

ESCUELA POLITECNICA DEL EJÉRCITO

FACULTAD DE INGENIERIA MECANICA

**“DETERMINACIÓN DEL GRADO DE DEGRADACIÓN DE LOS
AEROMOTORES CORRESPONDIENTES A LOS AVIONES C-
130, AVRO, TWIN OTTER Y SABRELINER, A TRAVÉS DE UN
ANÁLISIS EXERGÉTICO Y SU INFLUENCIA EN LAS UNIDADES
DE MANTENIMIENTO”**

**PROYECTO PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
INGENIERO MECÁNICO**

**TNTE. TÉC. AVC. ERICK SEBASTIÁN PERUGACHI
JOSE MAURICIO ALBAN**

DIRECTOR: ING. ERNESTO SORIA

CODIRECTOR: ING. ADRIÁN PEÑA

Sangolquí, Diciembre del 2005

CERTIFICACIÓN DE LA ELABORACIÓN DE PROYECTO

El proyecto titulado “DETERMINACIÓN DEL GRADO DE DEGRADACIÓN DE LOS AEROMOTORES CORRESPONDIENTES A LOS AVIONES C-130, AVRO, TWIN OTTER Y SABRELINER, A TRAVÉS DE UN ANÁLISIS EXERGÉTICO Y SU INFLUENCIA EN LAS UNIDADES DE MANTENIMIENTO” fue realizado en su totalidad por los señores: Tnte. Téc. Avc. Erick Sebastián Perugachi Méndez y José Mauricio Albán Pabón , como requerimiento parcial para la obtención del título de Ingeniero Mecánico.

Ing. Ernesto Soria
DIRECTOR

Ing. Adrián Peña
CODIRECTOR

Sangolquí, Diciembre del 2005

LEGALIZACIÓN DEL PROYECTO

“DETERMINACIÓN DEL GRADO DE DEGRADACIÓN DE LOS AEROMOTORES CORRESPONDIENTES A LOS AVIONES C-130, AVRO, TWIN OTTER Y SABRELINER, A TRAVÉS DE UN ANÁLISIS EXERGÉTICO Y SU INFLUENCIA EN LAS UNIDADES DE MANTENIMIENTO”

ELABORADO POR:

**ERICK PERUGACHI
TNTE. TÉC. AVC.**

JOSE MAURICIO ALBAN

FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA

**ING. EDGAR M. PAZMIÑO B.
MAYO. DE. E.
DECANO - FIME**

DEDICATORIA

A Dios, por haber guiado mi camino, a mis padres Teresa y Marco, a mis hermanos Daniela y Henry, a Pamela y todas aquellas personas que me han apoyado en mi profesión y estudios.

Erick

A mis padres, quienes siempre me han brindado su apoyo incondicional y confianza; a mis hermanos, quienes son mi ejemplo a seguir y a mis cuatro sobrinos.

José Mauricio

AGRADECIMIENTO

Agradecemos a la Escuela Politécnica del Ejército, por habernos acogido durante nuestro período de formación, a la Facultad de Ingeniería Mecánica ya que todos quienes la integran nos han brindado su amistad y sobre todo han compartido su experiencia y conocimientos, de manera especial a los señores ingenieros Ernesto Soria y Adrián Peña, por la orientación y soporte en el desarrollo del presente proyecto.

Queremos también hacer extensivo este agradecimiento al Ala de Transportes No. 11 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana y en especial a los señores Oficiales Técnicos y Aerotécnicos del Grupo Materiales No. 112 quienes con una visión de cooperación y desarrollo han permitido materializar el presente trabajo.

Erick Sebastián y José Mauricio.

INDICE DE CONTENIDOS

DEDICATORIA.....	iv
AGRADECIMIENTO.....	v
ÍNDICE DE CONTENIDOS.....	vi
RESUMEN.....	xx
CAPÍTULO 1.....	1
INTRODUCCIÓN.....	1
1.1 GENERALIDADES.....	1
1.1.1 JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA.....	1
1.1.2 OBJETIVOS.....	2
1.1.3 METAS.....	3
1.2 MANTENIMIENTO EN AEROMOTORES.....	3
1.3 REPORTES DE MANTENIMIENTO.....	9
1.4 INTRODUCCIÓN GENERAL Y TERMINOLOGÍA DE LOS AEROMOTORES.....	16
1.4.1 INTRODUCCIÓN AL AEROMOTOR T56-A-15 (C-130).....	16
1.4.2 INTRODUCCIÓN AL AEROMOTOR DART MK 534-2 (AVRO).....	19
1.4.3 INTRODUCCIÓN AL AEROMOTOR PT6A-27 (TWIN OTTER)	22
1.4.4 INTRODUCCIÓN AL AEROMOTOR JT12A-8N (SABRELINER).....	25
1.5 REPORTES EMITIDOS POR LA TRIPULACIÓN DE LAS OPERACIONES REALIZADAS.....	28
CAPÍTULO 2	32
MARCO TEÓRICO.....	32
2.1 LA ATMÓSFERA.....	32
2.1.1 GENERALIDADES.....	32
2.1.2 LA PRESIÓN ATMOSFÉRICA	34
2.1.3 TABLAS DE ALTURA.....	35
2.2 CONCEPTOS BÁSICOS PARA LA AEROPROPULSIÓN.....	38
2.2.1 TIPOS DE AEROMOTORES CON TURBINA DE GAS.....	38
2.2.2 APLICACIÓN DEL CICLO BRAYTON.....	45

2.2.2.1 RELACIONES DE TRABAJO MÁXIMO.....	49
2.2.3 RELACIÓN AIRE-COMBUSTIBLE EN LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN.....	50
2.3 ETAPA DE COMPRESIÓN.....	52
2.3.1 FUNCIONAMIENTO DE UN COMPRESOR.....	52
2.3.2 TRANSFERENCIA DE ENERGÍA EN UN COMPRESOR.....	55
2.3.3 NOMENCLATURA DE ÁLABES.....	58
2.4 ETAPA DE TURBINA.....	60
2.4.1 GENERALIDADES DE LA TURBINA.....	60
2.4.2 FUNCIONAMIENTO DE LA TURBINA.....	62
2.4.3 ECUACIÓN GENERAL DEL IMPULSO.....	64
2.5 ETAPA DE COMBUSTIÓN.....	68
2.5.1 GENERALIDADES DE LA COMBUSTIÓN.....	68
2.5.2 CRITERIOS DE EQUILIBRIO.....	69
2.5.3 CONSTANTE DE EQUILIBRIO.....	71
2.6 SEGUNDA LEY DE LA TERMODINÁMICA APLICADA A SISTEMAS AEROPROPULSORES.....	72
2.7 ANÁLISIS EXERGÉTICO DE LOS AEROMOTORES.....	74
2.7.1 CONCEPTO DE EXERGÍA.....	74
2.7.1.1 CONCEPTO DE MEDIO AMBIENTE.....	76
2.7.1.1.2 CONCEPTO DE ESTADO MUERTO.....	76
2.7.2 CÁLCULO DE EXERGÍA.....	77
CAPÍTULO 3.....	79
SISTEMA INDICADOR.....	79
3.1 GENERALIDADES DEL SISTEMA DE INDICACIÓN DE LOS AEROMOTORES.....	79
3.2 SISTEMA INDICADORES DE PARÁMETROS PRINCIPALES DE OPERACIÓN DEL AEROMOTOR.....	80
3.2.1 SISTEMA INDICADOR DE TEMPERATURA.....	80
3.2.2 SISTEMA INDICADOR DE FLUJO DE COMBUSTIBLE.....	83
3.2.3 SISTEMA INDICADOR DE PRESIÓN DE TORQUE.....	85
3.2.4 SISTEMA DE VELOCIDAD DE ROTACIÓN “RPM”.....	87
3.2.5 SISTEMA DE EPR.....	89
3.3 ESPECIFICACIONES Y RANGOS DE OPERACIÓN NORMALES DE LOS AEROMOTORES.....	90

3.3.1 PARÁMETROS DEL AEROMOTOR T56-A-15.....	91
3.3.2 PARÁMETROS DEL AEROMOTOR DART MK 534-2.....	92
3.3.3 PARÁMETROS DEL AEROMOTOR PT6A-27.....	93
3.3.4 PARÁMETROS DEL AEROMOTOR JT12A-8N.....	93
CAPÍTULO 4.....	95
TOMA DE DATOS.....	95
4.1 DETERMINACIÓN DE LAS ETAPAS DE FUNCIONAMIENTO	95
4.2 ADQUISICIÓN DE DATOS RELATIVOS	95
4.2.1 ESTADO START.....	96
4.2.1.1 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR T56-A-15.....	96
4.2.1.2 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR DART MK 534-2.....	96
4.2.1.3 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR PT6A-27.....	97
4.2.1.4 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR JT12A-8N.....	98
4.2.2 ESTADO IDLE.....	99
4.2.2.1 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR T56 – A – 15.....	99
4.2.2.2 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR DART MK 534-2.....	99
4.2.2.3 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR PT6A-27.....	100
4.2.2.4 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR JT12A-8N.....	101
4.2.3 ESTADO TAKE OFF.....	102
4.2.3.1 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR T56-A-15.....	102
4.2.3.2 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR DART MK 534-2.....	102
4.2.3.3 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR PT6A-27.....	103
4.2.3.4 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR JT12A-8N.....	104
CAPÍTULO 5.....	105
ANÁLISIS DE COMPORTAMIENTO DE LOS AEROMOTORES.....	105
5.1 CONTROL ESTADÍSTICO DEL PROCESO EN LA ETAPA START.....	106
5.1.1 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR T56 – A – 15.....	106
5.1.2 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR DART MK 534-2.....	107
5.1.3 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR PT6A-27.....	108
5.1.4 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR JT12A-8N.....	108
5.2 CONTROL ESTADÍSTICO DEL PROCESO EN LA ETAPA IDLE.....	109
5.2.1 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR T56 – A – 15.....	109
5.2.2 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR DART MK 534-2.....	110
5.2.3 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR PT6A-27.....	110

5.2.4 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR JT12A-8N.....	111
5.3 CONTROL ESTADÍSTICO DEL PROCESO EN LA ETAPA TAKE OFF.....	112
5.3.1 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR T56 – A – 15.....	112
5.3.2 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR DART MK 534-2.....	112
5.3.3 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR PT6A-27.....	113
5.3.4 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR JT12A-8N.....	114
5.4 ELABORACIÓN DE CARTAS DE CONTROL.....	115
5.4.1 CARTAS DE CONTROL PARA EL AEROMOTOR T56 – A – 15.....	115
5.4.2 CARTAS DE CONTROL PARA EL AEROMOTOR DART MK 534-2.....	115
5.4.3 CARTAS DE CONTROL PARA EL AEROMOTOR PT6A-27.....	116
5.4.4 CARTAS DE CONTROL PARA EL AEROMOTOR JT12A-8N.....	116
CAPÍTULO 6.....	118
ANÁLISIS EXERGÉTICO.....	118
6.1 BALANCES ENERGÉTICOS	118
6.1.1 BALANCE ENERGÉTICO Y EXERGÉTICO PARA EL AEROMOTOR DART MK 534-2.....	123
6.1.2 BALANCE ENERGÉTICO Y EXERGÉTICO PARA EL AEROMOTOR PT6A-27.....	134
6.1.3 BALANCE ENERGÉTICO Y EXERGÉTICO PARA EL AEROMOTOR JT12A-8N.....	145
6.1.4 BALANCE ENERGÉTICO Y EXERGÉTICO PARA EL AEROMOTOR T56 – A – 15.....	156
CAPÍTULO 7.....	163
ESTUDIO, DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE SISTEMA EXPERIMENTAL AUTOMATICO DE ADQUISICIÓN DE DATOS.....	163
7.1 CARACTERIZACIÓN DE SEÑALES QUE LLEGAN A LOS INSTRUMENTOS EN LA CABINA.....	163
7.1.1 GENERADOR TACÓMETRO.....	163
7.1.2 FLUJO DE COMBUSTIBLE (FUEL / FLOW).....	165
7.1.3 TORQUÍMETRO.....	166
7.1.4 TEMPERATURA.....	167
7.2 NECESIDAD DE ACONDICIONAMIENTO DE SEÑALES.....	168
7.3 ADQUISICIÓN DE DATOS (DAQ).....	171
7.4 DISEÑO DEL SISTEMA HMI (INTERFAZ HOMBRE-MÁQUINA).....	172

