ínter turbinas y la temperatura existente en ese sector es considerada para establecer límites de rendimiento del motor. Además las averías en esta área disminuyen la confiabilidad del mismo.

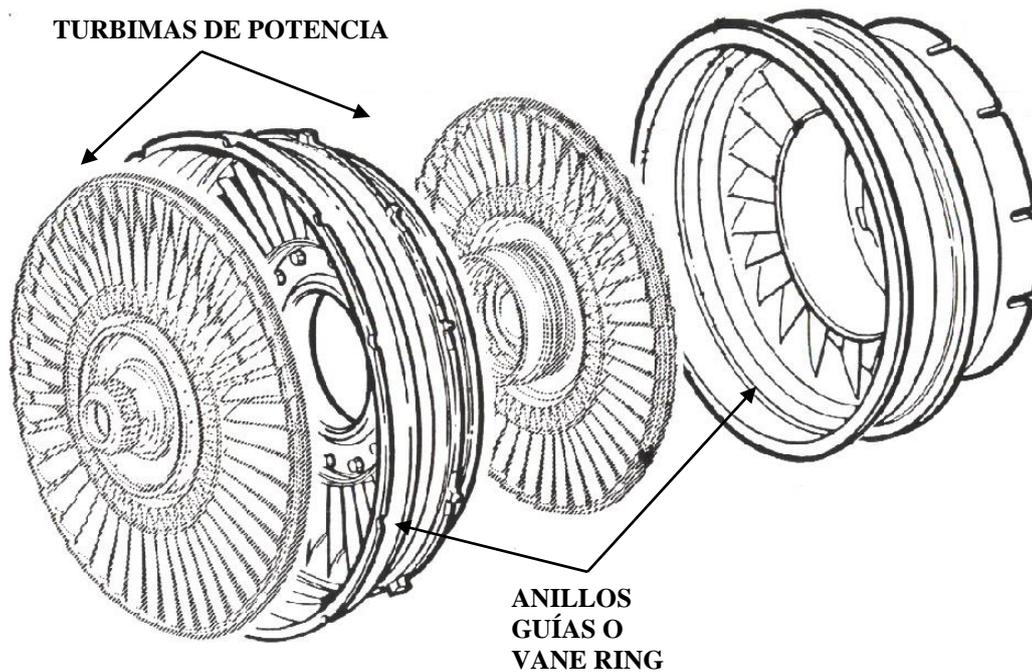


Fig. 2.8. Anillos guías y turbinas de potencia.

2.2.10. CONDUCTO DE SALIDA.

“El conducto de salida de los gases consiste en un conducto de acero resistente al calor en forma divergente con una o dos salidas al exterior, según modelo de motor. Este conducto está atornillado a la pestaña "C" del generador de gases y se compone de dos secciones. La sección exterior cónica, que tiene dos puertas de salida con pestaña, forman 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 en la posición de las 6 del reloj cerca de la pestaña "C" permite la evacuación de combustible que se pueda generar durante el apagado del motor". (Ver la Fig. 2.9). Tomado del manual de mantenimiento del motor del capítulo 72-50-00.

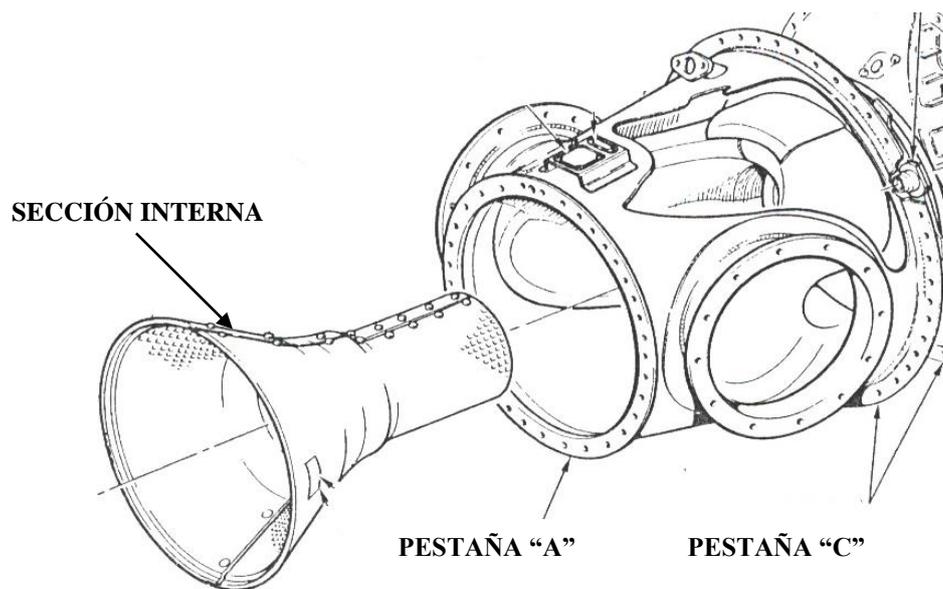


Fig. 2.9. Conducto de salida.

La razón por la que el conducto se toma en cuenta es porque las averías en ellos dejarían fuera de servicio al motor causando así pérdida económica y la temperatura de salida de los gases se la utiliza para el cálculo de presiones en las etapas del motor y poder relacionar los parámetros obtenidos con el rendimiento del mismo.

2.2.11. CAJA DE ENGRANAJES DE REDUCCIÓN.

“La caja reductora esta 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 la carcasa trasera. 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 encajan dentro del acople del eje de la turbina y se aseguran por medio de dos anillos retenedores. El acople a su vez, esta estriado y entra en el eje de la turbina de potencia y asegurado por una tuerca y una arandela aseguradora. El engranaje sol mueve los tres engranajes planetarios de la primera etapa de reducción.

El aro engranado sobre el que gira la primera etapa esta colocado sobre unas estrías helicoidales de la carcasa trasera de la caja de reducción. El torque desarrollado por la turbina de potencia es transmitido al engranaje sol y a los tres engranajes planetarios. Reaccionando contra este torque esta el aro engranado, resultando en rotación del conjunto planetario. Este, al tener estrías helicoidales, puede girar y avanzar axialmente hasta un punto limitado por tres retenes.

La segunda etapa de reducción se aloja en la carcasa delantera de la caja de reducción. El conjunto planetario de la primera etapa esta 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. El aro engranado de la segunda etapa

esta fijo a la carcasa delantera de la caja de reducción por estrías rectas y asegurado por tres retenes atornillados. El conjunto de engranajes de la segunda etapa esta a su vez unido a través de estrías al eje de la hélice y asegurado por una tuerca y arandela reten. El cojinete de rodillos No. 5 se atornilla con 4 tornillos a través de su pestaña exterior a la carcasa delantera y provee soporte radial para el conjunto de la segunda etapa de reducción y el eje de la hélice. Un tubo de transferencia de aceite esta asegurado dentro del eje de la hélice por un aro reten y provee lubricación al cojinete No.4 y al sol de la primera etapa de reducción.

Los accesorios situados en la carcasa delantera están movidos por un engranaje a 45 grados (bevel gear) montado en el eje de la hélice detrás del cojinete de bolas No.6. Las cargas de empuje de la hélice son absorbidas por este cojinete localizado en la cara delantera de la carcasa de reducción . El engranaje a 45 grados, el cojinete No.6 y el sello de aceite delantero están montados y asegurados al eje de la hélice por medio de una tuerca ranurada y una arandela reten. La tapa del cojinete No.6 esta asegurada a la carcasa frontal y tiene dos semi aros reten que facilitan el reemplazo del sello de goma del aceite. En la parte mas baja de la caja de engranajes de reducción encontramos el detector de limallas (chip detector), que será el encargado de dar una indicación luminosa en la cabina del piloto sobre algún desprendimiento de material en la misma”. (Ver la Fig. 2.10). *Tomado del manual de entrenamiento del motor del capítulo 4.2.*

La razón por la cual se ha tomado en cuenta la caja de engranajes de reducción es porque en su interior se encuentra el sistema que proporciona la indicación del torque del motor, parámetro importante para las comparaciones de rendimiento del motor, además es la que suministra las revoluciones de la hélice.

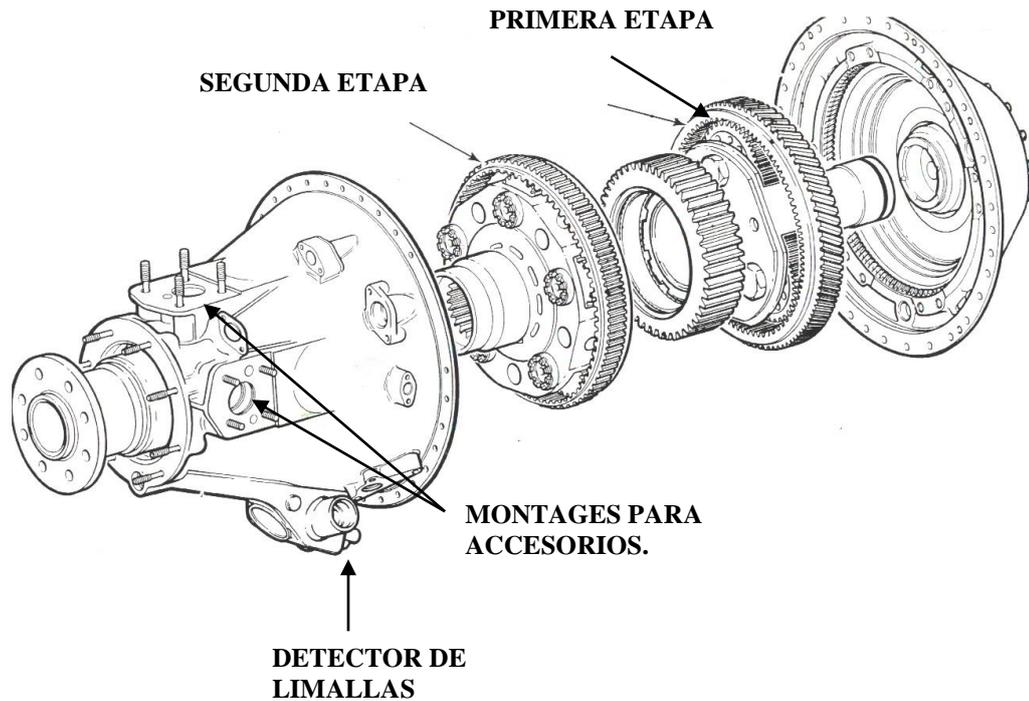


Fig. 2.10. Caja de engranajes de reducción.

2.2.12. CAJA DE ACCESORIOS.

“La caja de accesorios esta situada en la parte trasera del motor y esta 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 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 carcasa 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 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) montado y generador tacómetro de Ng. En el mismo centro se encuentra un tapón grande que al sacarlo deja espacio para que se pueda meter por el una herramienta que desacopla 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 reten de goma y muelle. 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. En el engranaje del motor de arranque se acopla una pieza impulsora que de forma centrífuga 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”. (Ver la Fig. 2.11). *Tomado del manual de mantenimiento del motor del capítulo 72-60-00.*

La caja de engranajes de los accesorios ha sido considerada ya que en ella están montados los dispositivos que proporcionarán los parámetros de revoluciones del compresor que son utilizados para la relación con el rendimiento del motor. Así mismo se encuentran montadas las bombas de combustible y aceite que por sus fallas dejarían sin operar el motor.

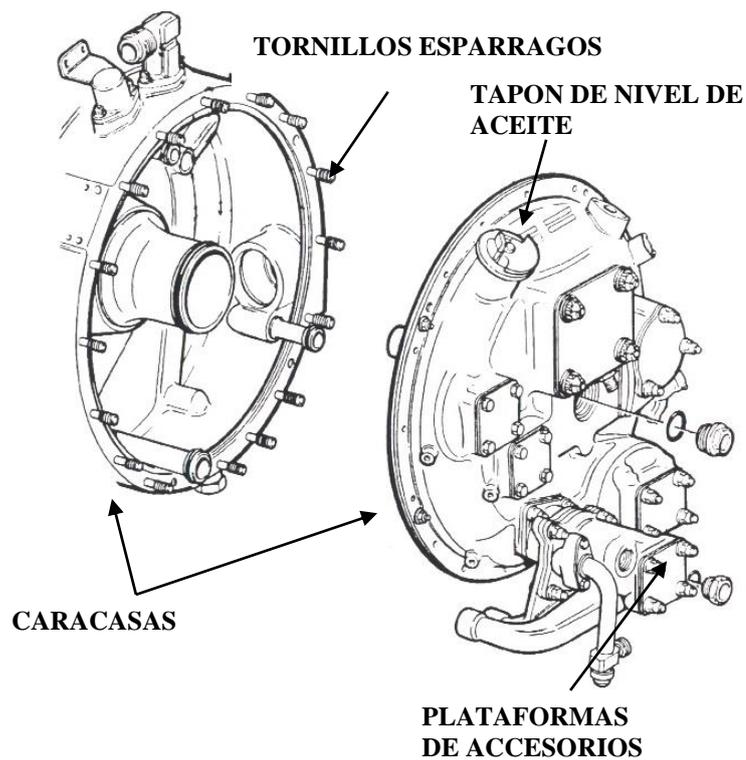


Fig. 2.11. Caja de accesorios.

2.2.13. GENERADOR TACÓMETRO.

“El generador tacómetro es del tipo eléctrico que contiene dos polos dentro del campo magnético generado por un rotor magnético que gira a velocidad proporcional a la velocidad del compresor (o turbina de potencia). El generador produce un ciclo por revolución y proporciona un voltaje de aproximadamente 21 voltios cuando gira a 4200 RPM, revoluciones como estándar en la industria se designa como 100% RPM”.

Tomado del manual de mantenimiento del motor del capítulo 72-60-01.

El generador tacómetro es el accesorio que proporciona los pulsos eléctricos que en el instrumento de la cabina del piloto se transformara en la indicación de revoluciones.

2.3. SISTEMAS DEL MOTOR.

Entre los principales sistemas del motor podemos citar:

- Sistema de aire.
- Sistema de lubricación.
- Sistema de combustible.

Estos sistemas son considerados ya que con su correcto funcionamiento garantizamos el normal rendimiento del motor.

2.3.1. SISTEMA DE AIRE DEL MOTOR.

En el motor encontramos 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, los cuales solo serán citados en este párrafo.

“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 gases, 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 gases. Uno o los dos pueden estar taponados según el requerimiento”. *Tomado del manual de entrenamiento del motor del capítulo 6.2.*

El aire de sangrado es utilizado para regular, restringir paso de combustible que se relaciona con el funcionamiento del motor.

2.3.1.1.VÁLVULA DE SANGRADO DE AIRE DEL COMPRESOR.

“Esta válvula abre una puerta de escape al aire del compresor en su etapa 2.5 evitando la entrada en pérdida del compresor a bajas revoluciones. La válvula cierra paulatinamente a medida que suben las revoluciones del motor y consiguientemente la presión P3. En la serie -60 se ha llegado a una sola válvula con distintas configuraciones que en lugar de descargar el aire al exterior lo manda hacia la entrada al compresor para aumentar su eficiencia.

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 P3 después de pasar por un orificio y ser evacuada al ambiente (P_a) a través de un vénturi. A medida que P3 aumenta, la presión P_x también aumenta hasta el punto que supera a la presión P2.5 y consigue que el pistón cierre deteniendo la salida de aire desde la etapa P2.5 del compresor”. (Ver la Fig. 2.12). *Tomado del manual de entrenamiento del motor del capítulo 2.12.*

La presión referencial a la que trabaja la válvula de aire de sangrado se encuentra en el rango de 60 +/- 10 PSI.

La válvula de sangrado se ha tomado en cuenta en este trabajo ya que evita fallas en el compresor, una falla en la misma causaría directamente la disminución del rendimiento del motor y al mismo tiempo la confiabilidad del mismo.

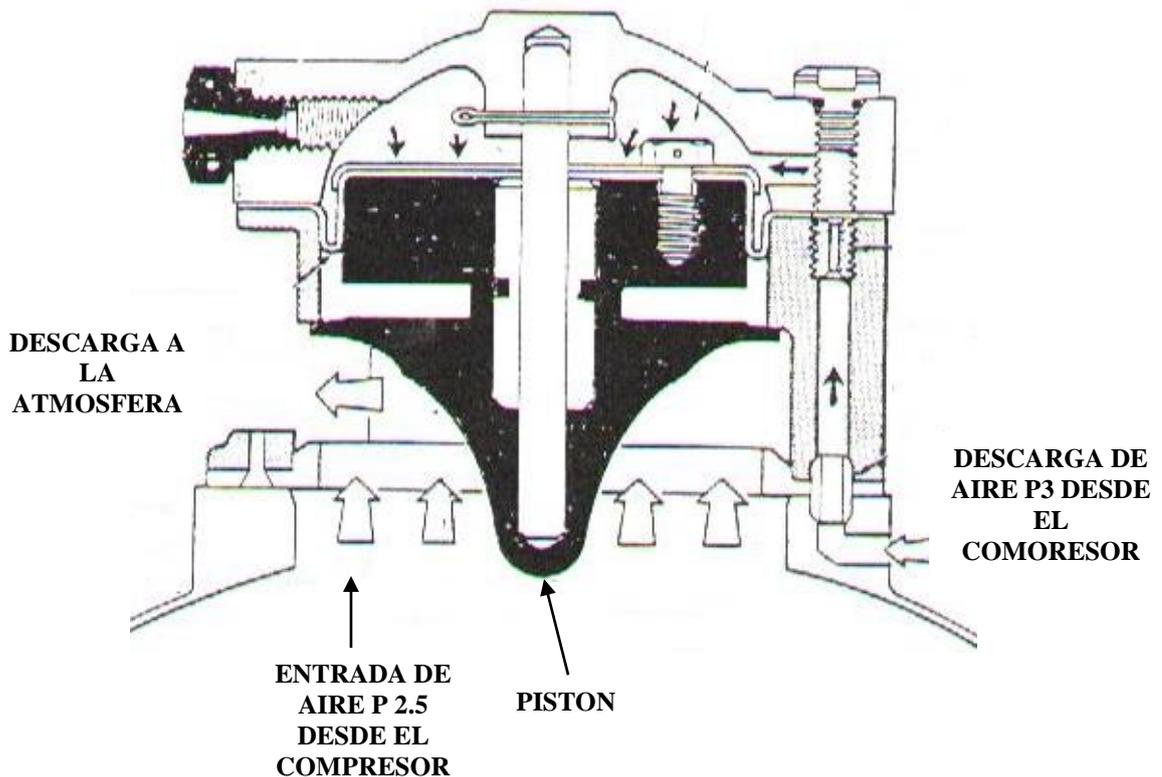


Fig. 2.12. Válvula de aire de sangrado.

2.3.2. SISTEMA DE LUBRICACIÓN.

“El sistema de lubricación esta 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 generador de gases y a la caja de reducción”. *Tomado del manual de entrenamiento del motor del capítulo 5.2.*

2.3.2.1. TANQUE DE ACEITE.

“El tanque de aceite es la cámara formada entre caja de entrada de aire 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 (Ver la Fig. 2.11). 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 mas alta del tanque de aceite. En el fondo hay un tapón para facilitar el drenado del aceite”. *Tomado del manual de entrenamiento del motor del capítulo 5.2.*

2.3.2.2. BOMBA DE ACEITE.

“Aceite presurizado circula desde el tanque al sistema de lubricación del motor, impulsado por una bomba de tipo engranaje que se encuentra dentro del tanque de aceite, en el punto mas 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”. (Ver la Fig. 2.13). *Tomado del manual de entrenamiento del motor del capítulo 5.2.*

2.3.2.3. FILTRO DEL ACEITE.

“El filtro de aceite esta en la posición 3 del reloj en caja de entrada de aire 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 hay re usables. 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 (by-pass) provee un pasaje alternativo en caso de que el filtro quede bloqueado y el aceite pasa filtrado solamente por la malla metálica, de agujeros mas grandes”. (Ver la Fig. 2.13). *Tomado del manual de entrenamiento del motor del capítulo 5.2.*

2.3.2.4. SISTEMA DE RECUPERACIÓN DEL 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 retoma 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 impulsa y tira dentro de la misma caja. (Véase Fig. 2.13) Aceite de los cojinetes No.3 y No.4 se recupera a través de un tubo interno, 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 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 impele hacia el radiador para enfriarlo. A este aceite se une el proveniente del interior de la caja de accesorios, el cual es recuperado por la bomba trasera interna y tras pasar por el radiador de enfriamiento todo el aceite regresa al tanque de aceite donde se reinicia el ciclo”. (Ver la Fig. 2.14). *Tomado del manual de entrenamiento del motor del capítulo 5.4*

2.3.2.5. CALENTADOR ACEITE / COMBUSTIBLE.

“Esta unidad utiliza la temperatura del aceite para precalentar el combustible a través de un sistema radiador. Una válvula de presurización mínima 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 del aire. Una válvula unidireccional a la salida del calentador evita el flujo reverso. 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”. (Ver la Fig. 2.13). *Tomado del manual de entrenamiento del motor del capítulo 5.4.*

El sistema de lubricación con todos sus componentes ha sido tomado en cuenta por su tarea específica dentro del funcionamiento del motor, ya que si se produjeran averías en el mismo los parámetros de operación variarían notablemente influyendo así en el rendimiento.

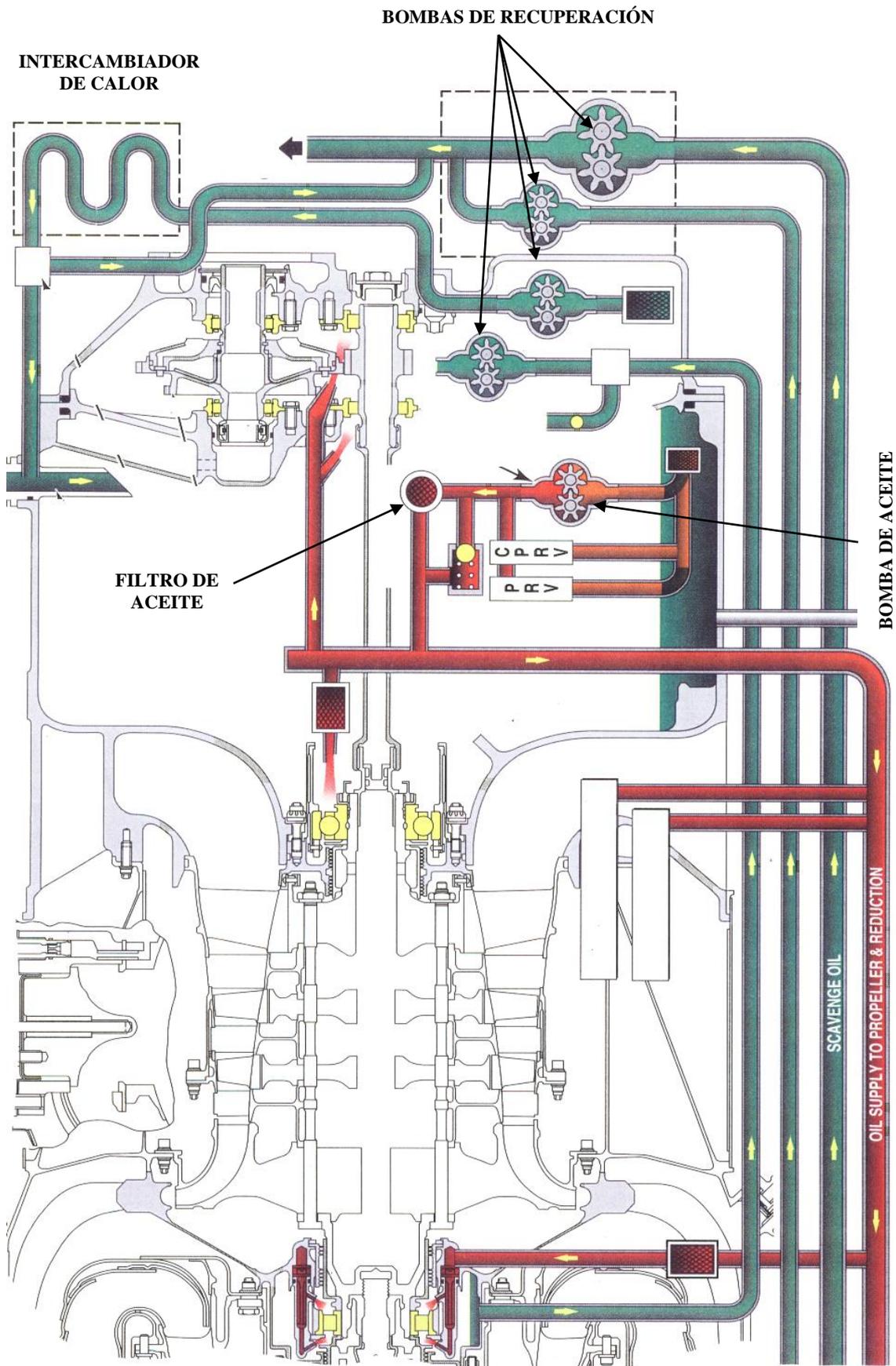


Fig. 2.13. Sistema esquemático de lubricación parte posterior.

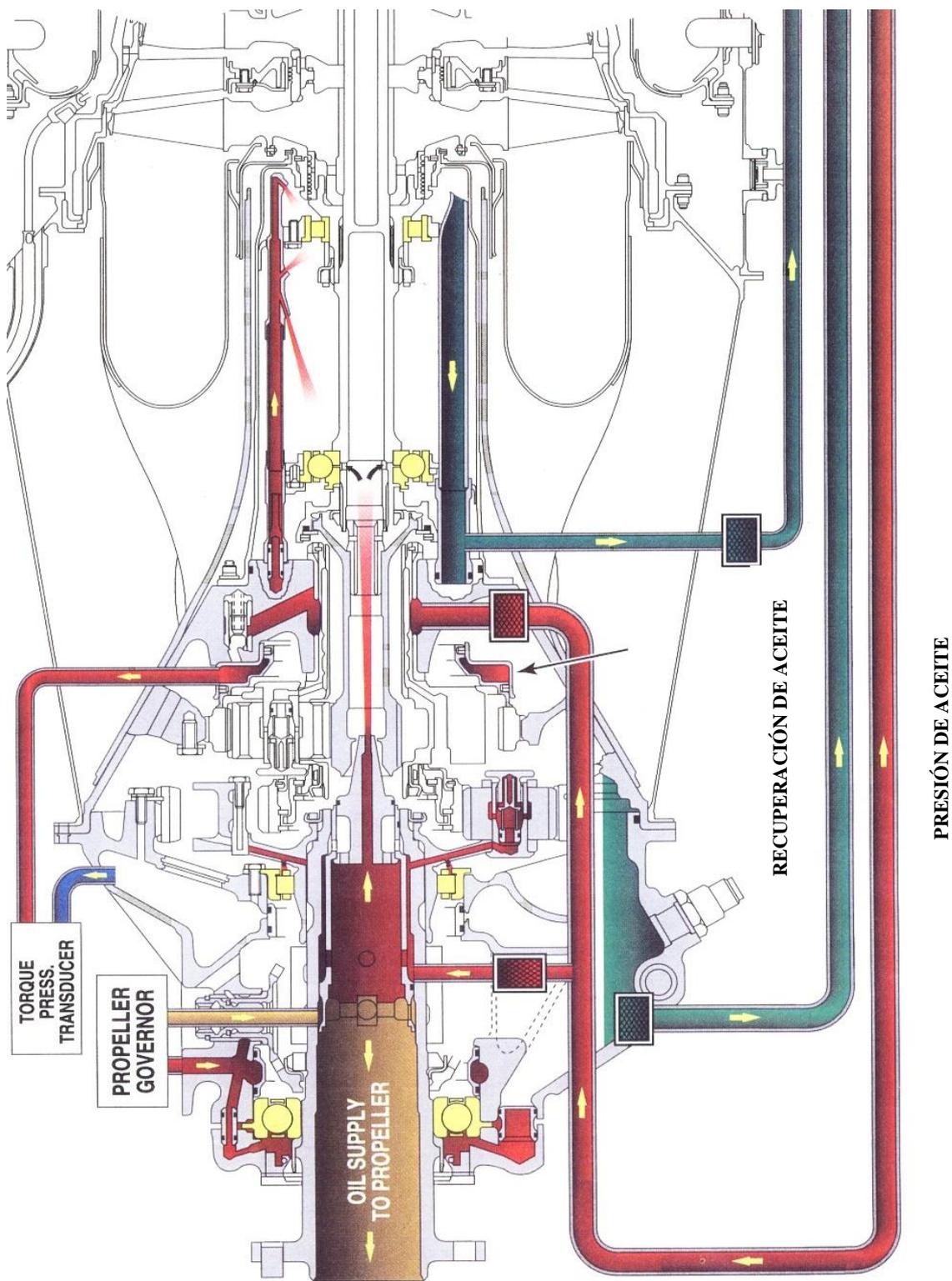


Fig. 2.14. Sistema esquemático de lubricación parte frontal.

2.3.3. SISTEMA DE CONTROL DE COMBUSTIBLE.

“El sistema de control de combustible consiste de tres unidades separadas con funciones Inter. dependientes: 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. El control de la hélice durante operaciones normales y de reversa se proveen por el medio del gobernador (CSU) el cual contiene también una válvula de inversión y el gobernador de la turbina de potencia (Nf), El gobernador de Nf provee protección de sobre velocidad en la turbina durante operación normal. Durante la operación de reversa, el gobernador de la hélice está inoperativo y el control de la velocidad de la turbina de potencia es efectuado por sección del gobernador Nf”. (Ver la Fig. 2.15). *Tomado del manual de entrenamiento del motor del capítulo 10.4.*

2.3.3.1. UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE (FCU)

“El FCU está montado sobre la bomba de combustible y es girado a revoluciones proporcionales a las del compresor (Ng). El 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 controlando esta se controla la potencia del motor”. (Ver la Fig. 2.15). *Tomado del manual de entrenamiento del motor del capítulo 10.12.*

2.3.3.2. SECCIÓN DE COMBUSTIBLE.

“El 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 (metering valve) y por la válvula de derivación (by pass). La presión del combustible después de la válvula de inyección se denomina P2. La válvula de derivación mantiene la diferencia de presión (P1-P2) 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. Si partimos del principio que $(P1-P2)=\text{Constante}$ 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 (P1-P2) ajustando la cúpula (dome) en la parte superior del FCU la cual actúa directamente sobre el muelle que balancea estas dos presiones en la válvula de derivación. Paralelamente existe una válvula de alivio (relief valve) que limita la presión dentro del FCU alrededor de las 1000 psi, situación presente en casos transitorios y si la válvula de derivación fallara”. (Ver la Fig. 2.15). Tomado del manual de entrenamiento del motor del capítulo 10.04.