7.5 IMPLEMENTACIÓN Y CALIBRACIÓN DEL SISTEMA DAQ.....	174
7.5.1 ESTRUCTURA DEL SISTEMA.....	174
7.5.2 MONTAJE DEL SISTEMA.....	175
7.5.3 CALIBRACIÓN DE SISTEMA.....	176
CAPÍTULO 8.....	180
EVALUACIÓN ECONOMICA Y FINANCIERA.....	180
8.1 EVALUACIÓN ECONÓMICA.....	180
8.2 EVALUACIÓN FINANCIERA.....	184
CAPÍTULO 9.....	188
CONCLUSIONES, RECOMENDACIONES BIBLIOGRAFÍA Y ANEXOS.....	188
9.1 CONCLUSIONES	188
9.2 RECOMENDACIONES.....	190

INDICE DE FIGURAS

Figura 1.1 Organigrama funcional del Grupo Materiales No. 112.....	4
Figura 1.2 Orgánico funcional del Escuadrón Mantenimiento No. 112.....	6
Figura 1.3 Diagrama del proceso de verificación de vuelo según Formas 781.....	10
Figura 1.4 Porcentaje de gastos por mantenimiento durante el año 2003.....	11
Figura 1.5 Cuadro general de gastos por mantenimiento durante el año 2003.....	12
Figura 1.6 Cuadro de gastos por mantenimiento Escuadrilla C-130 durante el año 2003	13
Figura 1.7 Cuadro de gastos por mantenimiento Escuadrilla AVRO durante el año 2003.....	13
Figura 1.8 Cuadro de gastos por mantenimiento Escuadrilla TWIN OTTER durante el año 2003.....	14
Figura 1.9 Cuadro de gastos por mantenimiento Escuadrilla SABRELINER durante el año 2003.....	14
Figura 1.10 Diagrama del aeromotor T56-A-15.....	19
Figura 1.11 Diagrama del aeromotor Dart MK 534-2.....	21
Figura 1.12 Diagrama del aeromotor PT6A-27	25
Figura 1.13 Diagrama del aeromotor JT12-8N.....	27
Figura 2.1 Esquema de distribución de capas atmosféricas con respectivo gradiente de temperatura.....	33
Figura 2.2 Perfil de temperaturas atmosféricas.....	36
Figura 2.3 Tipos de motor de turbina de gas para aeronaves.....	39
Figura 2.4 Dispositivos de propulsión.....	40
Figura 2.5 Aeronave y hélice.....	41
Figura 2.6 Velocidades del aspa de una hélice.....	43

Figura 2.7 Comparación entre una hélice y un turborreactor.....	43
Figura 2.8 Diagrama esquemático de un motor de turborreactor.....	45
Figura 2.9 Ciclo abierto de una máquina de gas turbina.....	46
Figura 2.10 Ciclo cerrado de una máquina de gas turbina.....	46
Figura 2.11 Diagrama PV y TS para el ciclo Bryton.....	47
Figura 2.12 Rendimiento térmico frente a la relación de presiones de un ciclo Bryton de aire estándar ($\gamma = 1.4$).....	48
Figura 2.13 Esquema y diagrama de procesos TS para un ciclo Bryton ideal con regeneración.....	48
Figura 2.14 Ilustración de la influencia de la relación de presiones y de la temperatura de salida de la cámara de combustión sobre el rendimiento térmico de un ciclo Bryton.....	49
Figura 2.15 Rendimiento de un ciclo Bryton ideal y trabajo neto en función de la relación de presiones.....	50
Figura 2.16 Curvas de funcionamiento de un compresor.....	55
Figura 2.17 Flujo a través de un rotor.....	56
Figura 2.18 Corte transversal de un compresor de flujo axial.....	58
Figura 2.19 Dos de los álabes de una hilera rotora con indicación de la nomenclatura de los álabes en una hilera de álabes con flujo axial.....	60
Figura 2.20 Turbina de flujo axial.....	61
Figura 2.21 Parámetros de flujo en comparación con la relación de expansión.....	63
Figura 2.22 Diagrama de la eficiencia de una turbina en función de la relación de expansión para varios valores de velocidad corregida del rotor.....	64
Figura 2.23 Diagrama del parámetro de flujo de entrada a la turbina en función de la relación de expansión para varios valores de velocidad corregida del rotor.....	64
Figura 2.24 Dispositivo generalizado para la producción de impulso.....	66

Figura 2.25 Motor JT80 Pratt & Whitney (14000 a 17000 libras fuerza de empuje).....	72
Figura 2.26 Esquema de un aeromotor.....	73
Figura 2.27 Diagrama TS para un reactor que muestra su comportamiento ideal.....	73
Figura 3.1 Esquema de funcionamiento y configuración de termopares.....	81
Figura 3.2 Esquema de funcionamiento del flujómetro (I).....	83
Figura 3.3 Esquema de funcionamiento del flujómetro (II).....	85
Figura 3.4 Esquema de funcionamiento del torquímetro.....	86-87
Figura 3.5 Señal generada por el transductor de RPM.....	89
Figura 3.6 Curva de calibración de EPR.....	90
Figura 7.1 Proceso de emisión-recepción de señales.....	163
Figura 7.2 Ilustración de la evolución RPM vs voltaje.....	163
Figura 7.3 Espectro de la señal emitida por el generador tacómetro.....	164
Figura 7.4 Espectro de la señal emitida por el generador flujómetro.....	165
Figura 7.5 Espectro de la señal emitida por el generador torquímetro.....	166
Figura 7.6 Voltaje vs. Temperatura para termopares tipo K.....	167
Figura 7.7 Lazo genérico de medición del proceso.....	171
Figura 7.8 Esquema de funcionamiento del convertidor analógico-digital	172
Figura 7.9 Estructura del sistema DAQ.....	174
Figura 7.10 Montaje del sistema.....	175
Figura 7.11 Banco de pruebas de RPM.....	176
Figura 7.12 Banco de pruebas del generador de milivoltios.....	177
Figura 7.13 Indicador de temperatura de referencia para calibración (°C).....	177
Figura 7.14 Banco de prueba para indicadores torquímetros de voltaje diferencial.....	178
Figura 8.1 Cálculo del TIR y del VAN.....	185
Figura 8.2 Evolución de la inversión.....	186

INDICE DE TABLAS

Tabla 1.1 Costo de mantenimiento de aeromotores durante el año 2003.....	2
Tabla 1.2 Código ATA.....	7
Tabla 1.3 Costo por mantenimiento de aeromotores durante el año 2003.....	11
Tabla 1.4 Términos aplicados en aeromotores.....	15
Tabla 1.5 Simbología Formas 781.....	30
Tabla 2.1a Atmósfera estándar. Altitud geopotencial (unidades inglesas).....	37
Tabla 2.1b Atmósfera estándar. Altitud geopotencial (unidades del SI).....	38
Tabla 2.2 Atmósfera estándar.....	69
Tabla 2.3 Logaritmos de las constantes de equilibrio de varias reacciones En la fase de gas.....	71
Tabla 3.1 Características de operación de las termocuplas tipo K.....	81
Tabla 3.2 Parámetros de funcionamiento del aeromotor T56 – A – 15.....	92
Tabla 3.3 Parámetros de funcionamiento del aeromotor Dart MK 534-2	93
Tabla 3.4 Parámetros de funcionamiento del aeromotor PT6A – 27.....	93
Tabla 3.5 Parámetros de funcionamiento del aeromotor JT12A-8N.....	94
Tabla 4.1 Hoja de datos durante el encendido del aeromotor T56 – A – 15.....	96
Tabla 4.2 Hoja de datos durante el encendido del aeromotor Dart MK 534-2	97
Tabla 4.3 Hoja de datos durante el encendido del aeromotor PT6A – 27.....	98
Tabla 4.4 Hoja de datos durante el encendido del aeromotor JT12A-8N.....	98
Tabla 4.5 Hoja de datos durante el estado neutro del aeromotor T56 – A – 15.....	99
Tabla 4.6 Hoja de datos durante el estado neutro del aeromotor Dart MK 534-2	100
Tabla 4.7 Hoja de datos durante el estado neutro del aeromotor PT6A – 27.....	101
Tabla 4.8 Hoja de datos durante el estado neutro del aeromotor JT12A-8N.....	101
Tabla 4.9 Hoja de datos obtenidos a máxima potencia del aeromotor T56 – A – 15.....	102

Tabla 4.10 Hoja de datos obtenidos a máxima potencia del aeromotor Dart MK 534-2	103
Tabla 4.11 Hoja de datos obtenidos a máxima potencia del aeromotor PT6A – 27.....	104
Tabla 4.12 Hoja de datos obtenidos a máxima potencia del aeromotor JT12A-8N.....	104
Tabla 5.1 Resumen estadístico de datos start del aeromotor T56 – A – 15.....	107
Tabla 5.2 Resumen estadístico de datos start del aeromotor Dart MK 534-.....	107
Tabla 5.3 Resumen estadístico de datos start del aeromotor PT6A – 7.....	108
Tabla 5.4 Resumen estadístico de datos start del aeromotor JT12A-8N.....	109
Tabla 5.5 Resumen estadístico de datos start del aeromotor T56 – A – 15.....	109
Tabla 5.6 Resumen estadístico de datos start del aeromotor Dart MK 534-2	110
Tabla 5.7 Resumen estadístico de datos start del aeromotor PT6A – 27.....	111
Tabla 5.8 Resumen estadístico de datos start del aeromotor JT12A-8N.....	111
Tabla 5.9 Resumen estadístico de datos en máxima potencia del aeromotor T56 – A – 15.....	112
Tabla 5.10 Resumen estadístico de datos en máxima potencia del aeromotor Dart MK 534-2	113
Tabla 5.11 Resumen estadístico de datos en máxima potencia del aeromotor PT6A – 27.....	114
Tabla 5.12 Resumen estadístico de datos en máxima potencia del aeromotor JT12A-8N.....	114
Tabla 6.1 Entalpías de formación calculadas de productos y reactantes ($T_{2r}@519.119K$).....	126
Tabla 6.2 Valores de propiedades de un ciclo de potencia de turbina de gas irreversible (DartMK 534-5 AVRO).....	130
Tabla 6.3 Evaluación de la energía en un ciclo de potencia de turbina de gas irreversible (DartMK 534-2 AVRO).....	132
Tabla 6.4 Evaluación de la exergía en un ciclo de potencia de turbina de gas irreversible (DartMK 534-2 AVRO).....	132
Tabla 6.5 Entalpías de formación calculadas de productos y reactantes ($T_{2r}@ 551.723K$).....	137
Tabla 6.6 Valores de propiedades de un ciclo de potencia de turbina de gas irreversible (PT6A- 27 TWIN OTTER).....	141
Tabla 6.7 Evaluación de la energía en un ciclo de potencia de turbina de gas irreversible (PT6A- 27 TWIN OTTER).....	143

Tabla 6.8 Evaluación de la exergía en un ciclo de potencia de turbina de gas irreversible (PT6A-27 TWIN OTTER).....	143
Tabla 6.9 Entalpías de formación calculadas de productos y reactantes ($T_{2r}@ 589.598K$).....	148
Tabla 6.10 Valores de propiedades de un ciclo de potencia de turbina de gas irreversible (JT12A-8N SABRELINER).....	152
Tabla 6.11 Evaluación de la energía en un ciclo de potencia de turbina de gas irreversible (JT12A-8N SABRELINER)	154
Tabla 6.12 Evaluación de la exergía en un ciclo de potencia de turbina de gas irreversible (JT12A-8N SABRELINER)	155
Tabla 6.13 Valores de propiedades de un ciclo de potencia de turbina de gas irreversible (T56-A-15 C-130)	159
Tabla 6.14 Tabla de resumen de resultados de los diferentes aeromotores.....	162
Tabla 8.1 Costo de Materiales Directos.....	181
Tabla 8.2 Costo de Materiales Indirectos.....	181
Tabla 8.3 Costos Indirectos.....	182
Tabla 8.4 Costos de Implementación del Sistema DAQ.....	183
Tabla 8.5 Costo Total del proyecto.....	183

LISTA DE ANEXOS

ANEXO 1.....	ECUACIÓN DE TORQUE
ANEXO 2.....	MEDIDORES DE MOMENTO ANGULAR
ANEXO 3.....	DATOS OBTENIDOS DEL AEROMOTOR T56-A-15
ANEXO 4.....	DATOS OBTENIDOS DEL AEROMOTOR DART MK 534-2
ANEXO 5.....	DATOS OBTENIDOS DEL AEROMOTOR PT6A-27
ANEXO 6.....	DATOS OBTENIDOS DEL AEROMOTOR JT12A-8N

NOMENCLATURA

Símbolo	Descripción
F	Fuerza de empuje
A	Área
Ae	Área de entrada
CA	Relación Combustible-Aire
Cp	Calor específico del aire
dE_dt	Variación de energía respecto al tiempo
fm_aire	Flujo de masa de aire
fm_comb	Flujo de masa de combustible
h	Entalpía
h°	Entalpía de formación
i	Irreversibilidad
m	masa
maire	masa de aire
mcomb	masa de combustible
P	Presión
P_tur	Potencia de la turbina
Patm	Presión atmosférica
Peje	Potencia en el eje
q	Calor por unidad de masa
r	Radio
rp	Relación de compresión
s°	Entropía
Sum_prod	Sumatoria de productos de la combustión
T _{2r}	Temperatura real a la salida del compresor
T _{2s}	Temperatura ideal a la salida del compresor
T _{4r}	Temperatura real a la salida de la turbina
T _{4s}	Temperatura ideal a la salida de la turbina
Ta	Temperatura ambiente
T _{mot}	Temperatura del motor
U	Energía interna
Uo	Energía interna a la entrada
Ve	Velocidad
V	Velocidad de salida
w _u	Trabajo útil
w _{uc}	Trabajo útil del compresor
w _{ut}	Trabajo útil de la turbina
Z	Par torsional

a	Aceleración angular
ΔP	Diferencial de presiones
ΔP_{comp}	Diferencial de presiones del compresor
ΔP_{sal}	Diferencial de presiones a la salida
ΔS	Variación de entropía
g	Relación de capacidades térmicas
η_c	Eficiencia del compresor
η_{ciclo}	Eficiencia del ciclo
η_t	Eficiencia de la turbina
m	Energía interna por unidad de masa (salida)
m_o	Energía interna por unidad de masa (entrada)
r	Densidad
w	Velocidad angular
y	Exergía por unidad de masa
Y	Exergía

RESUMEN

El presente documento recopila información que aporta significativamente al desarrollo de un sistema alternativo de mantenimiento en base al análisis exergético, creando así un sistema de trabajo conjunto entre ciencia y experiencia adquirida.

Se pretende reducir los costos generados por el mantenimiento no programado del aeromotor, con la reducción de los tiempos de visita al taller por reparación, con la condición que entre los TBO (Time Between Overhaul) se cumpla únicamente con el mantenimiento programado y no exista reparación intermedia. Esto se consigue en base a la recopilación, captura, y administración de los parámetros de performance del aeromotor entregado por las tripulaciones.

Al analizar mediante un balance exergético el desempeño de los aeromotores se logra definir comportamientos extraños durante los diferentes chequeos funcionales, ya que al adentrarse en el análisis de éstos comportamientos extraños se está tratando de proyectar o detectar una posible discrepancia, misma que puede generar un mantenimiento no programado.

Durante los meses de octubre, noviembre, diciembre del 2004 y enero del 2005 se ha llevado a cabo el proceso de recopilación de datos, gracias a la ayuda de los técnicos y tripulantes de cada escuadrilla de aeronaves C-130, AVRO, Twin Otter y Sabreliner. Una vez que se han organizado debidamente las respectivas variables, durante los meses posteriores se ha procedido a elaborar hojas de cálculo que faciliten el análisis de comportamiento de los respectivos sistemas aeromotores de las diferentes aeronaves.

En la plataforma de la Base Aérea Mariscal Sucre se han llevado a cabo los diferentes chequeos funcionales, considerando inclusive los factores

ambientales, para así desarrollar un trabajo que sea de beneficio a los diferentes talleres de mantenimiento de aeromotores, con la finalidad de llevar a cabo un control riguroso de estos sistemas de propulsión ya que su falla durante el vuelo crucero, podría causar la pérdida de muchas vidas.

El Ala de Transportes No. 11 es el beneficiario directo del trabajo realizado, mediante la implementación de un sistema prototipo que podría ser instalado en los diferentes aeromotores de las aeronaves asignadas a esta unidad.

El resultado relevante del presente trabajo es el conocimiento de las diferentes configuraciones de los aeromotores turboprop y turbo jet, la creación de una base de datos que amplía la visión de control del personal de los técnicos de campo y la implementación de un sistema automático de adquisición de datos, que facilita observar el comportamiento de cada aeromotor.

De los resultados obtenidos se puede concluir que la temperatura del aeromotor es el parámetro más crítico ya que éste está relacionado íntimamente con sistemas y subsistemas que conforman el aeromotor, debido a que la relación existente entre la mayoría de parámetros involucrados en el funcionamiento del aeromotor son directamente proporcionales.

CAPÍTULO 1

INTRODUCCIÓN

1.1 GENERALIDADES

1.1.1 JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA

Por medio de este Proyecto se adquirirá conocimiento en el campo de Aeromotores, permitiendo así optimizar los procesos de mantenimiento, el comportamiento de los parámetros de rendimiento y la construcción de herramientas (bancos de pruebas) de observación térmica y rendimiento de los aeromotores. Además se logrará la captura y administración de importantes datos de operación de los motores entregados por las tripulaciones, en formatos específicos por establecerse.

La investigación y actividades anteriormente citadas, caen dentro del área de la “Aeropropulsión”, la misma que en el país nunca ha sido tratada ni como un sector científico de investigación ni como un área de formación profesional. Cierta conocimiento está concentrado solamente en la FAE y en algunas compañías de aviación.

Este Proyecto se halla justificado por los puntos que se indican a continuación:

- Conocimiento científico que apoye la experiencia del personal de técnicos de mantenimiento de aeromotores del Escuadrón de Mantenimiento No. 1121, es decir, que exista relación entre ciencia y experiencia adquirida.
- Se conoce que por reparación de los aeromotores los costos son onerosos. Obsérvese atentamente la tabla 1.1 donde pueden notar los gastos de mantenimiento “reparación menor” y “overhaul” causados para los aeromotores “Roll Royce T56-A-15” del avión Hércules C – 130. esto indica que la mencionada aeronave requiere altísima inversión por daños no programados que aparecen dentro del TBO (Tiempo entre cada overhaul).

- Sí el Grupo Materiales No. 112 contara, por ejemplo, con un departamento de ingeniería donde su personal lleve diariamente la recopilación y procesamiento de datos respecto al funcionamiento del aeromotor, se reducirían significativamente las visitas frecuentes a taller y se diagnosticaría efectivamente el mantenimiento preventivo, evitando en mucho de los casos el envío innecesario del aeromotor al taller autorizado de reparación (que en este caso también puede ser el propio fabricante).

AVIÓN	3.1.1.1. MOTOR	Reparación menor [USD]	Overhaul [USD]
3.1.1.2. C-130	Rolls-Royce T56-A-15	124590.57 – 368000.00	407440.00
AVRO	Rolls-Royce Dart MK 534-2	133716.71 – 169956.94	408000.00
TWIN	Havillan Inc. PT6A-27	50000	117200.00 – 117987.00
3.1.1.3. SABRELINER	Pratt & Whitney JT12A-8N	40000	250281.00 – 287000.00

Tabla 1.1 Costo de mantenimiento de aeromotores durante el año 2003

1.1.2 OBJETIVOS

Los objetivos del Proyecto se enfocan hacia:

- Conocer el funcionamiento de los aeromotores pertenecientes a los aviones C-130, AVRO, TWIN OTTER y SABRELINER disponibles en la FAE analizándolos desde un punto de vista termodinámico.
- Analizar mediante un balance energético y exergético el desempeño de los aeromotores para definir la situación actual de operación.
- Crear una base de datos que permita observar los comportamientos del sistema después de su jornada de operación diaria o semanal.
- Analizar los parámetros de performance tomando como punto de partida el Overhaul del aeromotor, parámetros que con el tiempo se los comparará con los parámetros límites que contempla el fabricante.
- Realizar la implementación de un plan de control e inspección en base a comportamientos exergéticos evaluados en los aeromotores.

1.1.3 METAS

Las meta principal del presente Proyecto es reducir los costos generados por el mantenimiento no programado del aeromotor, con la reducción de los tiempos de visita al taller por reparación, con la condición que entre los TBO (Time Between Overhaul) se cumpla únicamente con el mantenimiento programado y no exista reparación intermedia. Esto se consigue en base a la recopilación, captura, y administración de los parámetros de performance del aeromotor entregado por las tripulaciones.

1.2 MANTENIMIENTO EN AEROMOTORES.

La Fuerza Aérea Ecuatoriana es una institución que trabaja con aeronaves, sean éstas de combate o transporte para el cumplimiento de las misiones en función de los equipos asignados a cada una de sus unidades.

Las actividades cumplidas por el Ala de Transporte No. 11 son netamente de transporte, y como tal deben sus aeronaves estar disponibles para permitir las facilidades de movimiento tanto de personal como de material a donde sean requeridos, en tal virtud, las condiciones de trabajo son exigentes y continuas

por parte de todo el equipo de mantenimiento, para el cumplimiento de las operaciones asignadas a este Reparto.

Una explicación resumida de la misión de esta Unidad y la función específica para el cumplimiento de su tarea asignada, así como también del sistema aplicado en el cuidado de las aeronaves, se especifica mediante los organigramas que se muestran en la figura 1.1.

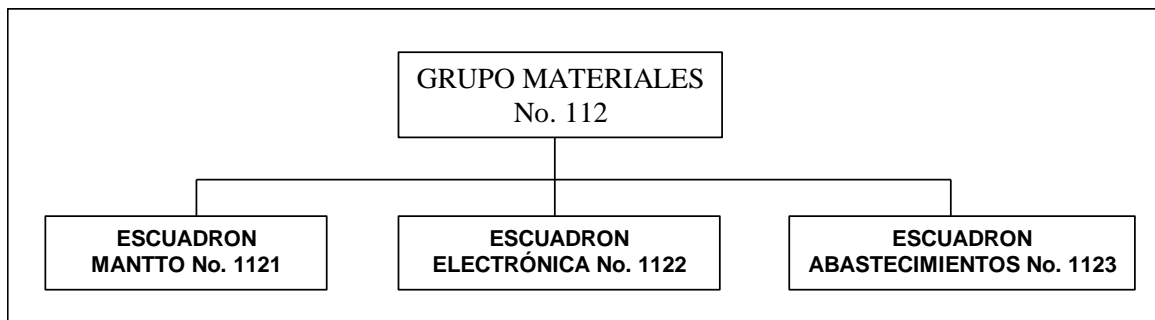


Figura 1.1 Organigrama funcional del Grupo Materiales No. 112

Como se puede observar el ente responsable del cuidado de los aviones es el Grupo Materiales No. 112, el cual tiene a su cargo los diferentes escuadrones de: mantenimiento, electrónica y abastecimientos . Es importante destacar que el Grupo Materiales No. 112 esta subordinado al Comando del Ala No.11.

El desarrollo del Proyecto beneficiara al Escuadrón Mantto. No. 1121, mismo que tiene también su correspondiente orgánico funcional que se encuentra ilustrado en la figura 1.2 ,donde se muestra las diferentes secciones que representan los diferentes equipos de mantenimiento de cada tipo de aeronaves asignadas al Ala de Transportes No.11.

La Sección Controles está a cargo de todo el proceso de mantenimiento y como ente de control debe tener conocimiento de todo lo suscitado con respecto a reparaciones, cronogramas de inspecciones, estadísticas que muestran frecuencias de daños de determinados elementos, elaboración de

planes de trabajos, etc. Además de asuntos relativos a boletines de servicio¹ que deban aplicarse a cada una de las diferentes aeronaves.

Como se muestra en el orgánico funcional del Escuadrón No. 1121 (figura 1.2), puede notarse que cada Escuadrilla tiene sus correspondientes Secciones de Motores las cuales junto con Controles realizan toda coordinación y atención debida a para el cuidado de los aeromotores.

Considerando a nivel de la Sección de Motores de cada Escuadrilla, se tiene como norma fundamental trabajar siguiendo en forma estricta las Ordenes Técnicas (OT)².

Otras consideraciones especiales que se deben observar es el estricto monitoreo de tiempos de funcionamiento por medio de los cuales se llevan a cabo inspecciones que son especificadas en en las OT, pero por motivos de seguridad la Sección Controles ha determinado que se deban reducir los tiempos de estas inspecciones. Consideraciones que solo han sido implantadas por criterio propio del personal y no basado en análisis apoyados en levantamientos técnicos de comportamientos de performance del aeromotor durante su funcionamiento normal, es decir; por ejemplo: “La OT define que una inspección HSI (Hot Section Inspection) debería ser a las 3500 horas de servicio, pero por razones de seguridad se las hace a las 3000 horas”, por un lado es de importancia las inspecciones que se las hace ya que se tiene un diagnostico visual de la situación del estado físico del aeromotor, pero también se debe considerar cuál sería el costo real de tener un aeromotor parado por mucho tiempo y cuál sería el costo por el empleo del mismo personal en una inspección planificada con tiempos al azar.

¹ Boletines de servicio, son ordenes emitidas por los fabricantes de los conjuntos de las aeronaves donde se indican modificaciones obligatorias como recomendaciones para un mejor cuidado de la nave.

² Órdenes Técnicas (OT), manuales de trabajo que son provistos por la casa fabricante de cada tipo de aeromotor, donde se especifican tiempo de funcionamiento de elementos, procesos de desmontaje y desensamblaje, etc.