La razón por la cual el sistema de combustible del motor ha sido tomado en cuenta es que gracias al correcto funcionamiento de todos sus componentes la operación del motor se podrá efectuar de manera que el rendimiento y la confiabilidad estén al máximo.

Además el flujo del combustible es considerado para verificar rentabilidad del motor y para comparar parámetros de correcta operación del mismo.

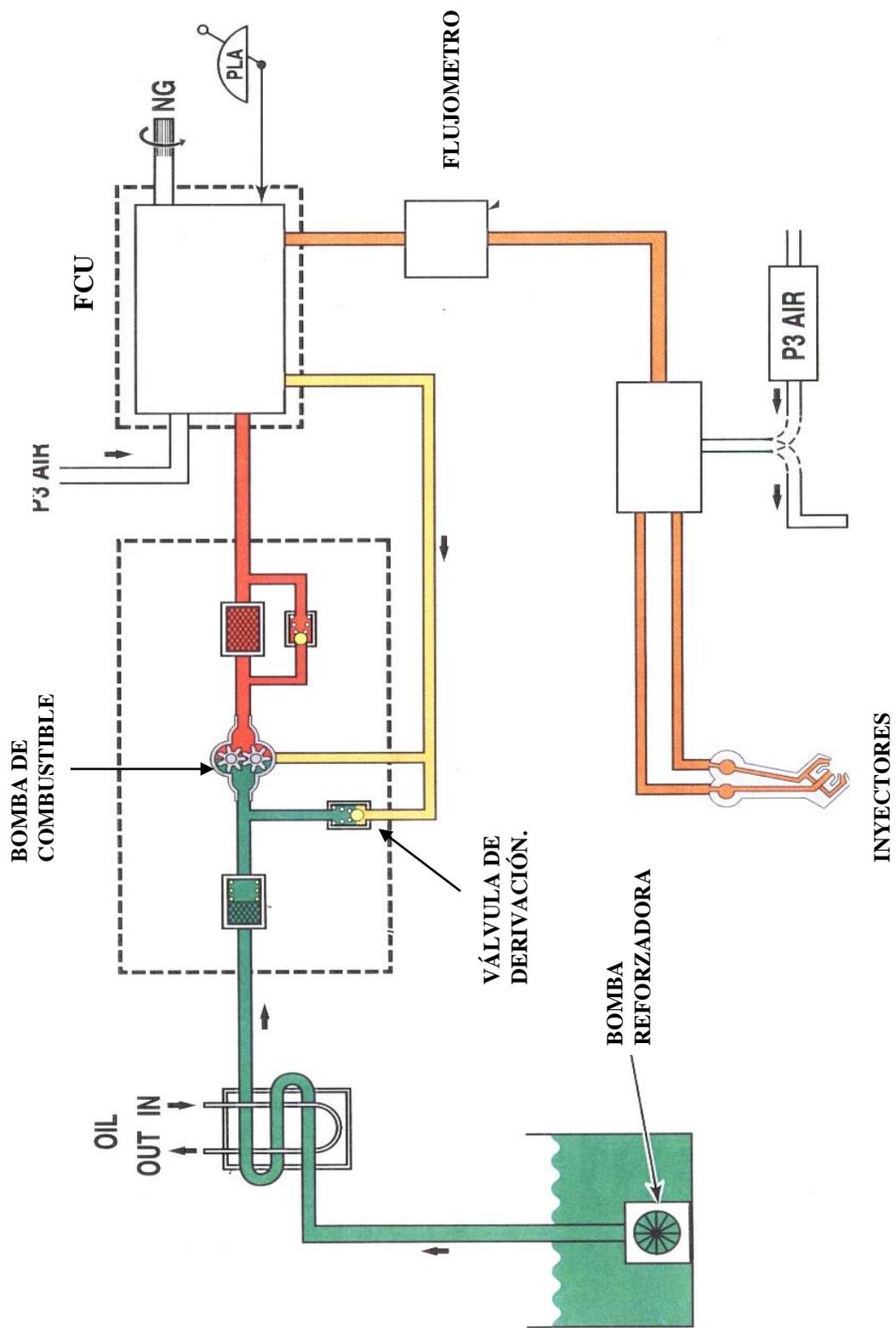


Fig. 2.15. Sistema esquemático de combustible.

2.4. FALLAS COMUNES ENCONTRADAS EN LOS MOTORES PT6-60.

Para realizar este estudio concerniente a la fallas comunes se realizó una investigación de campo a un mecánico operador que tiene en su propiedad aeronaves que utilizan este modelo de motor.

Se procedió a revisar los apuntes en el libro de vuelo 781 sección 781 A del avión donde se registran todos los reportajes de los mecánicos con experiencia en el área de trabajo motivo de nuestro estudio de los cuales hemos obtenido la siguiente información.

El avión objeto de estudio es un modelo Súper King Air 350 con matrícula AN-235 de propiedad de la Aviación Naval del Ecuador, las fallas más comúnmente encontradas son las siguientes.

En el área del compresor encontramos las siguientes fallas:

- Restringida entrada de aire.
- Compresor sucio.
- Daños por objetos extraños en los alabes del compresor.
- Válvula de sangrado se pega en la posición abierta o cerrada con alto Ng.
- Fuga de P3.
- Válvula de sangrado se cierra pronto.
- Válvula de sangrado permanece cerrada.

En el área de el generador de gases tenemos:

- Fugas por los empaques de esta área.
- Fuga de gases entra en anillo guía y el conducto de salida pequeño.
- Turbinas sucias.
- Fisuras en los tubos de escape.

En el sistema de combustible puede suceder:

- El motor no enciende.
- El motor no se acelera.
- Salida de humo blanco por el escape del motor al apagar.
- Fuga de combustible entre el FCU y la bomba.

En el sistema de lubricación encontramos:

- Alta presión de aceite.
- Baja presión de aceite.
- Fluctuación en la presión de aceite.
- Elevada temperatura de aceite.

2.5. LÍMITES DE OPERACIÓN DEL MOTOR PT6-60.

Los límites de operación citados en esta parte del trabajo fueron tomados del Manual de Mantenimiento del motor, sección de planta de poder, capítulo número 71.

Estos parámetros establecidos por el fabricante serán tomados en consideración para compararlos con los obtenidos por el tren monitoreo realizado durante vuelo real en una aeronave equipada con los motores PT6-60.

El formato de las tablas fue modificado con relación a la existente en el manual para su facilidad de comparación en los próximos capítulos.

Para establecer los límites de operación del motor el fabricante consideró los parámetros de la atmósfera estándar. (0 ft, 15 °C y 760 mm Hg.)

Tabla # 2.1. Parámetros para el descolaje.

ORDEN	PARÁMETROS	MOTOR
1	I T T	820 °C
2	TORQUE	100 %
3	R P M N_p	1700
4	R P M N_g	104 %
5	PRESIÓN ACEITE	90-135 PSI
6	TEMP. ACEITE	0-110 °C

Tabla # 2.2. Vuelo de crucero máxima potencia.

ORDEN	PARÁMETROS	MOTOR
1	I T T	820 °C
2	TORQUE	100 %
3	R P M N_p	1700
4	R P M N_g	104 %
5	PRESIÓN ACEITE	90-135 PSI
6	TEMP. ACEITE	0-110 °C

Tabla # 2.3. Vuelo de crucero normal.

ORDEN	PARÁMETROS	MOTOR
1	I T T	775 °C
2	TORQUE	100 %
3	R P M N_p	1700
4	R P M N_g	104 %
5	PRESIÓN ACEITE	90-135 PSI
6	TEMP. ACEITE	10-99 °C

Tabla # 2.4. Parámetros para el Aterrizaje.

ORDEN	PARÁMETROS	MOTOR
1	I T T	785 °C
2	TORQUE	100 %
3	R P M Np	1700
4	R P M Ng	104 %
5	PRESIÓN ACEITE	90-135 PSI
6	TEMP. ACEITE	0-110 °C

Tabla # 2.5. Chequeo de torque con relación a temperatura exterior y altitud parámetros mínimos.

ORDEN.	O A T	ALTITUD EN PIES (ft)	
		0 ft	2 000 ft
1	-40 °C	Tq = 82 % ITT= 525 °C	Tq = 88 % ITT = 540 °C
2	0 °C	Tq = 102 % ITT = 650 °C	Tq = 88 % 675 °C

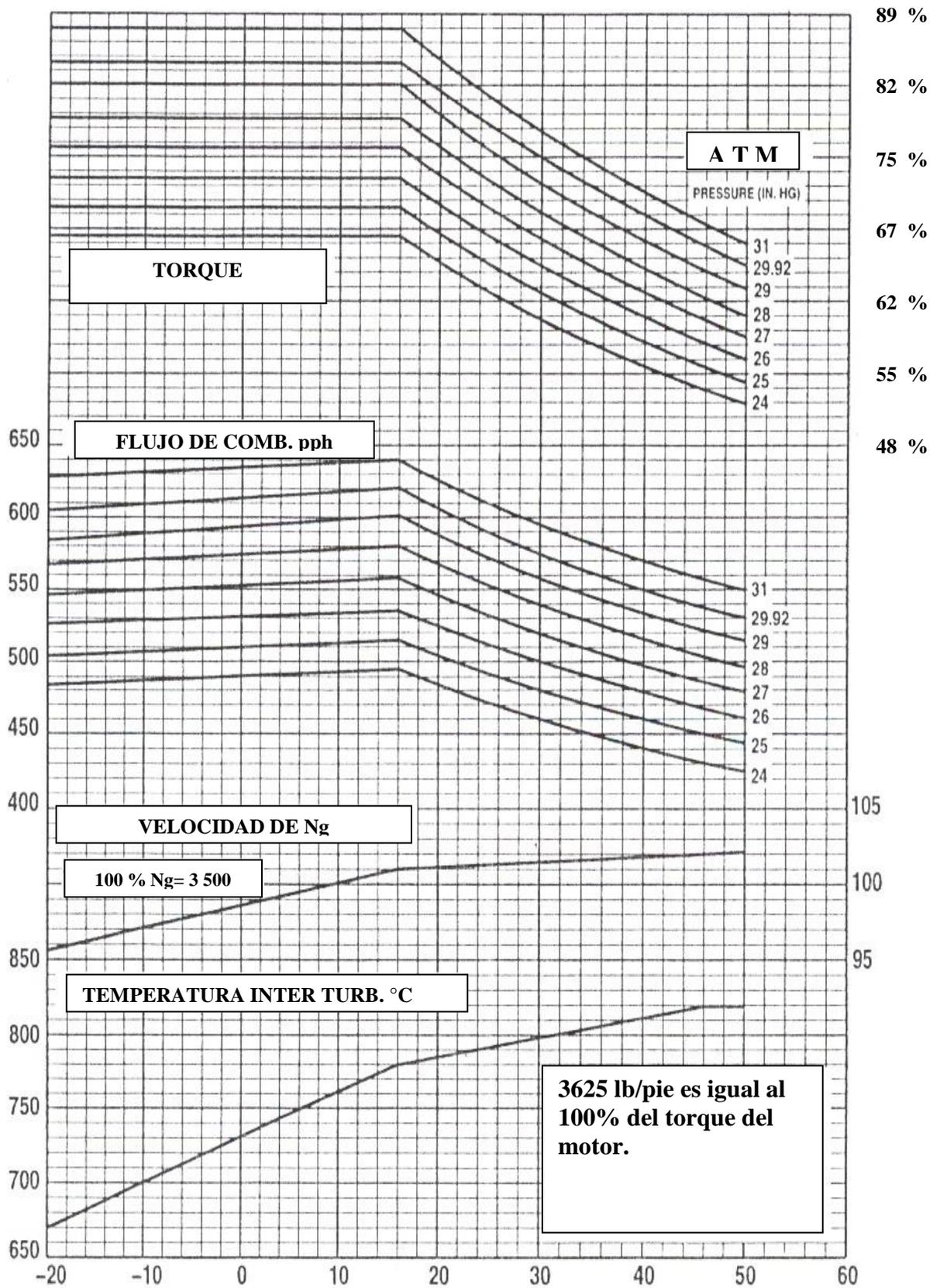
Tabla # 2.6. Chequeo de torque con relación a temperatura exterior y altitud parámetros máximos.

ORDEN	O A T	ALTITUD EN PIES (ft)	
		0 ft	2 000 ft
1	-40 °C	Tq = 102 % ITT= 560 °C Wf = 675 pph Ng = 88.0 %	Tq = 103.6 % ITT = 575 °C Wf = 660 pph Ng = 89.5 %
2	0 °C	Tq = 102 % ITT = 680 °C Wf = 695 pph Ng = 94.0 %	Tq = 103.6 % 700 °C Wf = 680 pph Ng = 99.5 %

Tabla # 2.7. Parámetros de encendido.

ORDEN	PARÁMETROS	MOTOR
1	I T T	1000 °C
2	PRESIÓN ACEITE	200 PSI
3	TEMP. ACEITE	0-40 °C

Tabla # 2.8. Parámetros de funcionamiento.



2.6. ANÁLISIS DE PRESIONES Y TEMPERATURAS EN LAS DIFERENTES ETAPAS DEL MOTOR.

Para realizar este análisis se procedió a dividir en 7 etapas el motor en las cuales por medio de una tabla se hará la respectiva comparación.