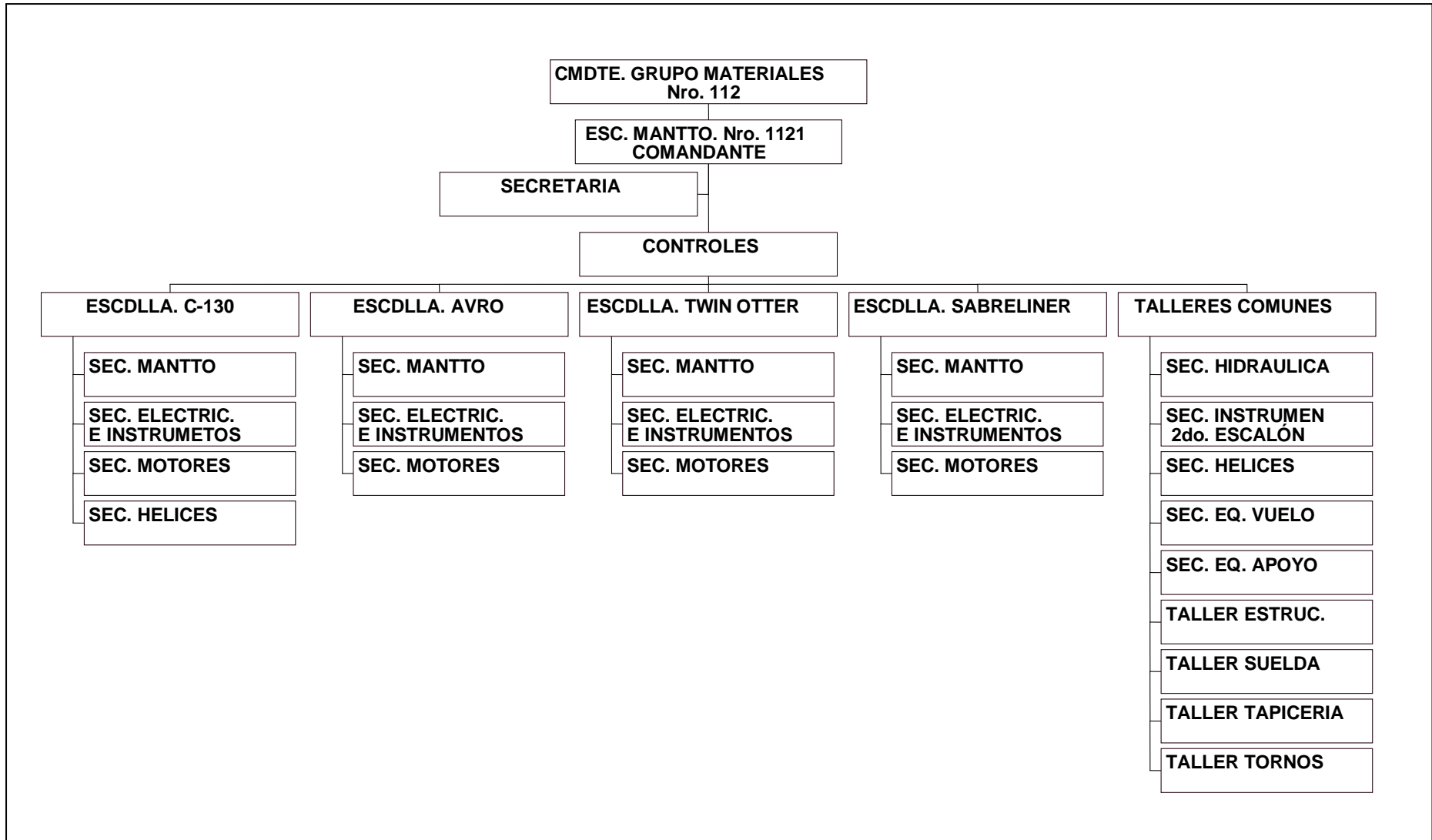


Figura 1.2 Orgánico funcional del Escuadrón Mantenimiento No. 1121

5 Time Limits Maintenance Check	37 Vacuum
6 Dimensions and Areas	38 Water / Waster
7 Lifting and Shoring	49 Airborne Auxiliary Power
8 Leveling and Weighing	51 Structures
9 Towing and Taxing	52 Doors
10 Parking and Mooring	53 Fuselage
12 Servicing	54 Nacelles / pylons
21 Air Conditioning	55 Stabilizers
22 Auto Flight	56 Windows
23 Communications	57 Wing 61 Propellers
24 Electrical Power	71 Power Plant
25 Equipment / Furnishing	72 Engine Turbine Turbo Prop.
26 Fire Protection	73 Engine Fuel and Control
27 Flight Control	74 Ignition
28 Fuel	75 Air
29 Hydraulic Power	76 Engine Controls
30 Ice and Draing Protection	77 Engine Indicating
31 Instruments	78 Exhaust
32 Landing Gear	79 Oil
33 Lights	80 Starting
34 Navigation	82 Water Injection
35 Oxygen	83 Accessories Gear Boxes
36 Pneumatic	

Tabla 1.2 Código ATA

En la aviación cada manual tiene sus respectivos códigos en función de cada componente de una aeronave, estos códigos se encuentran especificados en las normas ATA's (tabla 1.2). De esta forma se pueden manejar todas las ordenes técnicas y en lo que trata específicamente sobre aeromotores se

detalla en la sección Power Plant³. Es importante conocer algunos conceptos esenciales que deben estar siempre presentes al realizar mantenimientos programados, mantenimientos preventivos dentro del campo de vehículos aeroespaciales.

La disciplina de mantenimiento.

La disciplina de mantenimiento abarca todos los aspectos en el proceso de mantenimiento. Es también la responsabilidad del personal a cumplir las guías escritas asegurando los requerimientos de reparación, inspecciones y documentos completándolos de una manera segura, temporal y efectiva.

Concepto de mantenimiento.

Dentro de la fuerza aérea se requiere de la variación de grados de capacidad de mantenimiento a las distintas localizaciones. Esta capacidad esta descrita (en orden de aumento de capacidad) como organizacional, intermedia o depósito. El grado de la capacidad de mantenimiento depende del requerimiento de la misión, economía de reparación, limitaciones de transporte, fiabilidad de los componentes, acuerdo de carga de trabajo, facilidad de los requerimientos, frecuencias de trabajo y requerimientos de entrenamiento especial.

Niveles base de las actividades de mantenimiento de las aeronaves pueden ser capacitadas a lanzar o recuperar aeronaves y sostener programas de mantenimiento preventivo. Generalmente estos significa que muchas unidades posean todo un complemento de equipos y suministros para hacer funcionar o no los equipos de mantenimiento. Las fuentes de reparaciones de las aeronaves pueden incluir: a) en casa (orgánicamente) desde el soporte operacional del mando. b) otros servicios militares, y c) organizaciones comerciales bajo contrato.

³ Power Plant, denominación de la sección de potencia (turbina de gas) del aeromotor.

1.3 REPORTES DE MANTENIMIENTO.

Por razones administrativas dentro de FAE se deben elaborar informes de actividades durante un cierto periodo de tiempo, las mismas, que permite al alto mando observar todas las actividades realizadas, así como las acciones tomadas en casos excepcionales. Estos reportes son indicadores que solo demuestran cantidades económicas y horas de funcionamiento, y no presentan informes técnicos de comportamientos de operación.

Con el propósito de realizar el control de las operaciones se ha adaptado un modelo de la USAF (United States Air Force) el cual es denominado AEROSPACE EQUIPMENT MAINTENANCE INSPECTION, DOCUMENTATION, POLICIES, AND PROCEDURES; TO 00201; afi21-101AEROSPACE EQUIPMENT MAINTENANCE. Estas formas de la USAF han servido durante muchos años como modelo base de trabajo y, adaptado convenientemente al sistema de la FAE, pero esta documentación no permite observar los comportamientos especiales de desempeño o verificación de operación diferentes componentes de una aeronave, tan solo, se limita a ser un registro de piezas y partes dañadas que han sido reparadas o cambiadas.

Estas formas administrativas reflejan solo un diagrama (figura 1.3) en el cual se indica un proceso de verificación de pre y post vuelo, indicando situaciones no relevantes de comportamiento funcional. Dentro del campo de aviación es importante tener un control estricto tanto de equipos como de la calidad de inspecciones y reparaciones realizadas, debido a que, una falla menor de un equipo o elemento de la aeronave en operación, puede dejar como consecuencias accidentes fatales, esto lo demuestran todas las estadísticas de accidentes aéreos.

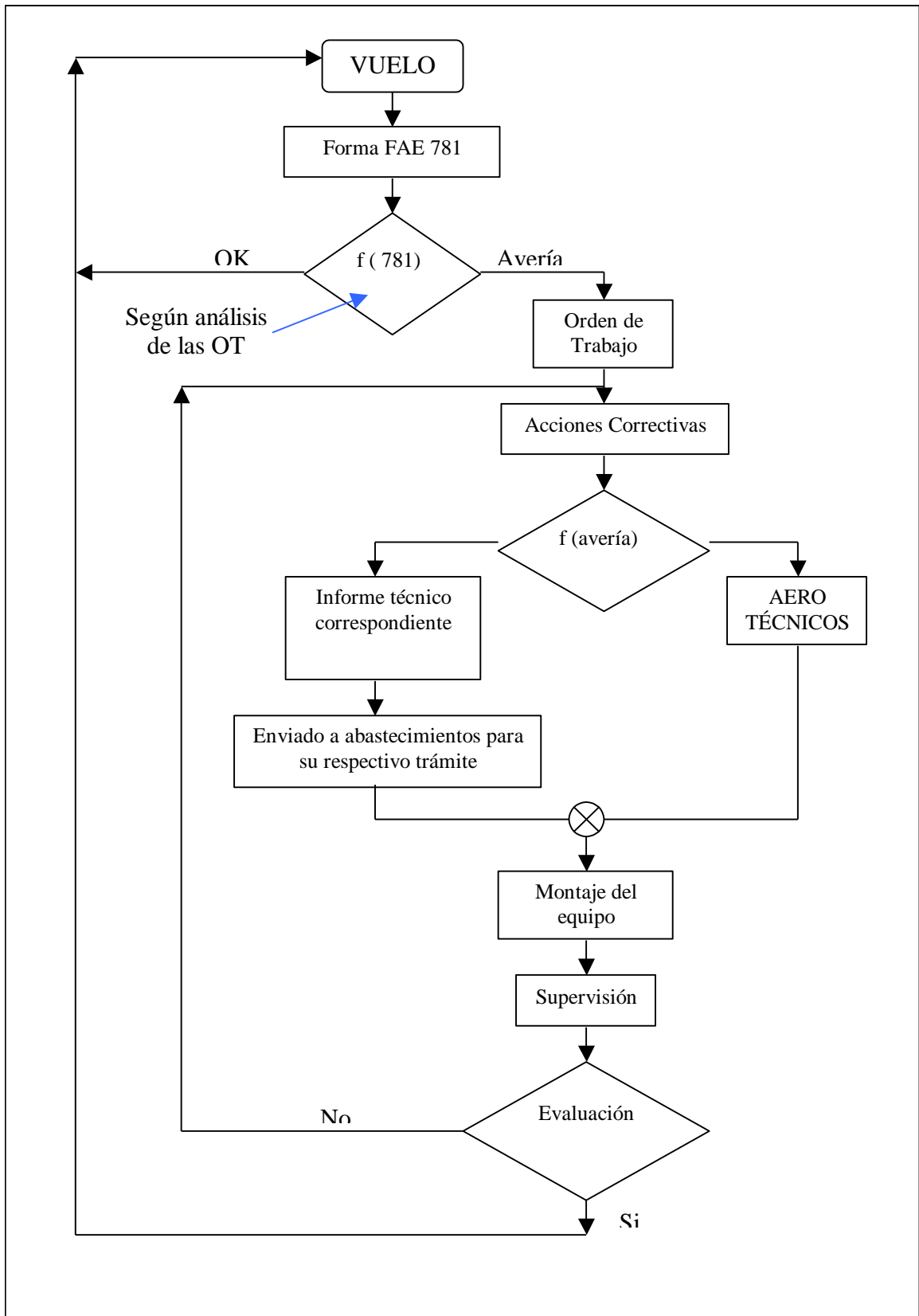


Figura 1.3 Diagrama del proceso de verificación de vuelo según Formas 781

Las cifras económicas por mantenimiento de las aeronaves durante un año (tabla 1.3) indican que gran parte del presupuesto asignado es invertido en el mantenimiento de motores. A continuación se presentarán cuadros relacionados con los gastos realizados durante el año 2003.

	AVION	MOTORES	HELICES	ROTABLES	1.1. TOTAL
SABRELINER	69300	900000	0	900	970200
TWIN OTTER	6800	30000	0	2000	38800
AVRO	22700	600000	36000	2500	661200
HERCULES (C-130)	16500	1800000	240000	17800	2074300
TOTALES	115300	3330000	276000	23200	3744500
%	3,0792	88,9304	7,3708	0,6196	100

Tabla 1.3 Costo por mantenimiento de aeronaves durante el año 2003

De los valores recopilados de archivo de la Sección Controles de Mantenimiento, los correspondientes al término rotables consisten en elementos cambiables como son los filtros de aceite, combustible, aire, etc.

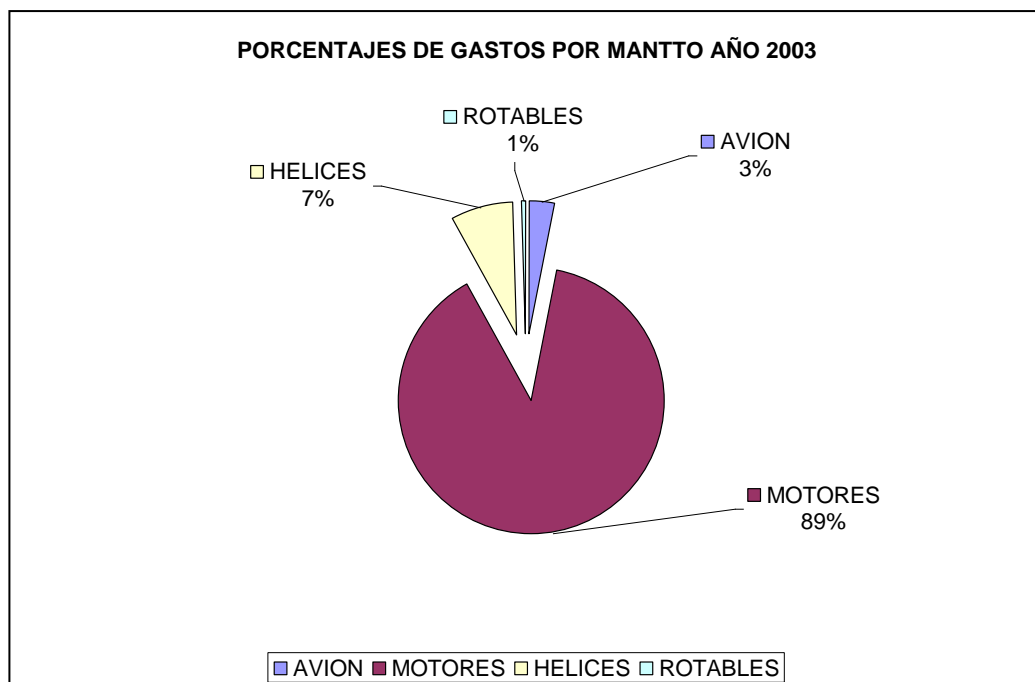


Figura 1.4 Porcentaje de gastos por mantenimiento durante el año 2003

Como se puede observar en la figura 1.4 el mayor porcentaje (88,9304%) de los gastos realizados durante el año 2003 se concentran en el mantenimiento de los aeromotores, a continuación en las figuras 1.5, 1.6, 1.7, 1.8 y 1.9 se pueden observar los diferentes gastos por mantenimiento de forma general y por escuadrillas.

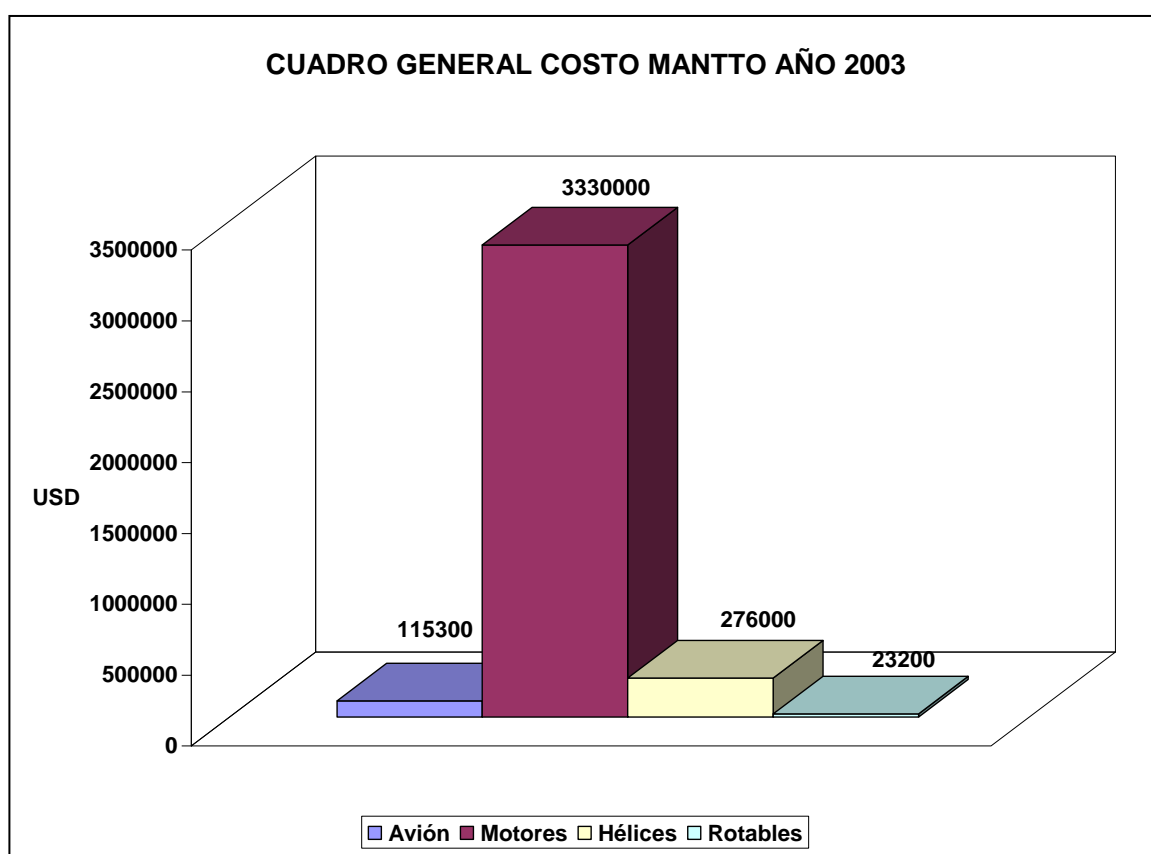


Figura 1.5 Cuadro general de gastos por mantenimiento durante el año 2003

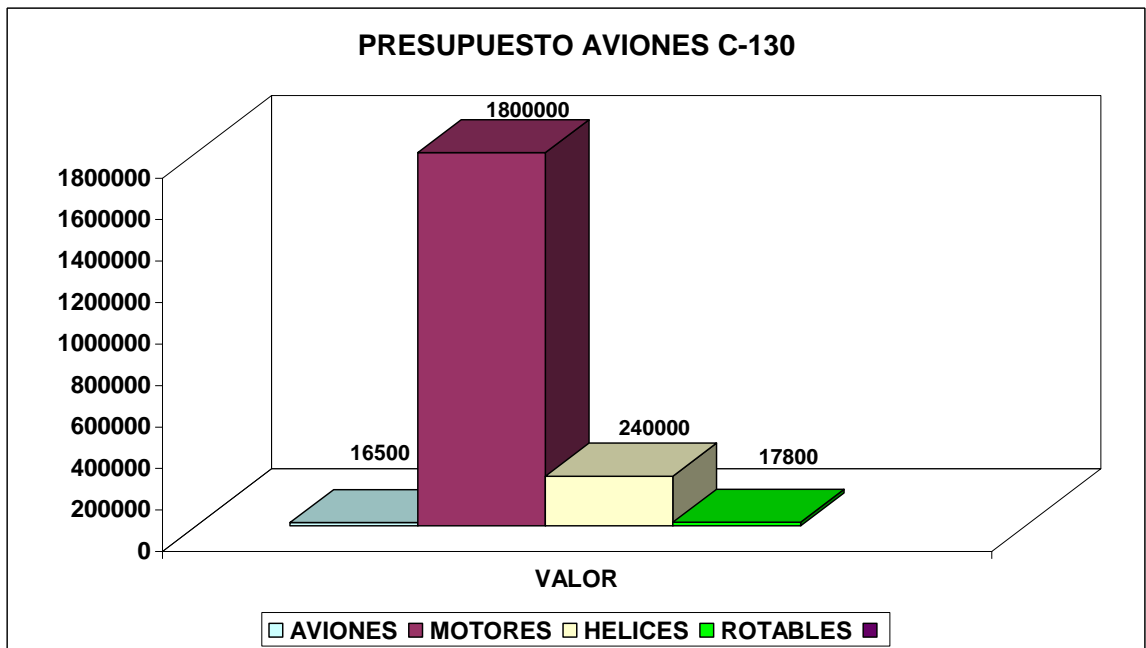


Figura 1.6 Cuadro de gastos por mantenimiento Escuadrilla C-130 durante el año 2003

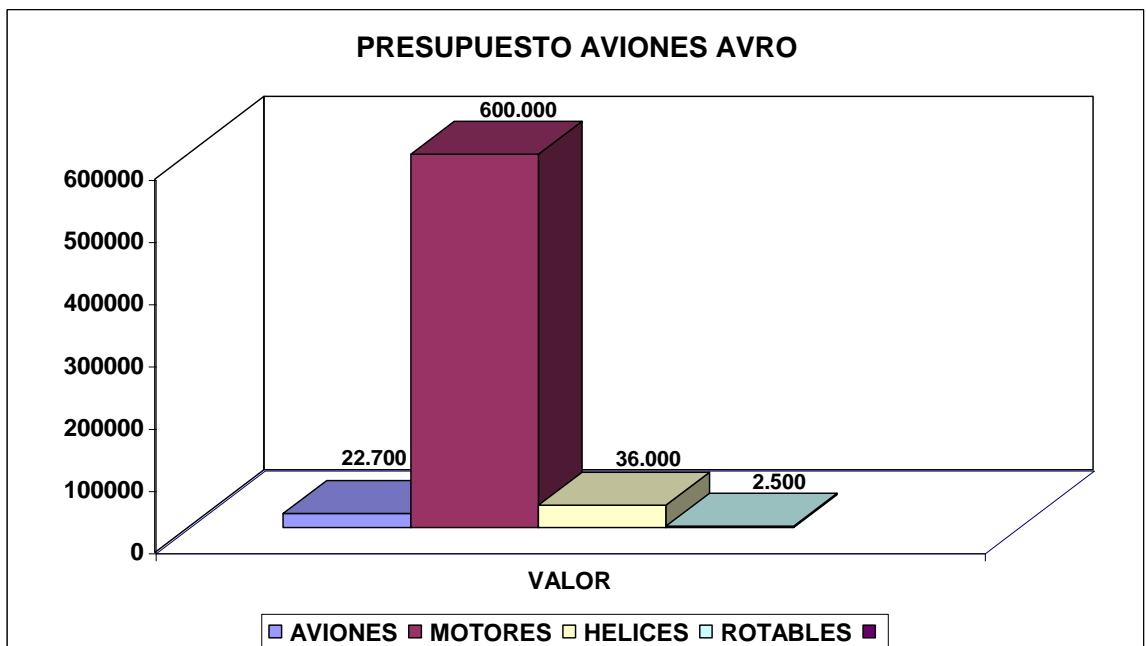


Figura 1.7 Cuadro de gastos por mantenimiento Escuadrilla AVRO durante el año 2003

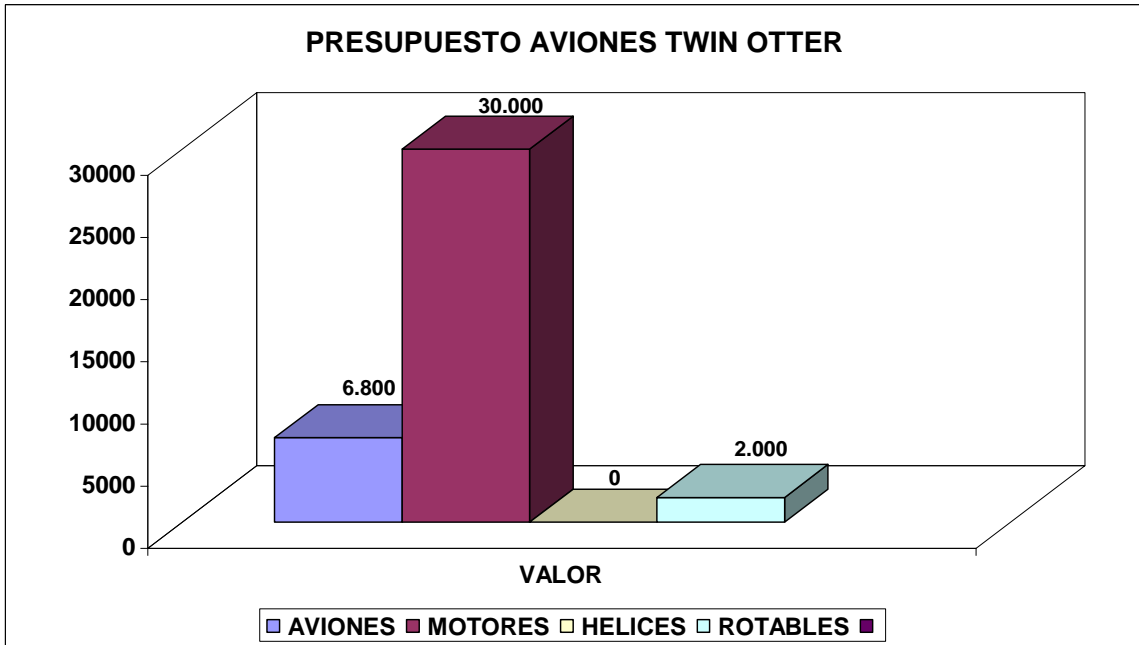


Figura 1.8 Cuadro de gastos por mantenimiento Escuadrilla Twin Otter durante el año 2003