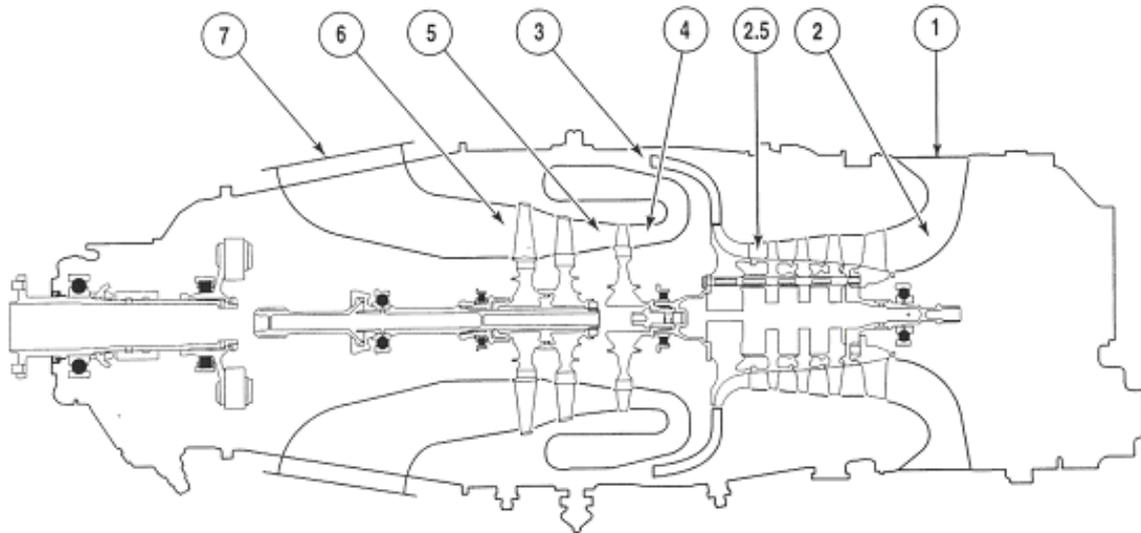
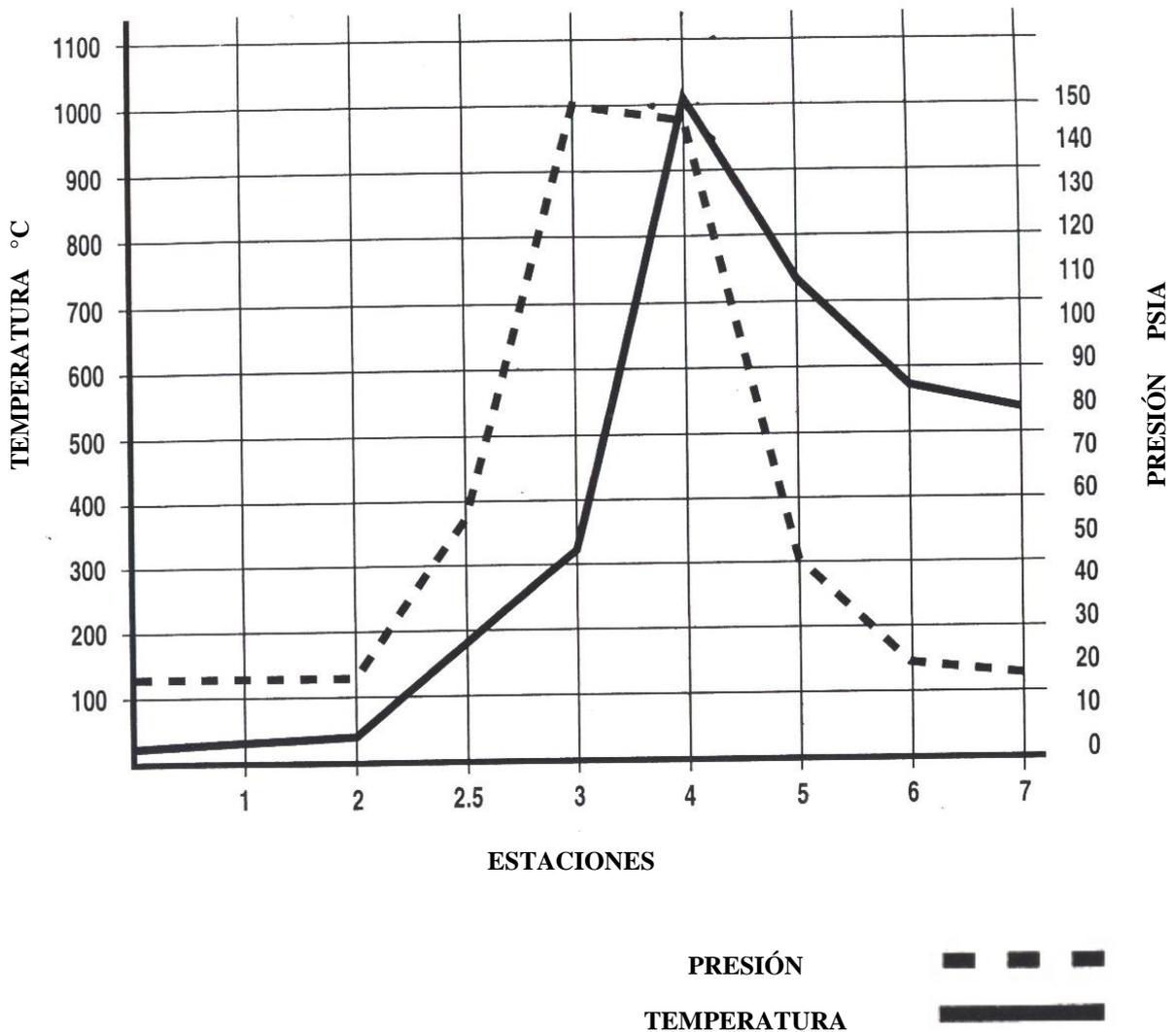


Fig. 2.16. Estaciones.

1. ENTRADA DE AIRE
2. ENTRADA DEL COMPRESOR.
- 2.5. INTER ETAPA DEL COMPRESOR.
3. SALIDA DE LOS DIFUSPRES.
4. ENTRADA A LA TURBINA DEL COMPERSOR.
5. ETAPA INTER TURBINAS.
6. SALIDA DE LAS TURBINAS.
7. TUBOS DE ESCAPE.

Una vez establecidas las etapas del motor (Ver la Fig. 2.16) para poder tener el conocimiento exacto de las presiones y temperatura existentes en las mismas procedemos a leer la Tabla # 2.9, donde encontraremos los parámetros deseados.

Tabla # 2.9. Relación de presión y temperatura en las diferentes etapas del motor.



Los parámetros de presión y temperatura fueron tomados con la potencia del decolaje y en un día estándar.

Los parámetros de presión y temperatura serán considerados para establecer los límites de funcionamiento en las diferentes regiones del país como son: costa y sierra. De esta manera determinar el rendimiento y confiabilidad del motor.

2.7. VIBRACIONES.

Las vibraciones son fallos de concepción, de utilización de funcionamiento o de mantenimiento generadores de fuerzas dinámicas, susceptibles de generar vibraciones. Las más frecuentes se producen por tolerancias de fabricación, desgastes de superficies, desequilibrios de elementos giratorios, cojinetes defectuosos, falta de lubricación, etc.

Las vibraciones son percibidas y se convierten en molestias antes de dañar el objeto que vibra o el lugar donde este se sitúa. Las vibraciones en sistemas de transporte pueden causar molestias o interferir con actividades sin llegar a causar daños. La vibración de herramientas y maquinaria produce daños y enfermedades sin afectar la herramienta o maquinaria.

En cuanto a la cuantificación, una vibración es un movimiento oscilatorio, y por definición no es constante, sino alternado alrededor de valores promedio. La extensión de la vibración determina su magnitud, mientras que la tasa (o razón) de repetición de los ciclos de oscilación determina la frecuencia de vibración. La naturaleza de una futura oscilación se puede predecir a partir del conocimiento de oscilaciones previas (movimiento determinístico) o puede ser caracterizada solamente con algunas propiedades estadísticas (movimientos estocásticos, comúnmente llamados movimientos aleatorios).

Las vibraciones se clasifican según:

1. La parte del cuerpo a la que afectan:

- **Vibraciones globales:** afectan al cuerpo en su totalidad.
- **Vibraciones parciales:** afectan a subsistemas del cuerpo. Las más conocidas son las vibraciones mano-brazo.

2. Sus características físicas:

- **Vibraciones libres, periódicas o sinusoidales:** se dan cuando existen fuerzas externas que modifican la amplitud de las sucesivas ondas.
- **Vibraciones no periódicas:** son fenómenos transitorios (golpes, choques, etc) en los que se produce una descarga de energía en un corto período de tiempo.
- **Vibraciones aleatorias:** Se dan cuando el movimiento de las partículas es irregular, debiendo describirse a partir de funciones estadísticas.

CAPÍTULO III

MONITOREO DEL MOTOR.

3.1. REFERENCIAS DEL VUELO.

Con orden de vuelo # 264 se realizó el vuelo en la ruta Guayaquil-Quito, Quito-Guayaquil el día viernes 26 de septiembre del 2003, en el avión con matrícula AN-235 de propiedad de la Aviación Naval del Ecuador (Ver la Fig. 3.1.), con el motivo de realizar el respectivo monitoreo de los motores en vuelo y en condiciones atmosféricas como son altitud y temperatura.



Fig. 3.1. Vista lateral del avión SKA-350.

Para la elaboración de la siguiente tabla se tomaron en cuenta la temperatura 23 °C. y la hora de 08h30 a una altitud de 20 ft sobre el nivel del mar.

Tabla # 3.1. Parámetros de encendido.

ORD.	PARÁMETROS	MOTOR # 1	MOTOR # 2
01	I T T	800 °C	720 °C
02	TORQUE	-	-
03	R P M Np	1350	1350
04	R P M Ng	72 %	62 %
05	FLUJO DE COMB.	200 pph	160 pph
06	PRESIÓN ACEITE	120 PSI	120 PSI
07	TEMP. ACEITE	30 °C	20 °C

En la elaboración de la siguiente tabla se consideraron las siguientes condiciones: hora 08h45, Temp. Exterior 23 °C y la velocidad del avión 170 Kt.

Tabla # 3.2. Parámetros al descolaje.

ORD.	PARÁMETROS	MOTOR # 1	MOTOR # 2
1	I T T	720 °C	740 °C
2	TORQUE	80 %	86 %
3	R P M Np	1700	1700
4	R P M Ng	101 %	98 %
5	FLUJO DE COMB.	580 pph	580 pph
6	PRESIÓN ACEITE	120 PSI	120 PSI
7	TEMP. ACEITE	70 °C	70 °C

Para la elaboración de la siguiente tabla se tomaron en cuenta la temperatura 15 °C.
y la hora de 08h45 a una altitud de 10 000 ft sobre el nivel del mar y 170 Kt.

Tabla # 3.3. Parámetros en ascenso.

ORD.	PARÁMETROS	MOTOR # 1	MOTOR # 2
1	I T T	780 °C	780 °C
2	TORQUE	76 %	76 %
3	R P M Np	1600	1600
4	R P M Ng	96 %	98 %
5	FLUJO DE COMB.	440 pph	440 pph
6	PRESIÓN ACEITE	120 PSI	120 PSI
7	TEMP. ACEITE	70 °C	70 °C

Para la elaboración de la siguiente tabla se tomaron en cuenta la temperatura - 2 °C.
y la hora de 09h05 a una altitud de 20 000 ft sobre el nivel del mar y 165 Kt.

Tabla # 3.4. Parámetros en crucero.

ORD.	PARÁMETROS	MOTOR # 1	MOTOR # 2
1	I T T	720 °C	740 °C
2	TORQUE	50 %	50 %
3	R P M Np	1500	1500
4	R P M Ng	92 %	93 %
5	FLUJO DE COMB.	280 pph	280 pph
6	PRESIÓN ACEITE	120 PSI	120 PSI
7	TEMP. ACEITE	60 °C	60 °C

Para la elaboración de la siguiente tabla se tomaron en cuenta la temperatura 17 °C.
y la hora de 09h30 a una altitud de 9 250 ft sobre el nivel del mar y 120 Kt.

Tabla # 3.5. Parámetros de aterrizaje .

ORD.	PARÁMETROS	MOTOR # 1	MOTOR # 2
1	I T T	600 °C	600 °C
2	TORQUE	20 %	20 %
3	R P M Np	1700	1700
4	R P M Ng	95 %	96 %
5	FLUJO DE COMB.	220 pph	220 pph
6	PRESIÓN ACEITE	120 PSI	120 PSI
7	TEMP. ACEITE	60 °C	60 °C

Para la elaboración de la siguiente tabla se tomaron en cuenta la temperatura 17 °C.
y la hora de 09h42 a una altitud de 9 250 ft sobre el nivel del mar.

Tabla # 3.6. Parámetros antes de apagado.

ORD.	PARÁMETROS	MOTOR # 1	MOTOR # 2
1	I T T	600 °C	600 °C
2	TORQUE	-	-
3	R P M Np	1100	1100
4	R P M Ng	68 %	67 %
5	FLUJO DE COMB.	100 pph	100 pph
6	PRESIÓN ACEITE	120 PSI	120 PSI
7	TEMP. ACEITE	60 °C	60 °C

Para la elaboración de la siguiente tabla se tomaron en cuenta la temperatura 15 °C.
y la hora de 16h05 a una altitud de 9 250 ft sobre el nivel del mar.

Tabla # 3.7. Parámetros de encendido.

ORD.	PARÁMETROS	MOTOR # 1	MOTOR # 2
1	I T T	800 °C	720 °C
2	TORQUE	-	-
3	R P M Np	1350	1350
4	R P M Ng	72 %	62 %
5	FLUJO DE COMB.	200 pph	160 pph
6	PRESIÓN ACEITE	120 PSI	120 PSI
7	TEMP. ACEITE	30 °C	20 °C

Para la elaboración de la siguiente tabla se tomaron en cuenta la temperatura 15 °C.
y la hora de 16h20 a una altitud de 9 250 ft sobre el nivel del mar y 109 Kt.

Tabla # 3.8. Parámetros decolaje.

ORD.	PARÁMETROS	MOTOR # 1	MOTOR # 2
1	I T T	820 °C	820 °C
2	TORQUE	70 %	70 %
3	R P M Np	1700	1700
4	R P M Ng	104 %	104 %
5	FLUJO DE COMB.	450 pph	450 pph
6	PRESIÓN ACEITE	120 PSI	120 PSI
7	TEMP. ACEITE	60 °C	60 °C

Todos los datos obtenidos de la lectura de los instrumentos en la cabina del avión (Ver la Fig.3.2.) durante el tren monitoreo de los motores serán comparados con los parámetros de operación que proporciona el fabricante en diferentes manuales.



Fig. 3.2. Vista de instrumentos del motor a 20 000 ft de altitud.

CAPÍTULO IV
RELACIÓN DE DATOS.

4.1. COMPARACIÓN Y ANÁLISIS DE PARÁMETROS.

Al realizar la respectiva comparación de los datos que encontramos en las tablas del fabricante con los que obtuvimos en el monitoreo del motor podemos observar que el funcionamiento y los parámetros de operación varían dependiendo de las condiciones atmosféricas como son la altura y temperatura.

Para la elaboración de las siguientes tablas los parámetros de encendido y decolaje del tren monitoreo se tomaron en cuenta la temperatura 23 °C. a una altitud de 20 ft sobre el nivel del mar, mientras que los proporcionados por el fabricante son de día estándar.

Tabla # 4.1. Comparación de parámetros de ITT.

ORD.	CONDICIÓN	PARÁMETRO DEL MANUAL	PARÁMETRO REAL EN TREN MONITOREO
1	ENCENDIDO	1 000 °C	800 °C
2	DECOLAJE	820 °C	720 °C
3	CRUCERO	785 °C	720 °C
4	ATERRIZAJE	785 °C	600 °C

Tabla # 4.2. Comparación de parámetros de torque.