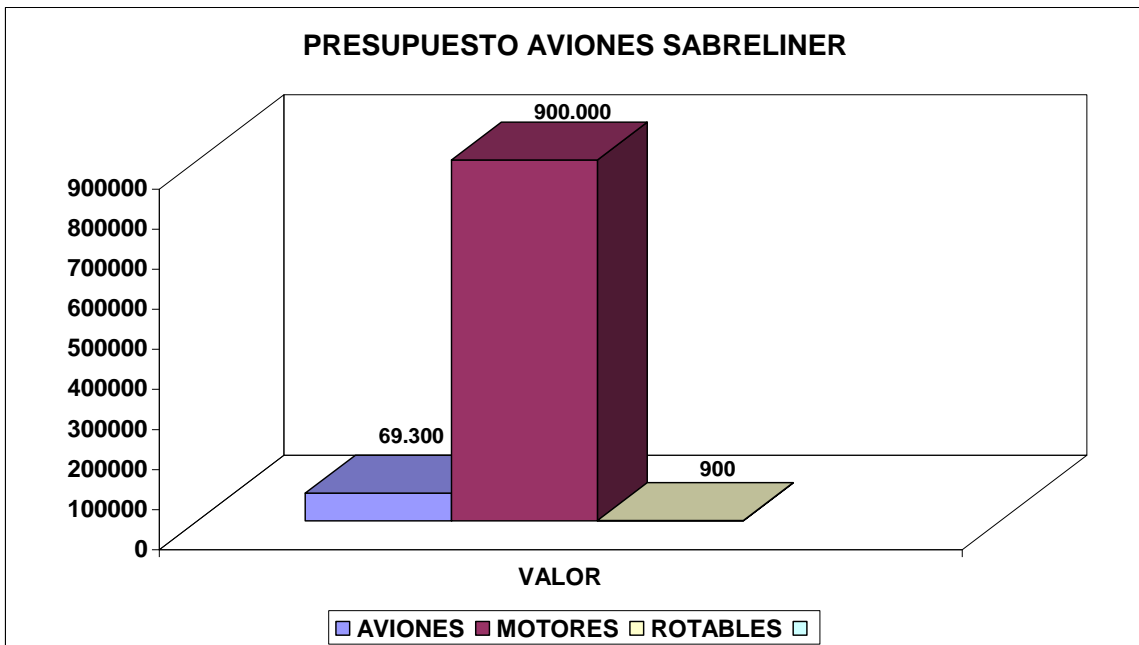


Figura 1.9 Cuadro de gastos por mantenimiento Escuadrilla Sabreliner durante el año 2003

Debe tomarse en cuenta que los reportes de los diferentes elementos de las aeronaves están sujetos a cumplimientos de número de horas, fechas calendario y ciclos de vuelo. Lo que se cumpla primero es el requisito para que dichos componentes, elementos, partes, accesorios de la aeronaves entren a su correspondiente inspección o condenamiento según la correspondiente OT (Orden Técnica).

EPCP	Engine Power Check Pressure
FCU	Fuel Control Unit
FFPS	Flight Fine Pitch Stop
ISA	International Standard Atmosphere
Mod	Modification
OAT	Outside Air Temperature
OIT	Oil Inlet Temperature
PA	Pressure Altitude
PCU	Propeller Control Unit
SHP	Shaft Horse Power
SL	Sea Level
T/O	Take Off
TPUL	Torque Pressure Upper Limit
TV	Throttle Valve
TGT	Temperature Gas Turbine
WMCP	Water / Methanol Check Pressure
W/m	water/methanol

Tabla 1.4 Términos aplicados en aeromotores

1.4 INTRODUCCIÓN GENERAL Y TERMINOLOGÍA DE LOS AEROMOTORES.

Normalmente cuando se llevan a cabo tareas de mantenimiento dentro del campo de los aeromotores se debe considerar que a nivel internacional se manejan los mismos términos generales de operación y con los cuales hay que familiarizarse. La tabla 1.4 indica una serie de términos los cuales normalmente se expresan en inglés.

1.4.1 INTRODUCCIÓN AL AEROMOTOR T56-A-15 (C-130).

El aeromotor modelo T56-A-15 perteneciente al avión C-130 conocido con el nombre de Hércules, fue fabricado por la empresa Allison & General Motors Corporation. Éstas aeronaves fueron compradas por el Ecuador en el año de 1957 en condición de cero horas de vuelo. Éste aeromotor corresponde a la serie III, con mejoramientos mayores con respecto al primer modelo fabricado en 1954. Es importante saber que existen modelos de aeronaves Hércules comerciales y militares (transporte), pero en lo que se refiere a sus motores son los mismos las diferencias están dadas en la serie de denominación la cual es para un avión comercial 501-D22A.

Al inicio del entrenamiento del personal destinado al mantenimiento de este aeromotor, se orienta a conocer términos, partes o elementos sencillos, pero esenciales. A continuación se expondrán características básicas y esenciales antes de iniciar un estudio en este tipo de aeromotor.

Esta máquina térmica se divide en cuatro conjuntos mayores, los cuales son:

- Power Section (Sección de Poder)
- Reduction Gear (Caja reductora)
- Torquemeter assembly (Ensamble del Torquímetro)
- Struts (Soportes)

Power plant (Planta de poder) .- Lo constituye todo lo estrictamente comprendido como la turbina de gas, la misma que está constituida por los siguientes elementos:

- Cárter de admisión
- Sección de compresión

- Sección de combustión
- Unidad de turbina
- Salida de gases
- Conjunto de accesorios

En lo que se refiere a la sección de admisión, comprende a un ducto el cuál es de forma convergente y dirige la entrada del aire ambiente hacia la sección de compresión.

Luego de que el aire ingresa por el ducto de admisión se dirige hacia los álabes. Ésta sección se conforma por los álabes rotores (blades) y por álabes estatores (vanes). En donde se produce un relación de compresión de 9,5 : 1, por medio de catorce etapas.

El aire que sale de la etapa de compresión ingresa a la cámara de combustión que es de tipo CAN-ANNULAR, es decir que la cámara de combustión es conformada por diferentes tipos de cámaras que en este caso son en número de seis. Y la ignición es producida por dos bujías.

La turbina, está constituida por un número de 4 etapas conformadas por vanes (estatores) y blades (rotores), sitio en donde ocurre la expansión de los gases produciendo el cambio de la cantidad de movimiento.

A continuación de la turbina se encuentra la salida de gases, el mismo que tiene una forma convergente (tobera).

Como parte de la planta de poder (power plant) se tiene un sistema de accesorios que se encuentran constituidos por elementos auxiliares de funcionamiento de la turbina de gas, los mismos que son los siguientes:

- Bomba de combustible
- Bomba de aceite
- Unidades de control de combustible y aceite
- Recuperadores de aceite

Una condición importante en lo que se refiere a los aeromotores es el giro del eje (engine shaft), (parámetro importante que debe tenerse en cuenta) que gira en sentido contra manacillas del reloj (counter-clockwise).

Struts (Soportes).- Son dos barras que constituyen el soporte de la caja reductora (reduction gear) de la hélice con la planta de poder (power plant) y su vez tienen el papel de dar rigidez a todo el conjunto.

Torque meter assembly (Ensamble del Torquímetro).- Es un eje el cual transmite las revoluciones del eje de motor (shaft engine) hacia la sección de rueda reductora de la hélice para dar movimiento a la misma.

Reduction Gear (Caja Reductora).- Conocida como la reducción entre la planta de poder (power plant) y la hélice. Esta sección es un sistema de tren de engranajes los cuales determinan dos cambios de relación de transmisión de 3,125 : 1 y de 4,33:1.

De esta forma da como resultado final una relación total de 13,55:1 entre el eje de la hélice (propeller shaft) y la planta de poder (power plant).

El movimiento de rotación producido por la turbina permite a su vez generar el movimiento al compresor, debido a que se encuentran conectados por el mismo eje soporte. Las características indicadas se pueden observar en el diagrama de la figura 1.10.

agua/metanol (w/m) el mismo que es utilizado cuando la aeronave despegar en zonas altas como Quito.

Ahora se expondrá cada parte de sus conjuntos mayores:

Power section (Sección de poder) .- Constituye todo lo estrictamente comprendido como la turbina de gas, la misma que está constituida por los siguientes elementos:

- Cárter de admisión
- Sección de compresión
- Sección de combustión
- Unidad de turbina
- Conjunto de accesorios
- Sistema agua metanol

En lo que se refiere a la sección de admisión comprende a un ducto el cuál es de forma convergente y dirige la entrada del aire ambiente hacia la sección de compresión.

El aire ingresado por el ducto de admisión es dirigido hacia el compresor el mismo que es de tipo centrífugo comprendido en dos etapas (2 Stages). En donde se produce una relación de compresión de 5,62 : 1; y es donde se realiza la inyección de agua/metanol directamente en la primera etapa de compresión.

El aire que sale de la etapa de compresión ingresa a la cámara de combustión la misma que es de tipo CAN-ANNULAR, con siete cámaras de combustión y la ignición es producida por dos bujías.

Con respecto a la turbina, está constituida por un número de 3 etapas conformadas por estatores y rotores, es decir el flujo en esta sección cambia a ser axial gracias al direccionamiento dado por la sección de combustión dando como resultado el cambio de la cantidad de movimiento.

A continuación de la turbina se encuentra el escape de gases, a través de la tobera tipo convergente, que produce una velocidad alta que permita realizar el cambio de la cantidad de movimiento.

Como parte de la sección de poder se tiene el sistema de accesorios, constituido por una serie de elementos auxiliares de funcionamiento de la turbina de gas, los mismos que son los siguientes:

- Bomba de combustible
- Bomba de aceite
- Unidades de control de combustible y aceite
- Recuperadores de aceite

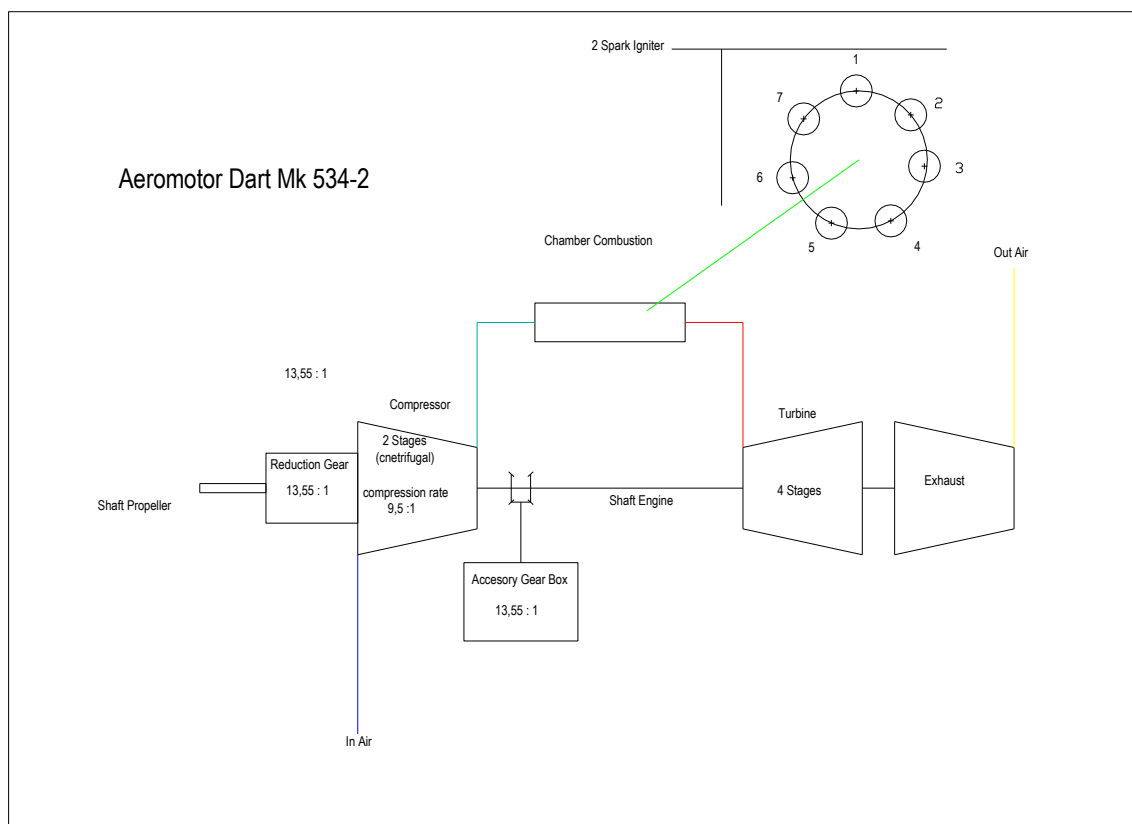


Figura 1.11 Diagrama del aeromotor Dart MK 534-2

El sentido de giro del eje (engine shaft) y el eje de la hélice (propeller shaft) es en sentido de las manecillas del reloj (clockwise).