ORD.	CONDICIÓN	PARÁMETRO DEL MANUAL	PARÁMETRO REAL EN TREN MONITOREO
1	ENCENDIDO	-	-
2	DECOLAJE	100 %	80 %
3	CRUCERO	100 %	50 %
4	ATERRIZAJE	100 %	20 %

Tabla # 4.3. Comparación de parámetros de revoluciones de la hélice (Np).

ORD.	CONDICIÓN	PARÁMETRO DEL MANUAL	PARÁMETRO REAL EN TREN MONITOREO
1	ENCENDIDO	-	72 %
2	DECOLAJE	104 %	101 %
3	CRUCERO	104 %	93 %
4	ATERRIZAJE	104 %	96 %

Tabla # 4.4. Comparación de parámetros de revoluciones del compresor (Ng).

ORD.	CONDICIÓN	PARÁMETRO DEL MANUAL	PARÁMETRO REAL EN TREN MONITOREO
1	ENCENDIDO	1 700 RPM	1 350 RPM
2	DECOLAJE	1 700 RPM	1 700 RPM
3	CRUCERO	1 700 RPM	1 500 RPM
4	ATERRIZAJE	1 700 RPM	1 700 RPM

Tabla # 4.5. Comparación de parámetros de presión de aceite.

ORD.	CONDICIÓN	PARÁMETRO DEL MANUAL	PARÁMETRO REAL EN TREN MONITOREO
1	ENCENDIDO	200 PSI	120 PSI
2	DECOLAJE	90-135 PSI	120 PSI
3	CRUCERO	90-135 PSI	120 PSI
4	ATERRIZAJE	90-135 PSI	120 PSI

Tabla # 4.6. Comparación de parámetros de temperatura de aceite.

ORD.	CONDICIÓN	PARÁMETRO DEL MANUAL	PARÁMETRO REAL EN TREN MONITOREO
1	ENCENDIDO	0-40 °C	30 °C
2	DECOLAJE	0-110 °C	70 °C
3	CRUCERO	10-99 °C	60 °C
4	ATERRIZAJE	0-110 °C	60 °C

Los parámetros en vuelo de crucero fueron tomados a 20 000 ft de altura y una temperatura de -2 °C, mientras que los de aterrizaje son a 9 250 ft de altura y 17 °C.

Realizada la comparación de los parámetros en las tablas de la # 4.1 hasta la # 4.6, podemos observar que en la aeronave la operación del motor se está realizando dentro de los parámetros establecidos por el fabricante siempre con un rango de inferioridad que por las condiciones atmosféricas antes mencionadas, se deben tener en cuenta un caso puntual

es la temperatura Inter. Turbinas que por motivo de la poca presencia de oxigeno en la altura de Quito (9250 ft) limita el uso de mayor cantidad de torque para evitar un sobrecalentamiento de la cámara de combustión.

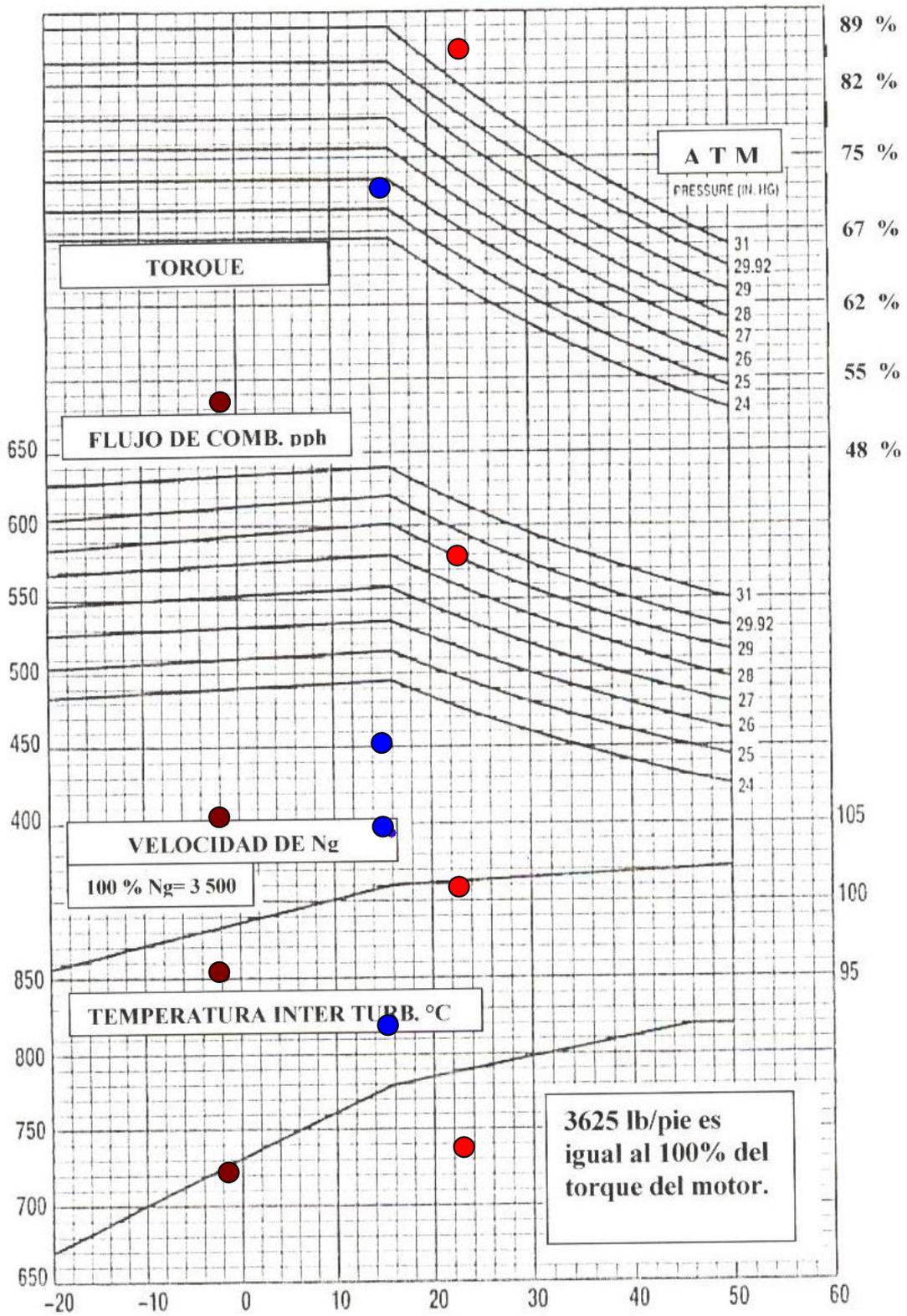
Utilizando como referencia la Tabla # 2.8 realizaremos una comparación de los parámetros del motor en las condiciones ambientales en los que opera según sea esta su ubicación geográfica.

Los datos que presentamos en las tablas # 3.2, # 3.4 y # 3.8, son datos reales tomados en la ciudad de Guayaquil a 20 ft de altura, 23 °C, vuelo de crucero a 20 000 ft, -2 °C y en la ciudad de Quito a 9 300 ft y 15 °C.

LEYENDA DE TABLA # 4.7.

	DATOS DE TABLA # 3.2
	DATOS DE TABLA # 3.8
	DATOS DE TABLA # 3.4

Tabla # 4.7. Comparación de parámetros.



En la tabla # 4.7 podemos apreciar que los parámetros de operación según la condición atmosférica varia notablemente, los datos obtenidos del tren monitoreo de los motores se encuentran cerca de la curva referencial que proporciona el fabricante sacando como conclusión que la operación realizada en esta aeronave es la correcta para aprovechar al máximo la potencia de los motores. Una forma con la cual aprovechamos al máximo el rendimiento del motor es con la reducción del empuje, evitando así sobre-temperaturas dentro de la sección caliente y desgaste excesivo del material.

Los datos mostrados en esta tabla son al máximo de potencia de los motores en el medio atmosférico que se detalla en la misma, con excepción a la tabla # 2.4 que es en vuelo de crucero normal.

4.2. RELACIÓN DE PRESIONES EN LAS ETAPAS DEL MOTOR CON EL RENDIMIENTO.

Las diferentes altitudes geográficas a las que se operan los motores causan que las presiones en las diferentes etapas (Ver la Fig. 2.16.) del mismo varíen y causen efectos en el rendimiento, las presiones del motor las apreciaremos en la tabla # 4.8.

Tabla # 4.8. Presiones en las etapas del motor.

ESTACIÓN DEL MOTOR	PRESIÓN A 15 °C 0 ft. y 760 mm.Hg.	PRESIÓN A 13 °C 2820 m. y 525.7 mm.Hg.	PRESIÓN A 11 °C 2500 m. y 560 mm.Hg.
1	14.7 PSIA	10.16 PSIA	10.83 PSIA
2	14.7 PSIA	10.16 PSIA	10.83 PSIA
2.5	60 PSIA	55.46 PSIA	56.13 PSIA
3	150 PSIA	145.46 PSIA	146.13 PSIA
4	145 PSIA	140.46 PSIA	141.13 PSIA
5	40 PSIA	35.46 PSIA	36.13 PSIA
6	19 PSIA	14.46 PSIA	15.13 PSIA
7	14.7 PSIA	10.16 PSIA	10.83 PSIA

Podemos observar la diferencia existente entre la presiones en las diferentes etapas del motor según la diferente condición geográfica en la que se encuentra operando el motor, la tabla # 4.8. fue elaborada con parámetros de temperatura y presión atmosférica tomadas en la ciudad de Guayaquil, Quito y Latacunga.

Estas diferencias de presiones causan una disminución de rendimiento del motor en comparación de cuando el motor opera a nivel del mar con la altura de las dos ultimas ciudades mencionadas, esto causa que la presión con la que los gases actúan sobre las turbinas de potencia sea menor y por esa razón disminuye el torque del motor.

La manera de recuperar esa perdida por la baja presión seria aumentando el flujo de combustible al motor pero esto traerá la consecuencia de un aumento de la temperatura Inter. Turbinas que será perjudicial para el motor.

En las tabla desde la # 4.9. hasta la # 4.14. encontraremos de una manera gráfica la diferencia de presiones que existen según la ciudad en la que opera el motor en su respectiva etapa. (Ver la Fig. 2.16.).

Tabla # 4.9. Diferencia de presiones en la primera, segunda y séptima etapa del compresor.

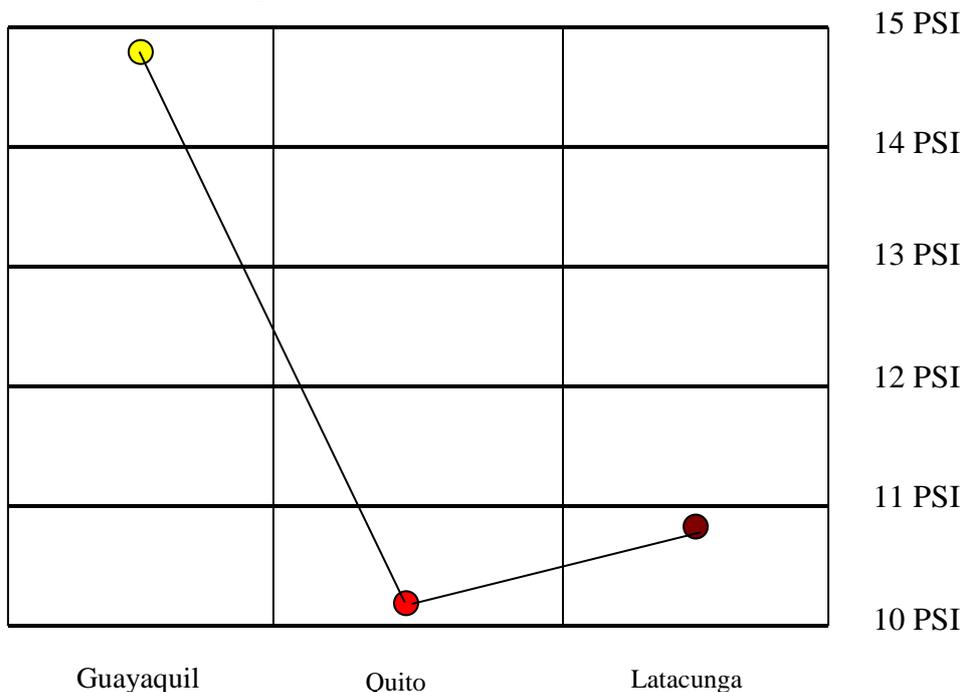


Tabla # 4.10. Diferencia de presiones en etapa 2.5 del compresor

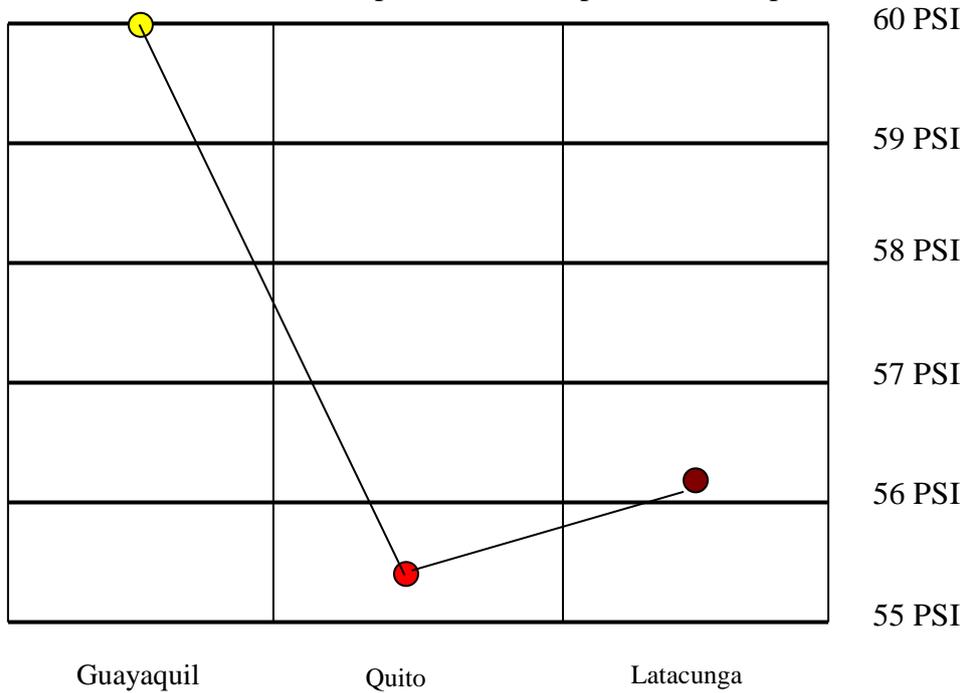


Tabla # 4.11. Diferencia de presiones la tercera etapa del compresor.