Reduction Gear (Caja reductora).- La reducción entre la planta de poder y la hélice se realiza mediante un tren de engranajes con una relación de transmisión de 9 : 1, permitiendo de esta forma evitar grandes rpm para el movimiento de la hélice. Todo lo antes descrito se puede observar en la figura 1.11.

1.4.3 INTRODUCCIÓN AL AEROMOTOR PT6A-27 (TWIN OTTER).

El aeromotor modelo PT6A-27 perteneciente al avión conocido con el nombre de TWIN OTTER, fue fabricado por la Pratt & Whitney. Éstas aeronaves fueron compradas por el Ecuador en el año de 1974 con un remanente de horas de vuelo.

A continuación se indican las características básicas y esenciales antes de iniciar un estudio en este tipo de aeromotor..

Esta máquina térmica se divide en siete secciones principales las cuales son:

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

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

Esta característica de turbina libre permite que solo la mitad posterior del motor necesite ser girada para el arranque, la velocidad de la hélice puede ajustarse independientemente de la velocidad del compresor, las inspecciones de la zona

caliente pueden realizarse sin desmontar por completo el motor del ala, y en el caso de algún golpe de la hélice con algún objeto, sólo la sección delantera del motor necesitará de un overhaul.

Este tipo de aeromotor tiene una particularidad especial ya que el flujo de aire es reverso (de atrás hacia adelante), es decir la circulación del aire es por la parte posterior y su expulsión es por la parte delantera y es así que el aire sufrirá cuatro cambios de dirección desde que entra al motor hasta que es expulsado por el escape en forma de gases.

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

Compresor.- Recibe el aire de la toma y aumenta su presión brindando al aire la condición óptima para la combustión. Como función alterna ofrece presurización, enfría el motor y activa sistemas neumáticos. La relación de compresión o tasa de compresión es de 7,00 : 1 cuando el motor opera a potencia máxima (potencia de despegue). El compresor consta de tres etapas rotoras y una etapa impulsora centrífuga.

Los álabes de la primera etapa rotora son de titanio que provee gran resistencia a FOD mientras que una segunda y tercera son de acero inoxidable con aleación de cadmio.

Todas las partes del estator son de acero inoxidable. Cuando el compresor rota al ciento por ciento las revoluciones de de la turbina generadora (NG) es igual 37500 rpm, en relantí (IDLE) el compresor rota a 19500 rpm aproximadamente.

Una salida de aire en la tercera etapa del compresor es la fuente de presión para los sistemas del avión tales como instrumentos de presión, anti-hielo, el piloto automático, calefacción.

Cámara de combustión.- Esta se encuentra físicamente sostenida por dos bujías cuya posición es a las 9 y 4, con catorce inyectores de combustible 10 primarios y 4 secundarios ubicados en posición combinada, donde en el arranque funcionan los 10 primarios y luego alcanzado el IDLE trabajan los cuatro restantes. La cámara es de tipo ANNULAR; el aire proveniente del compresor fluye hacia delante sufriendo un cambio de dirección de 180° al ingresar a la cámara. Los gases expandidos resultantes son direccionados hacia atrás a través de ductos de escape para luego cambiar de dirección 180° nuevamente dirigiéndose hacia delante pasando por los álabes guías de entrada a la turbina (estator).

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

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

Cada etapa tiene un nombre específico:

- Primera etapa de turbina: turbina de compresor.
- Segunda etapa de turbina: turbina de poder de propeller.

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

Caja de Reducción.- La relación de transmisión producida es de 15 : 1 cuando la turbina de poder esta rotando al típico crucero, 76% NP, un tacómetro está instalado en el lado de la caja de reducción de la hélice para proveer la indicación de velocidad de la hélice (NP). Las características generales indicadas se pueden observar como referencia el diagrama de la figura 1.12.

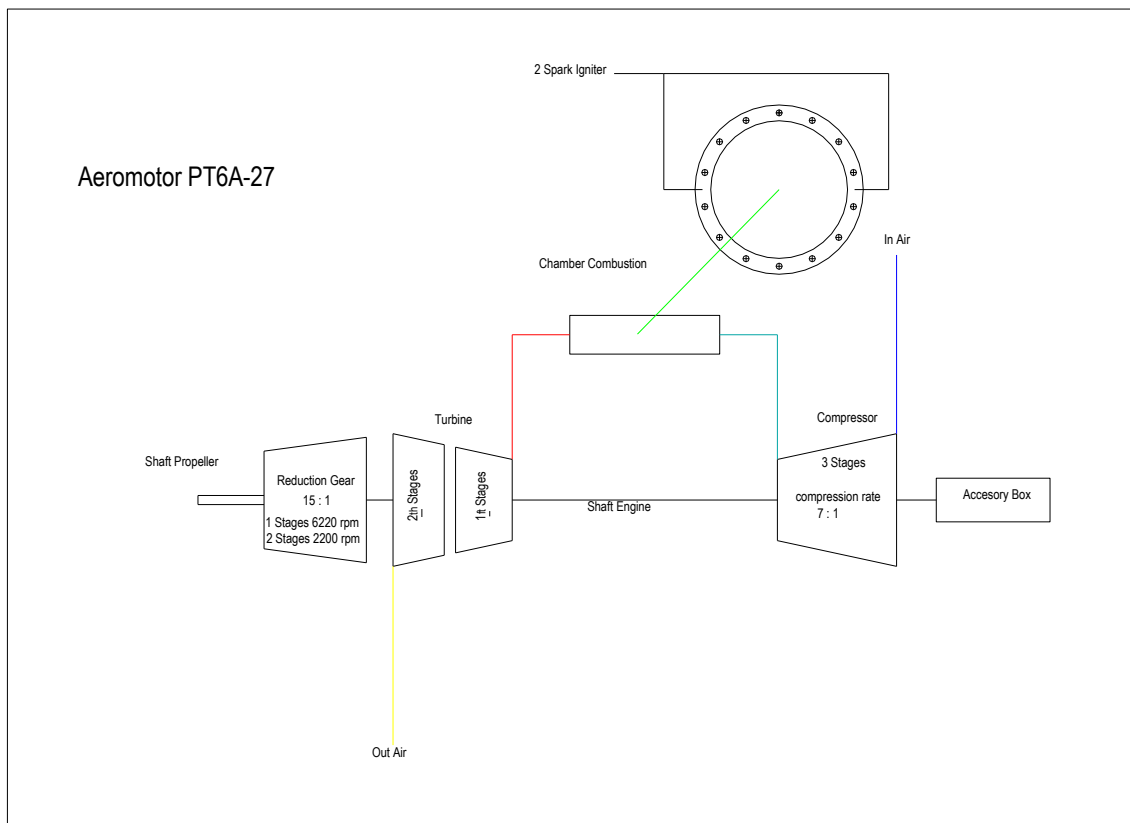


Figura 1.12 Diagrama del aeromotor PT6A-27

1.4.4 INTRODUCCIÓN AL AEROMOTOR JT12A-8N (SABRELINER).

El aeromotor modelo JT12A-8N perteneciente al avión conocido con el nombre de SABRELINER, fue fabricado por la empresa Pratt & Whitney. Es también importante indicar que esta aeronave es de tipo privado ejecutivo.

Esta máquina térmica se divide en cuatro conjuntos mayores, los cuales son:

- Compresor Cámara de combustión

- Turbina
- Caja de accesorios

La sección de admisión comprende a un ducto el cuál es de forma convergente y dirige la entrada del aire ambiente hacia la sección de compresión.

El aire que ingresa por el ducto de admisión se dirige hacia los álabes, los mismos que son importantes en un sistema de compresión axial. Ésta sección se conforma por los álabes rotores (blades) y por álabes estatores (vanes), donde se produce un relación de compresión de 9,5 : 1, por medio de catorce etapas (14 stages).

El aire que sale de la etapa de compresión ingresa a la cámara de combustión de tipo CAN-ANNULAR; es decir, la cámara de combustión es conformada por diferentes tipos de cámaras que en este caso son en número de seis (6). Y la ignición es producida por dos bujías (spark igniter).

La turbina está constituida por un número de 4 etapas conformadas por estatores y rotores, sitio en donde ocurren los cambios de presiones y dando como resultado el efecto de la tercera ley de Newton.

Como parte de la planta de poder se tiene al sistema de accesorios el cual se encuentra constituido por una serie de elementos auxiliares de funcionamiento de la turbina de gas, los mismos que son los siguientes:

- Bomba de combustible
- Bomba de aceite
- Unidades de control de combustible y aceite
- Recuperadores de aceite

El giro del eje (engine shaft), es en sentido contrario a las manecillas del reloj (counter-clockwise).

Struts (Soportes).- Dos barras que constituyen el soporte de la caja reductora de la hélice con la planta de poder y su vez tienen el papel de dar rigidez a todo el conjunto.

Torquemeter assembly (Ensamble del torquímetro).- es un eje que trasmite las revoluciones del eje del motor hacia la sección de la caja reductora de la hélice para dar movimiento a la misma.

Reduction Gear (Caja reductora).- Reducción entre la planta de poder y la hélice. En esta sección se debe tener en cuenta que es un sistema de tren de engranajes los cuales determinan dos cambios de relación de transmisión de 3,125 : 1 y de 4,33:1. De esta forma nos da como resultado final una relación total de 13,55:1 entre el eje de la hélice (propeller shaft) y la planta de poder.

El movimiento de rotación producido por la turbina permite a su vez generar el movimiento al compresor; ya que, ambos se encuentran conectados por el mismo eje soporte. Para anotar las características generales se puede observar como referencia el diagrama de la figura 1.13.

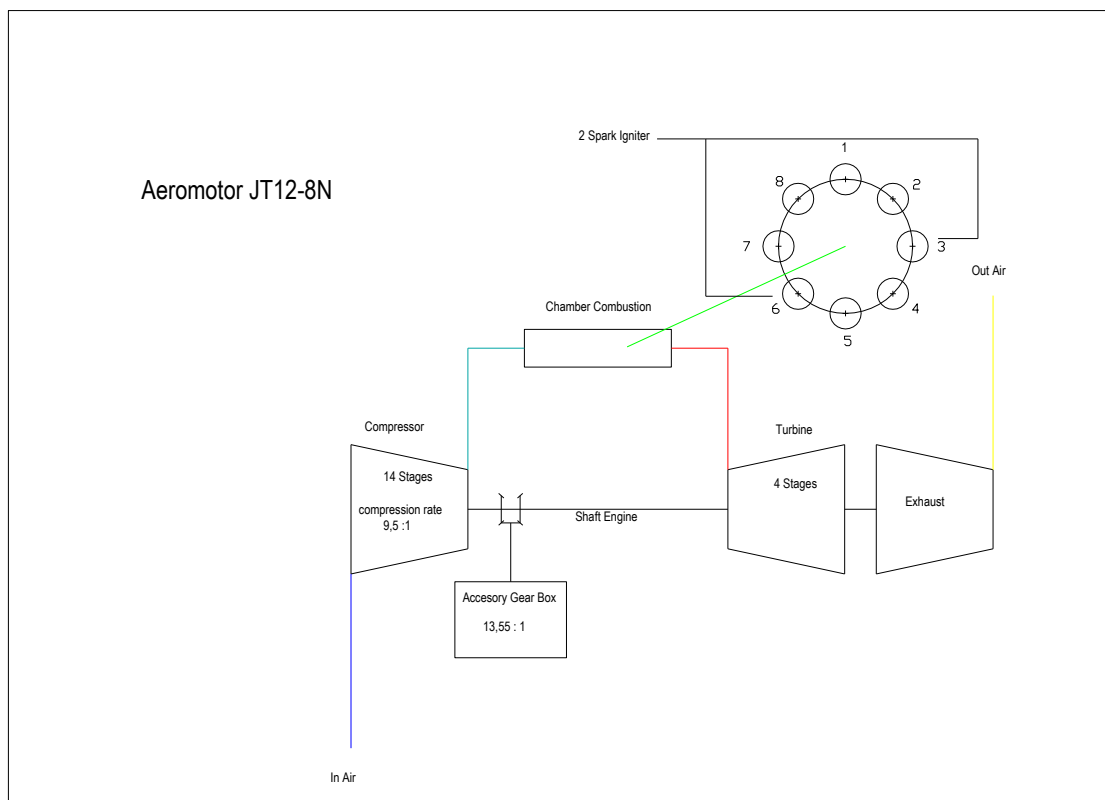


Figura 1.13 Diagrama del aeromotor JT12-8N

En resumen, los cuatro tipos de aeromotores pertenecen a distintos fabricantes. Sistemas de operación y otros aspectos que diferencian a estos aeromotores físicamente, pero en esencia son sistemas térmicos que se caracterizan por la utilización de la turbina de gas.