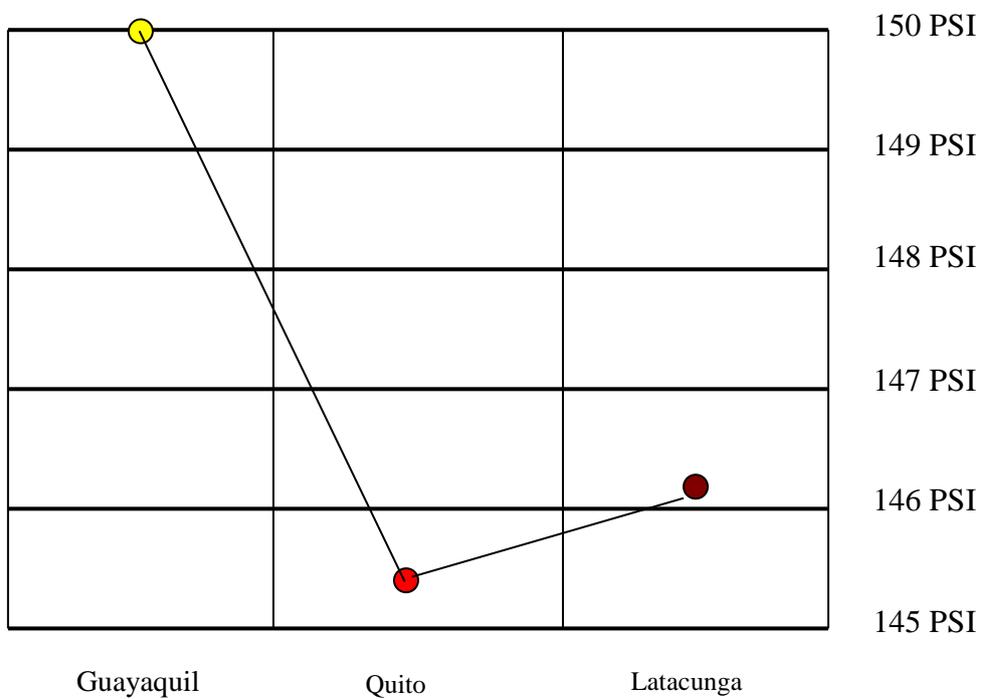


Tabla # 4.12. Diferencia de presiones en la cuarta etapa del compresor.

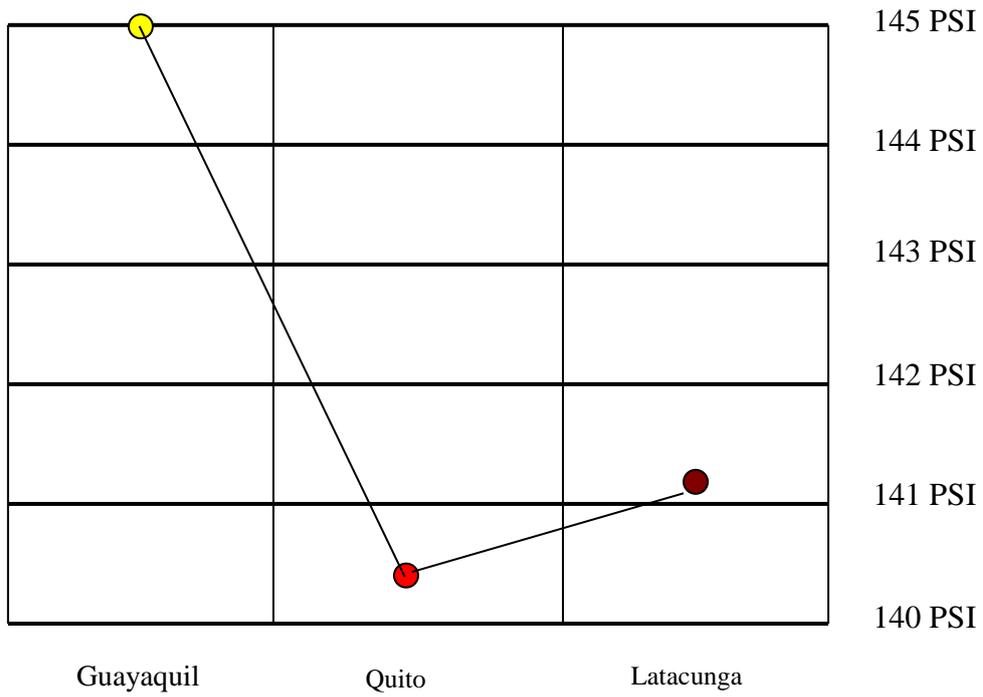


Tabla # 4.13. Diferencia de presiones en la quinta etapa del compresor.

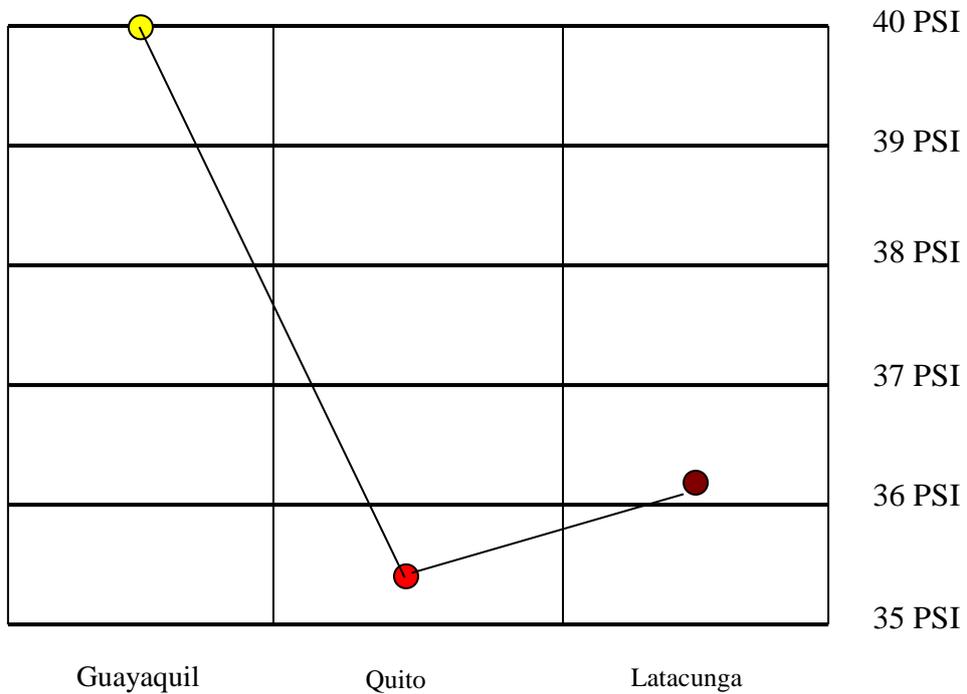
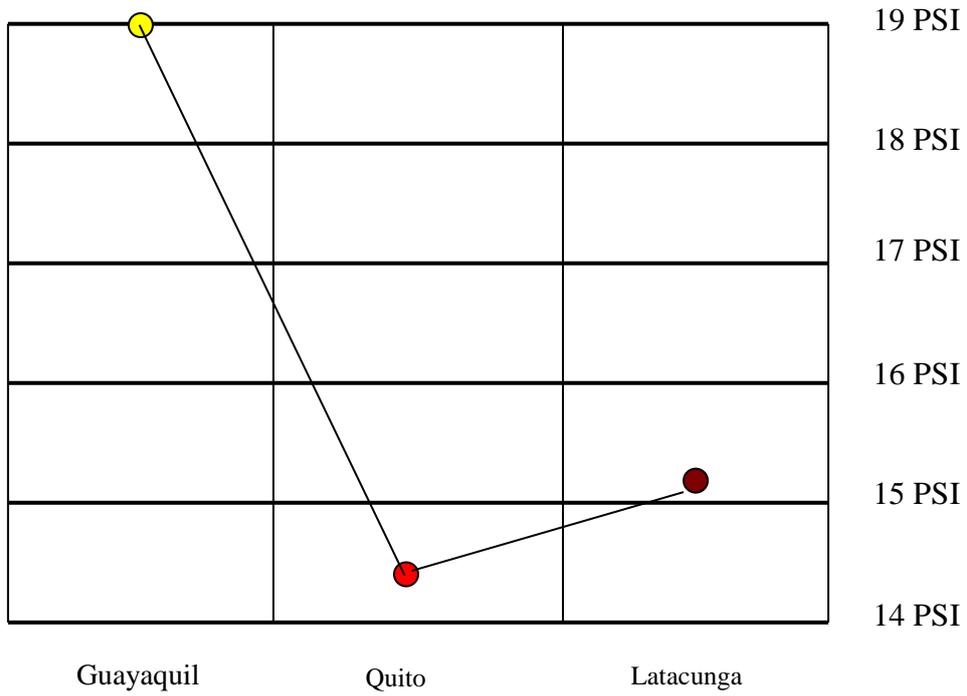


Tabla # 4.14. Diferencia de presiones en la sexta etapa del compresor.



4.3. ANÁLISIS TÉRMICO Y RELACIÓN CON EL RENDIMIENTO DEL MOTOR.

Para realizar este análisis se procedió a obtener el rendimiento térmico del motor en las diferentes condiciones de altitud y temperatura a las que opera el motor en nuestro país.

Para tomar los parámetros de temperatura en las etapas del motor se considero la Fig. 2.16 y la Tabla # 2.9.

Se considero al motor PT6-60 como una turbina de gas que trabaja a presión constante en la cual se realizan los cuatro pasos del ciclo de los motores de combustión. Analizamos el ciclo de instalación de la turbina de gas como un proceso adiabático.

En este caso:

$$Y \quad \left. \begin{array}{l} Q1 = C_p (T3-T2) \\ Q2 = C_p (T4-T1) \end{array} \right\} \quad \text{Ecuación 4.1}$$

De aquí se deduce que rendimiento térmico de este ciclo viene determinado por la expresión:

$$\eta\tau = \frac{C_p (T4-T1)}{C_p (T3-T2)} \quad \text{Ecuación 4.2}$$

O bien:

$$\eta\tau = 1 - \frac{\frac{T4}{T1} - 1}{\frac{T4}{T1} - 1} \frac{T1}{T2} \quad \text{Ecuación 4.3}$$

Las relaciones entre las temperaturas en la ecuación 4.3 son fáciles de expresar por medio de ρ y β . En efecto, para el proceso adiabático 1-2.

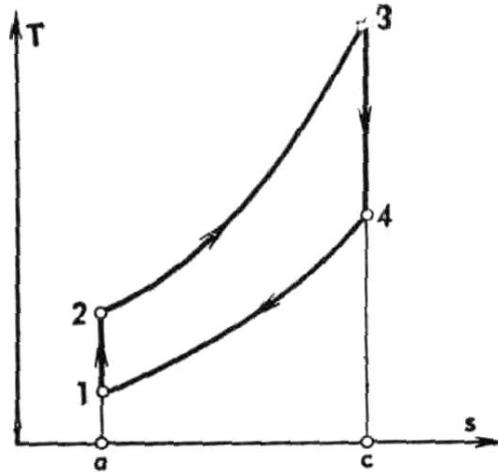


Fig. 4.1. Ciclo de turbina de gas de presión constante y adiabática.

$$\frac{T1}{T2} = \left(\frac{P1}{P2} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad \text{Ecuación 4.4}$$

Por otra parte, de que $P3 = P2$ y $P4 = P1$, se deduce que:

$$\frac{T4}{T3} = \left(\frac{P1}{P2} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad \text{Ecuación 4.5}$$

Por lo tanto, para el ciclo considerado:

$$\frac{T2}{T1} = \frac{T3}{T4} \quad \text{Ecuación 4.6}$$

Y

$$\eta\tau = 1 - \frac{T1}{T2} \quad \text{Ecuación 4.7}$$

En el motor PT6-60 calculando el rendimiento térmico con los datos que proporciona el fabricante, con la ecuación 4.7.

$$T1 = 288.15 \text{ } ^\circ\text{K.}$$

$$T2 = 1\ 009.51 \text{ } ^\circ\text{K.}$$

$$\eta\tau = 1 - \frac{T1}{T2}$$

$$\eta\tau = 1 - \frac{288.15 \text{ } ^\circ\text{K.}}{1\ 009.51 \text{ } ^\circ\text{K.}} = 0.7146$$

$$\eta\tau = 71 \text{ } \%.$$

Con los datos de la Tabla # 3.4 el rendimiento térmico será:

$$T1 = 271.15 \text{ } ^\circ\text{K.}$$

$$T2 = 993.15 \text{ } ^\circ\text{K.}$$

$$\eta\tau = 1 - \frac{271.15 \text{ } ^\circ\text{K.}}{993.15 \text{ } ^\circ\text{K.}} = 0.727$$

$$\eta\tau = 72 \text{ } \%.$$

Con los datos de la Tabla # 3.7 el rendimiento térmico será:

$$T1 = 290.15 \text{ } ^\circ\text{K.}$$

$$T2 = 1\ 073.15 \text{ } ^\circ\text{K.}$$

$$\eta\tau = 1 - \frac{290.15 \text{ } ^\circ\text{K.}}{1\ 073.15 \text{ } ^\circ\text{K.}} = 0.729$$

$$\eta\tau = 73 \text{ } \%.$$

Después de realizar los cálculos de rendimiento térmico con los datos proporcionados por el fabricante y los obtenidos por el tren monitoreo observamos que el rendimiento del motor se mantiene casi invariable, haciéndonos notar que la operación que realizada en el país es la correcta. Manteniendo parámetros de operación obtenemos mayor eficiencia y como las temperaturas están dentro de los límites evitamos averías en la sección caliente y mantenemos la confiabilidad del motor.

4.4. ANÁLISIS DE VIBRACIONES.

Dentro de los instrumentos que posee la aeronave no contamos con ninguno que pueda medir parámetros de vibraciones en los motores, la única manera para saber que existen es en la corrida de motores sea por el ruido o por la comparación de funcionamiento.

Después de realizadas todas las investigaciones en los manuales de mantenimiento y consultando al personal profesional que labora en este tipo de motores también se llegó a la conclusión que en el país no se realiza este análisis en ninguna de las inspecciones de los programas de mantenimiento ya que los balanceos de las turbinas realiza el fabricante en las inspecciones mayores.

Para poder tener alguna referencia de vibraciones en el motor se procedió a realizar una medición de parámetros de vibraciones con el Chadwick Helmunt (Ver la Fig. 4.2).

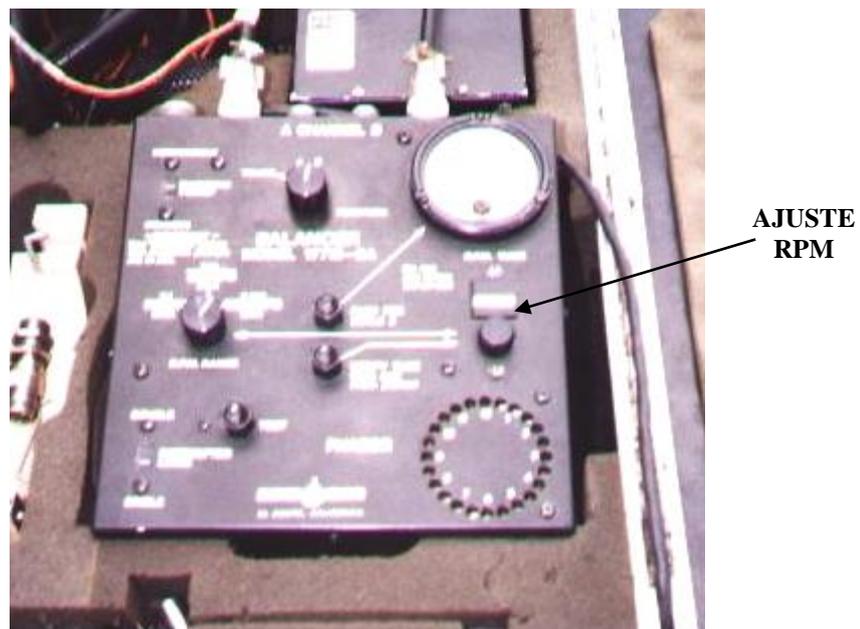


Fig. 4.2. Chadwick Helmunt.

Al no existir antecedentes de este tipo de mediciones en motores de aviones los pasos seguidos con la colaboración de los respectivos técnicos del avión y el operador del equipo fueron los siguientes:

- El equipo consta de dos sensores (A y B) los cuales fueron colocados en las áreas donde encontramos mayor cantidad de elementos en rotación, las que se consideraron fueron el área del compresor (Ver la Fig. 4.3.) sensor A que nos indica las oscilaciones en sentido horizontal y el área de las turbinas (Ver la Fig. 4.4.) sensor B las verticales.

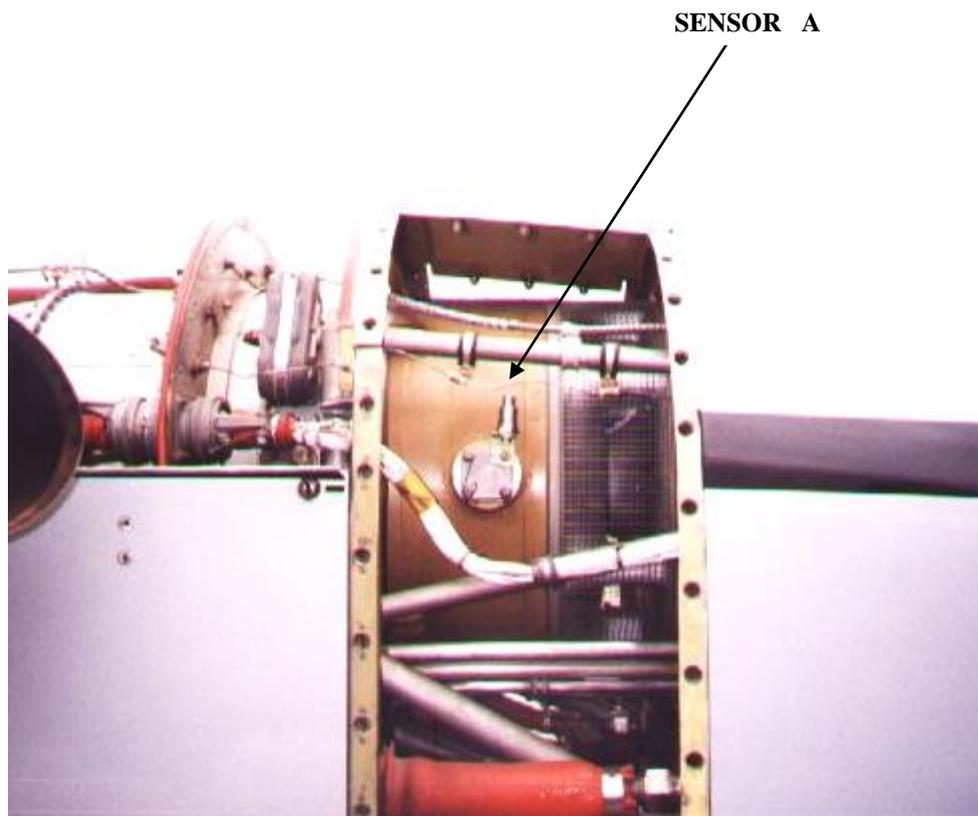


Fig. 4.3. Sensor en el área del compresor.

SENSOR B

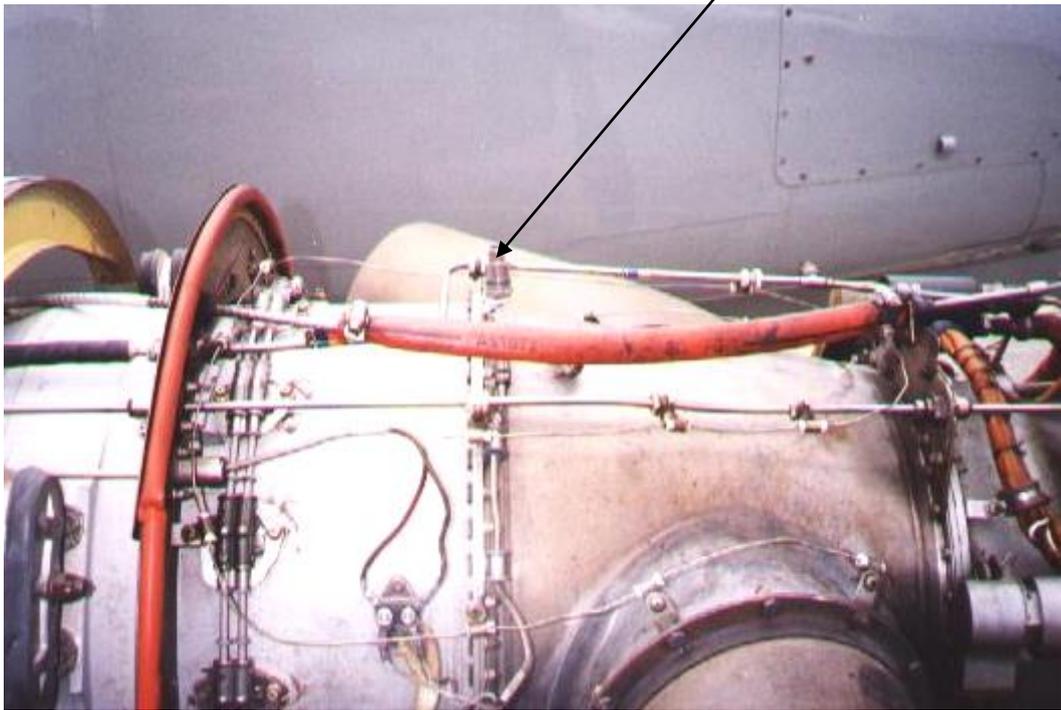


Fig. 4.4. Sensor en el área de las turbinas.

- Después de que cada uno de los sensores fue fijado en su respectivo lugar (eje horizontal y vertical) se procedió a conectar cada uno de estos con el equipo y el mismo a una batería Níquel-Cadmio 24 V C.C. siendo esta la apropiada para el funcionamiento del equipo. (Ver la Fig. 4.5.).
- En el equipo se ajusta las revoluciones a las que funciona el motor 39 500 RPM. (Ver la Fig. 4.2.).

Se enciende los motores del avión (Ver la Fig. 4.6.) y se procederá de la siguiente manera:

- La primera observación que se realiza es en el Indicador de Posición de Vibración tipo reloj (dial), la cual indicará la dirección hacia la cual se encuentra el desbalance del motor. (Ver la Fig. 4.7.).



Fig. 4.5. Conexión del equipo al motor.



Fig. 4.6. Avión encendido con equipo Chadwick Helmunt conectado.

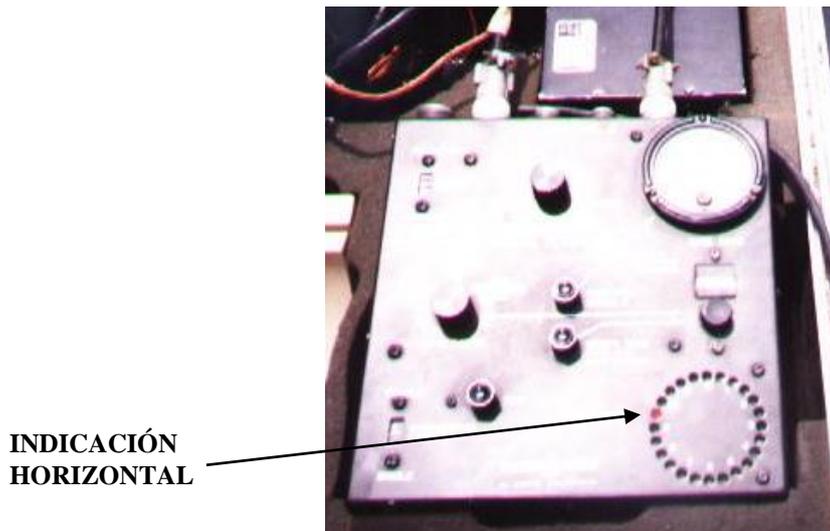


Fig. 4.7. Indicador de Posición de Vibración tipo reloj (dial).

- En la Fig. 4.7. observamos que la vibración producida en el motor es del tipo horizontal.
- Las lecturas de vibraciones en alta y baja en los sensores A y B las encontramos en las tablas # 4.15 y # 4.16.

Tabla # 4.15. Parámetros de vibraciones del motor en baja.

ORDEN	SENSOR	INDICACIÓN
1	A	0.07 IPS.
2	B	0.015 IPS.

Tabla # 4.16. Parámetros de vibraciones del motor en alta.

ORDEN	SENSOR	INDICACIÓN
1	A	0.05 IPS.
2	B	0.01 IPS.

Realizadas las lecturas de los parámetros de vibraciones en los motores se puede observar que en el sensor A la lectura es mayor que en B, lo que nos da a notar que la mayor cantidad de oscilaciones se producen en el eje horizontal.

Este tipo de vibraciones al ser de bajo valor no afectan a la confiabilidad del motor, pero si llegaran a aumentar podría causar daños estructurales en los pernos de sujeción del motor a la estructura del avión y a las partes constitutivas del motor sujetas a las mismas.

Al existir estas vibraciones y no ser corregidas correctamente limita el rendimiento del motor porque producen desgaste en los elementos que se encuentran sujetos a rotación y fisuras en los estáticos que trabajan en conjunto con estos, causando fuga de presión en los gases que proporcionan la potencia en las turbinas.

CAPÍTULO V

ANÁLISIS DE FALLAS Y POSIBLES SOLUCIONES.

5.1. FALLAS EN EL ÁREA DEL COMPRESOR.

En el área del compresor encontramos diversas fallas las cuales para su corrección se deberá tomar en cuenta las soluciones de la más simple a la complicada, la primera en analizar será la siguiente:

Tabla. # 5.1. Fallas en el área del compresor.

ORD.	FALLAS	SÍNTOMAS	ACCIÓN CORRECTIVA
1	Restringida entrada de aire.	Ng, T5 y Wf suben.	se procederá a limpiar la entrada de aire al compresor removiendo la obstrucción para permitir la libre entrada de aire al mismo.
2	Compresor sucio.	Ng, T5 y Wf suben.	Realice lavado del compresor según manual de mantenimiento.
3	Daños por objetos extraños en los alabes del compresor.	Ng, T5 y Wf suben.	Intercambie álabes según el manual de mantenimiento del motor. Entregue para overhaul si el daño está más allá del límite. Se procederá a chequear los álabes según las tolerancias que proporciona el manual de mantenimiento para establecer si se podrá intercambiarlos para mejorar el rendimiento del motor.

ORD.	FALLAS	SÍNTOMAS	ACCIÓN CORRECTIVA
4	Válvula de sangrado se pega en la posición abierta o cerrada con alto Ng.	Ng, T5 y Wf suben.	.- Revisar que no exista fuga de aire entre la válvula de sangrado y la carcasa del generador de gases. Reemplazar la válvula de sangrado según manual de mantenimiento del motor.
5	Fuga de p3.	Ng, igual. T5 y Wf suben.	Revisar fugas externas en la caja generadora de gases, revisar las partes de la sección caliente que no se encuentren cerca de cumplir el tiempo para un HSI, chequear el sistema de aire de sangrado del motor según manual de mantenimiento.
6	Válvula de sangrado se cierra pronto.	El compresor entra en pérdida en aceleración y en la altura.	.- Reemplace accesorios defectuosos según manual de mantenimiento del motor.
7	Válvula de sangrado permanece cerrada.	El compresor entra en pérdida.	Reemplace la válvula de aire de sangrado según manual de mantenimiento de lo motor.

5.2. FALLAS EN EL ÁREA DEL GENERADOR DE GASES.

En el área del generador de gases se podrán encontrar las siguientes fallas de una manera mas común, las cuales afectaran directamente al rendimiento del motor y al mismo tiempo causaran perdida económica para el propietario de la aeronave equipada con motores del modelo PT6-60

Tabla. # 5.2. Fallas en el área del generador de gases.

ORD.	FALLAS	SÍNTOMAS	ACCIÓN CORRECTIVA
1	Fugas por los empaques de esta área.	Ng, igual. T5 y Wf suben.	.- Repare o reemplace los sellos de esta área, verifique que la ranura de los empaques no se encuentren deformes, repare si es posible según manual de mantenimiento del motor.
2	Fuga de gases entre enanillo guía y el conducto de salida pequeño.	Ng, igual. T5 y Wf suben.	Repare las caras de sellado, envíe si es necesario las partes a la casa fabricante para su respectiva reparación y usarlas nuevamente
3	Turbinas sucias.	Ng, T5 y Wf suben.	Realice lavado de las turbinas con la solución especificada en el manual de mantenimiento.

5.3. FALLAS EN EL SISTEMA DE COMBUSTIBLE.

Dentro del sistema de combustible podemos encontrarnos con diversas fallas que afectaran directamente al funcionamiento del motor y por consiguiente al rendimiento y la confiabilidad y estas pueden ser:

Tabla. # 5.3. Fallas en el sistema de combustible.

ORD.	FALLAS	POSIBLES SOLUCIONES
1	El motor no enciende.	<ul style="list-style-type: none">• Asegúrese que el flujo mínimo de combustible para el encendido sea el apropiado.• Verifique la correcta operación de las bujías.• Verificar si el flujo de combustible hacia los divisores es el correcto cuando funciona el motor.• Revisar si los inyectores primarios y secundarios se encuentran en su posición correcta.• Reemplace divisor de flujo.• Reemplace inyectores.
2	El motor no se acelera.	<ul style="list-style-type: none">• Asegúrese que el procedimiento de encendido sea el correcto según manual de procedimientos del piloto.• Chequear sistema de encendido.• Chequear posible restricción en la entrada de aire P3 en la línea del FCU.• Verificar si el flujo de combustible hacia los divisores es el correcto cuando funciona el motor.• Reemplace divisor de flujo.• Reemplace el FCU.

		<ul style="list-style-type: none"> • Realice inspección de los inyectores de combustible.
3	Salida de humo blanco por el escape del motor al apagar.	<ul style="list-style-type: none"> • Verifique la correcta operación del divisos de flujo y de la válvula de purga de combustible del motor. • Reemplace el FCU.
4	Fuga de combustible entre el FCU y la bomba.	<ul style="list-style-type: none"> • Retire el FCU de la bomba de combustible y reemplace el empaque sobre el orificio de derivación. • Reemplace la bomba y el FCU si la fuga continua.

5.4. FALLAS EN EL SISTEMA DE LUBRICACIÓN.

En el sistema de lubricación las posibles fallas que podemos encontrar y que afectarían en forma directa al rendimiento y la confiabilidad del motor estarían relacionadas ya que con una discrepancia en este sistema proporcionaría errores en la lectura de los instrumentos y en consecuencia en las comparaciones de parámetros de funcionamiento del motor y son las siguientes:

Tabla. # 5.4. Fallas en el sistema de lubricación.

ORD.	FALLAS	POSIBLES SOLUCIONES
1	Alta presión de aceite.	<ul style="list-style-type: none"> • Revisar el sistema de indicación de presión. • Ajuste y verifique la válvula reguladora de presión.
2	Baja presión de aceite.	<ul style="list-style-type: none"> • Revisar el nivel de aceite en el tanque, talvez esta bajo.

		<ul style="list-style-type: none"> • Chequear posibles fugas en el sistema. • Chequear el sistema de indicación de presión. • Reemplace el filtro de aceite. • Ajustar la válvula reguladora de presión.
3	Fluctuación en la presión de aceite.	<ul style="list-style-type: none"> • Revisar el nivel de aceite en el tanque y el filtro. • Revisar el sistema de indicación. • Reemplace o limpie la válvula reguladora de presión. • Revisar la válvula de presurización del tanque de aceite.
4	Elevada temperatura de aceite.	<ul style="list-style-type: none"> • Revisar el sistema de indicación de temperatura de aceite. • Revisar la estructura del intercambiador de temperatura aceite-combustible. • Revisar la válvula de derivación termostática y la válvula de un solo paso.

Todas las acciones correctivas para las recomendaciones que se proporcionan en las Tablas desde la # 5.1 hasta la # 5.4 que encontramos en este capítulo las encontraremos en el ANEXO # 5 de este trabajo en los Tomos 1 y 2.

CAPÍTULO VI

ESTUDIO ECONÓMICO.

6.1. FUNDAMENTOS BÁSICOS.

El operador de una aeronave persigue como primer objetivo obtener beneficio económico de su flota. Para determinar si está obteniendo es necesario realizar cálculos en base a datos de costos tomados en un tiempo determinado.

Generalmente, el costo del mantenimiento de los motores de aviación es muy alto, una adecuada programación de mantenimiento y un estricto control en el cumplimiento de las ordenes de trabajo sin lugar a dudas reducirá el costo para el operador.

A continuación del capítulo se mostrarán tablas con valores de mantenimiento de los motores PT6-60, sin embargo estos valores pretenden mostrar los beneficios económicos que brinda la aplicación de un correcto plan de trabajo conforme las recomendaciones del fabricante.

6.2. COSTO DE MANTENIMIENTO DEL MOTOR PT6-60.

El mantenimiento del motor es un factor decisivo e importante que influye directamente en el beneficio económico que obtendrá el operador. Existen 4 parámetros principales en los que se basan los planes de mantenimiento para economizar los trabajos futuros:

- Costo de mantenimiento de los materiales.
- Costo de mano de obra.
- Reparaciones efectuadas fuera del taller del operador.
- Tiempo de vida útil de las partes.

En la tabla # 6.1 encontraremos valores que el operador local toma en cuenta como gasto de mantenimiento en cada vuelo de aproximadamente 1 hora, basándose en los parámetros establecidos con anterioridad.

Tabla # 6.1. Costos por 1 hora de vuelo.

PARÁMETRO	COSTO ESTIMADO
Costo de mantenimiento de los materiales.	\$ 23.25
Costo de mano de obra.	\$ 18.56
Reparaciones efectuadas fuera del taller del operador.	\$ 5.06
Tiempo de vida útil de las partes.	\$ 7.46
TOTAL	\$ 54.33

Se toma en cuenta la reducción de empuje que con la que se opera el motor como un reducción del 5 % en los costos de tiempo de vida útil de las partes.

En la tabla # 6.2 encontraremos los valores en caso de que el motor tenga que realizar la visita a un taller extraño al del operador.

Tabla # 6.2. Costos en el exterior.

TRABAJO A REALIZAR	COSTO
Promedio de costo pro cada visita	\$ 307.50
Chequeos varios y visitas al taller para reparación	\$ 165.00
Inspección y reparación de partes calientes.	\$ 255.00
Overhaul completo del motor	405.00

Como no existe ninguna manera de reducir estos costos de mantenimiento en el exterior la técnica a utilizar será llevar correctamente los planes de trabajo, las recomendaciones de reducción de empuje en la operación del motor, así mismo utilizando las recomendaciones de parqueo para que de esta manera las visitas a estos talleres no sean muy frecuentes.

6.3. COSTO DE MANTENIMIENTO DEL MATERIAL.

El costo de mantenimiento del material se refiere al gasto económico que se le aplica al motor para preservar sus partes metálicas, que por varios factores de desgaste pueden deteriorarse con el uso, para este análisis económico se toma en cuenta solo el motor básico, sin accesorios.

Las partes que incluiremos en este análisis de costo de mantenimiento serán:

- Materiales rotables.

- Materiales reparables.
- Materiales fungibles.

En la tabla # 6.3 encontraremos los ejemplos de costo de mantenimiento de las partes de la sección generadora de gases.

Tabla # 6.3. Costos por partes.

PARTE	COSTO DE MANTENIMIENTO
Caja de entrada de aire	\$ 0.63
Compresor	\$ 0.64
Álabes	\$ 0.22
Aletas guías	\$ 3.20
Cámara de combustión	\$ 0.61
Turbinas.	\$ 0.94

El costo de mantenimiento se refiere por cada hora de vuelo. Podemos observar que el área en la que el costo de mantenimiento es mas costoso es la etapa combustión por estar sometida a altas temperaturas, por eso es recomendable evitar este tipo de incrementos innecesarios de calor.

6.4. COSTO DE MANO DE OBRA.

Estos costos se derivan del número de horas de trabajo de un técnico que se utiliza para el mantenimiento de un motor, este gasto representa un costo que debe ser

considerado por el operador. Un estudio de la Pratt & Whitney, toma en cuenta ciertas labores como horas de trabajo de un hombre, siempre basándose en la realidad de operadores a nivel mundial, siendo esto aplicable también en el Ecuador.

Los trabajos que representan costos de mano de obra son:

- Ensamblajes y desensamblajes.
- Limpieza e inspecciones.
- Reparaciones en el taller del operador.
- Trabajos de línea de vuelo.
- Pruebas al motor.

Una vez establecidos los trabajos tomados en cuenta para el cálculo del costo de mano de obra, en la tabla # 6.4 se muestra trabajos específicos y el costo que estos tienen, relacionados por la hora de vuelo.

Tabla # 6.4. Relación mano de obra-hora de vuelo.

DESCRIPCIÓN	HORA HOMBRE / HORA VUELO
Caja de entrada de aire	0.006
Compresor	0.045
Álabes	0.052
Aletas guías	0.040
Cámara de combustión	0.046
Turbinas.	0.022
Total mano de obra	0.211

Para un mantenimiento total que cubra todos los trabajos que constan en la tabla # 6.4, se consumirá 0.221 de hora de trabajo por cada hora de vuelo.

6.5. TIEMPO DE VIDA ÚTIL DE LAS PARTES.

Las partes metálicas sufren desgastes por el trabajo al que estén sometidas, y por las condiciones a las que estén expuestas, por ejemplo: Temperatura, presión, humedad, esfuerzos, etc. Para el operador es necesario establecer que el tiempo de vida útil que le brinda una parte de su motor, para de esta manera hacer los cálculos económicos que conlleva el cambio de dichas partes para organizar su plan de mantenimiento.

Toda parte tiene su límite vida y su costo de amortización, se debe considerar para un correcto cálculo un aproximado de 25 años en la que la parte mantiene su valor.

En base a todas las tablas se ha tratado de explicar los gastos de mantenimiento que implican los motores PT6-60 y se obtienen las siguientes conclusiones:

- El costo de mantenimiento de materiales disminuye según el tipo de parte al que se refiera, ya que estas se desgastan más en las zonas de altas temperaturas y por fricción.
- Se debe tomar en cuenta las labores que entran en el análisis para establecer el costo de mano de obra.
- Mayor ganancia en todos los parámetros se obtienen al realizar vuelos largos con una reducción de empuje.

- El manejo correcto de los planes de inspecciones emitidos en los manuales evitara el constante uso de talleres fuera del país que resulta costosos y disminuyen la utilidad.

CAPÍTULO VII

OBSERVACIONES, CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.

7.1. OBSERVACIONES.

Después del desarrollo del presente proyecto hemos podido observar que la operación de los motores PT6-60 dentro de las condiciones atmosféricas de nuestro país están sometidos a una serie de limitaciones en los parámetros de funcionamiento que recomienda el fabricante. Todo este tipo de limitaciones se dan para obtener una mayor cantidad de tiempo en la vida útil de los motores ya que al operarlos dentro de los parámetros por ellos establecidos los motores estarían sometidos a gran cantidad de esfuerzos de temperatura, por la falta de oxígeno en las regiones mas altas del territorio nacional.

En la parte del análisis de las fallas en los motores observamos que la mayoría se producen por las condiciones ambientales, sean estas en el caso de los motores que operan en la costa ecuatoriana la salubridad y la humedad que causan desgastes acelerados en los metales que son parte constitutiva de los mismos y en los sistemas de indicación causan marcaciones erróneas y confusas, otra parte importante que se observa es que toda falla en materiales se utiliza las tolerancias establecidas por manuales de mantenimiento y si están fuera de las mismas implica cambio y gasto.

Se ha podido apreciar que con un correcto plan de mantenimiento el ahorro en gastos y la mayor utilidad por la operación de las aeronaves es sustancial.

7.2. CONCLUSIONES.

Para la realización de este trabajo se ha accedido a información técnica y documentos que han sugerido las experiencias tanto del fabricante como de los operadores locales de este tipo de motor, después de haber analizado toda esta información las conclusiones que expongo son las siguientes:

- El motor PT6-60 fabricado por la Pratt & Whitney of Canadá es utilizado en nuestro país por el alto nivel de confiabilidad que presenta, pese a las condiciones ambientales diversas que presentamos en la Republica del Ecuador variando así los parámetros de funcionamiento que presenta el fabricante, superando esto gracias al correcto mantenimiento y operación del mismo convirtiéndose así en un motor seguro y eficiente.
- Posee suficiente información técnica en sus manuales convirtiéndose en manejable para el mecánico operador como para cualquier taller de reparación.
- La comunicación y accesibilidad con el fabricante es muy amplia y permite tener soporte técnico y repuestos en una forma rápida.
- Gracias a los trenes monitoreos que se realizan al motor se puede advertir una falla antes de que ocurra.

7.3. RECOMENDACIONES.

En base al análisis realizado en este trabajo se recomienda la utilización del motor PT6-60 fabricado por Pratt & Whitney of Canadá, para el uso en la aviación en general, por su alto nivel de confiabilidad y seguridad que ofrece, que es una de los requisitos indispensables que hoy en día se exige en el campo aeronáutico. Además el análisis económico que se ha hecho en este motor, económicamente es beneficiosa su operación, sobre todo para cubrir rutas con tiempos de vuelo largos asociadas con la aplicación de una correcta reducción de empuje.

Se recomienda utilizar la técnica de la reducción de empuje, esta asociada a un riguroso y correcto plan de mantenimiento, se obtendrá beneficios excelentes.

Cumplir con el mantenimiento que el Fabricante indica, además de tomar en cuenta las recomendaciones sugeridas en este trabajo, alargarán la vida útil de las partes del motor, esto se traducirá en mayor tiempo de servicio por lo tanto en mayor ganancia para el mecánico operador y el propietario de la flota de aeronaves. Es importante cualquier trabajo que se deba realizar en el motor se haga con la guía de los Manuales de Mantenimiento proporcionados por el fabricante para recuperar la operabilidad del motor de una manera segura y rápida.

Cumpla con un correcto monitoreo de funcionamiento del motor, esto le permitirá detectar presencia de problemas o posibles averías que podrán ser controladas a tiempo.

Como recomendación adicional con respecto al contenido específico de este trabajo en el Capítulo II, el Análisis de Vibraciones, recomiendo que por ser una área muy extensa y compleja se tome en cuenta como tema para algún proyecto futuro en el ITSA.

RECOMENDACIÓN IMPORTANTE EN EL PARQUEO DEL AVIÓN.

Una recomendación que es importante y debemos tener en cuenta para el parqueo de una aeronave para evitar los daños por objetos extraños es la de tener mucho cuidado con las tomas de entrada de aire al motor.



Fig. 7.1. Entrada de aire al motor.

Observando la Fig. 5.1 nos damos cuenta que esta totalmente descubierta la toma de entrada de aire al motor y cualquier tipo de cuerpo extraño puede ingresar, la

recomendación que debemos tener en cuenta es la de colocar un cobertor en esta toma cuando el avión se encuentra parqueado.



Fig. 7.2. Entrada de aire al motor con su respectivo cobertor.

En la Fig. 5.2 observamos la toma de entrada de aire con su respectivo cobertor, siempre deberá ser de color rojo y con una leyenda “REMOVE BEFORE FLIGHT” (RETITAR ANTES DE VUELO).

BIBLIOGRAFÍA.

- MONTES Gerry. “MANUAL TÉCNICO, NOTAS DESCRIPTIVAS Y GUIA BUSCAFALLAS”. United Turbine. Miami-Florida-USA.
- SIMCOM TRAINING CENTER. “SUPER KING AIR REFERENCE MANUAL”. 1996. Scottsdale-USA.
- SIMCOM TRAINING CENTER. “SYSTEMS OVERVIEW”. 1997. Scottsdale-USA.
- AVIACIÓN NAVAL. “LIBRO DE VUELO AN-235/AN-232” . 2002. Guayaquil-Ecuador.
- BEECHCRAFT AIR COMPANY. “MAINTENANCE MANUAL”. 1994. USA.
- PRATT & WHITNEY CANADA, “MAINTENANCE MANUAL”, MANUAL PART N°. 3034342, 2002.
- PRATT & WHITNEY CANADA, “PT6-60 TRAINING MANUAL”
- MORENO Ossman. “PARAMETROS DE FUNCIONAMIENTO DEL MOTOR”. AVIACIÓN NAVAL. 2002. Guayaquil-Ecuador.

ANEXOS.



ANEXO # 1. FOTOGRAFÍA PRESENCIAL DEL CBOS JARA SERGIO EN EL AVIÓN NAVAL 235 EN LA CIUDAD DE QUITO.



ANEXO # 2.- FOTOGRAFÍA TOMADA DESDE LA AERONAVE A LOS MONTES ILINIZA A 20 000 ft DE ALTURA.



ANEXO # 3. – VISTA LATERAL DEL MOTOR EN SU UBICACIÓN REAL EN UNA AERONAVE.



ANEXO # 4. – VISTA DE LOS MANUALES DE MANTENIMIENTO DEL MOTOR EN SU RESPECTIVA PERCHA.

ANEXO # 5. MANUAL DE MANTENIMIENTO DEL MOTOR----- TOMO1

ANEXO # 6. MANUAL DE MANTENIMIENTO DEL MOTOR----- TOMO 2