1.5 REPORTES EMITIDOS POR LA TRIPULACIÓN DE LAS OPERACIONES REALIZADAS.

Los datos para las verificaciones de estado de las aeronaves son adquiridos mediante las formas de la serie 781, en las cuales se detallan pasos, procedimientos estandarizados de operación tanto en el arribo como decolaje de la aeronave, pero con la particularidad que en estas formas se registran todas las situaciones de estado en el que se encuentra una aeronave luego de cumplida una misión; es decir, un registro de novedades ocurridas con elementos, partes, accesorios en la operación de la aeronave como por ejemplo serían luces, comportamientos inusuales de bombas, sobre temperaturas, etc.

A continuación se indica el proceso referente a las Formas FAE 781 en lo concerniente a su forma de transmisión de información de reportes suscitados, que permiten continuar o no con las operaciones normales:

Formas FAE 781: cuando se presenta una anomalía durante el desempeño del funcionamiento de la aeronave, la tripulación tiene que registrar todo lo acontecido con el fin de informar al personal técnico para verificaciones y posteriores reparaciones.

Estos formatos de trabajo son para uso de pilotos como del personal técnico, es así como, este formulario se describe de la siguiente manera:

- Forma FAE 781 PARTE I
- Forma FAE 781 PARTE II

Es importante indicar que la parte I se dedica al llenado de información por parte del personal de pilotos y la parte II es exclusivo para el personal de técnicos que son encargados de verificar el estado de la aeronave antes de una misión de vuelo.

Dentro de los procedimientos registrados se especifica lo referente a los tipos de servicio de vuelo, clasificación de la misión, condición de vuelos, etc. Lo que corresponde a los pilotos, éstos registran:

- Aterrizajes forzosos por condiciones atmosféricas u otras fallas
- Aterrizajes forzosos ocasionados por fallas mecánicas o por materiales de mal funcionamiento
- Aterrizajes extremadamente rudos
- Propasarse del límite de velocidad
- Arranques calientes en motores jet

También deben reportarse los inconvenientes encontrados, los mismos que se encuentran tipificados en los siguientes numerales.

1 Inspecciones	10 Escape
2 Estructura de avión	11 Hélice
3 Tren de aterrizaje	12 Enfriamiento
4 Hidráulico	13 Eléctrico
5 Servicios	14 Instrumento
6 Planta motriz	15 Radar y radio
7 Combustible	16 Armamento
8 Aceite	17 Fotografía
9 Encendido	

Determinado y localizado un problema es necesario realizar una evaluación que permita determinar el estado en el que se encuentra el reporte emitido por medio de símbolos, los mismos que se indican a continuación en la tabla 1.5.


Símbolo	Significado	Estado
+	Condición peligrosa	Este símbolo prohíbe volar al avión; El mantenimiento requerido es de naturaleza seria, hallándose en peligro la operación del avión. Este caso, no está sujeto a liberación excepcional
	Inspección requerida que no se ha realizado	Este símbolo indica que una inspección requerida no se ha realizada. Este caso sí está sujeto a liberación excepcional.
/	Trabajo de mantenimiento necesario	Este símbolo significa que el mantenimiento requerido es de naturaleza menos seria (no afecta la seguridad de vuelo). Este cambio también está sujeto a liberación excepcional.

Tabla 1.5 Simbología Formas 781

Simbología utilizada durante la realización de los registros correspondientes a cada aeronave, aplicada para describir el estado en el cual se encuentra una aeronave, desde el punto de vista operativo y no funcional. Las instrucciones para realizar los registros se encuentran detalladas en la OT-00-20A-1 y en el correspondiente documento de instrucción de utilización del libro de vuelo FAE 781.

El uso del método de administrar el estado operativo de la aeronave maneja las formas de la siguiente manera:

- 781A: Registra los defectos o discrepancias suscitadas y el trabajo realizado (Acción Correctiva) en los aviones.
- 781B: Permite llevar a cabo un registro de las inspecciones y mantenimiento de avión.
- 781D: Este espacio está designado al registro de las inspecciones bajo dos criterios importantes:
 1. Inspecciones de tipo calendario.- Inspecciones que no pueden ser mayores a un número de 180 días.
 2. Inspecciones de tipo horario.-Inspecciones no mayores al tiempo empleado en la menor de las inspecciones
- 781E: Registro que permite visualizar las anomalías o defectos suscitados observando los reemplazos de accesorios, su ubicación, tiempo de operación, el tipo de avión al cual pertenece, cuando fue removido y tiempo acumulado.

CAPÍTULO 2

MARCO TEÓRICO

2.1 LA ATMÓSFERA

2.1.1 GENERALIDADES

- 1.2. La atmósfera es una mezcla gaseosa que rodea al planeta Tierra debido a la fuerza generada por la gravedad del planeta, sin embargo, hay que tener presente que los gases no se distribuyen de manera uniforme, pues la densidad disminuye al aumentar la altura y se concentra en las capas mas bajas, así como también según la altura, la temperatura del ambiente también cambia.

La atmósfera terrestre está constituida principalmente por nitrógeno (78%) y oxígeno (21%). El 1% restante lo forman el argón (0,9%), el dióxido de carbono (0,03%), distintas proporciones de vapor de agua, y trazas de hidrógeno, ozono, metano, monóxido de carbono, helio, neón, criptón y xenón.

Los gases que componen la atmósfera se elevan desde la superficie del planeta hasta alcanzar unos 1.000 Km. de altura a partir de la cual los investigadores consideran que los gases escapan de la atracción de la fuerza de la gravedad ejercida por la Tierra.

Capas atmosféricas

Las capas de la atmósfera se delimitan fácilmente gracias a investigaciones y estudios que han por la variación vertical de la temperatura:

- La troposfera, en la que la temperatura decrece con la altura, puede llegar a descender hasta los -56°C y en esta capa se producen movimientos verticales y horizontales del aire, en esta capa es donde se manifiestan los contaminantes de la atmósfera.

- La estratosfera, en esta capa solo se producen movimientos horizontales de aire y la temperatura permanece casi constante.

En esta capa se encuentra la ozonósfera rica en ozono cuya misión es no dejar penetrar los rayos ultravioletas del Sol.

- La mesosfera, la temperatura asciende regularmente con la altitud, su limite es la mesopausa, en esta capa aún se encuentran concentraciones elevadas de ozono.
- La termosfera, la temperatura asciende gradualmente hasta los 1500°C. En ella se absorben radiaciones de onda corta procedentes del Sol, en esta capa las moléculas mas ligeras escapan de la gravedad y marchan lentamente al espacio interplanetario.

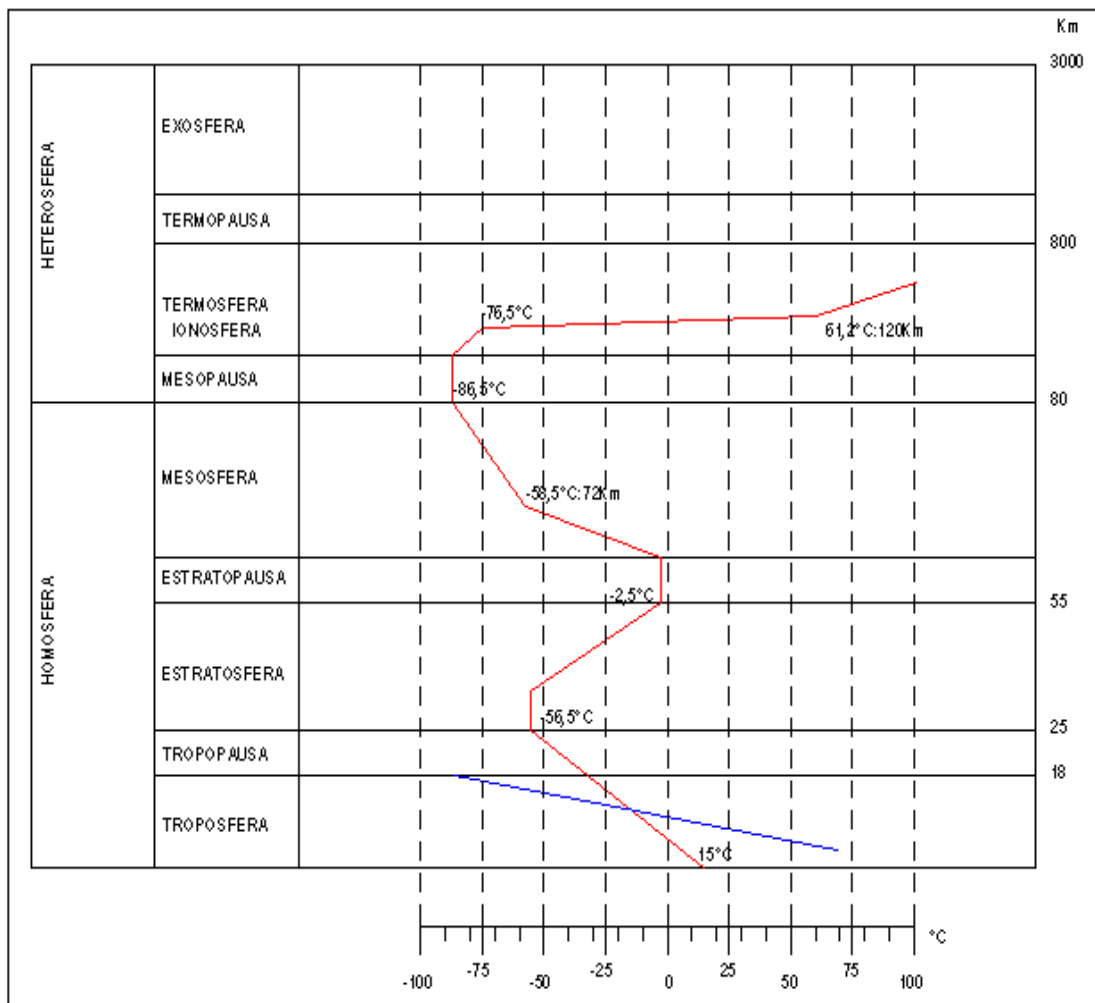


Figura 2.1 Esquema de distribución de capas atmosféricas con respecto gradiente de temperatura

2.1.2 LA PRESIÓN ATMOSFÉRICA

- 1.3. La atmósfera al igual que cualquier otro cuerpo atraído por la fuerza gravitacional del planeta Tierra, tiene su propio peso el peso de la envoltura gaseosa de nuestro planeta puede calcularse aproximadamente en 6.000 billones de toneladas. La superficie terrestre y todos los objetos y seres vivos que en ella se encuentran soportan su peso, están sometidos a la presión de la atmósfera. La medición de la presión de la atmósfera fue realizada por primera vez por el italiano Evangelista Torricelli, quien en 1643 realizó la experiencia que lleva su nombre y de la que derivó el descubrimiento del barómetro de mercurio.

La presión atmosférica está sometida a variaciones tanto en la escala vertical como en la horizontal. La presión varía verticalmente, pues, a medida que aumenta la altitud disminuye la presión en progresión geométrica: si bien se reduce la presión de forma rápida en un principio, a mayor altitud, es prácticamente inapreciable. La estrecha relación entre altura y presión se pone en manifiesto en el mecanismo de funcionamiento de los altímetros, barómetros en los que se habían adaptado a escalas especiales para facilitar la altitud.

En la escala horizontal, las diferencias de presión están relacionadas con las variaciones de la temperatura y humedad en la superficie terrestre. El aire en contacto con una zona cálida de la superficie se calienta; el calor dilata los gases y vuelve al aire más ligero; consecuentemente, la presión del aire sobre la superficie del aire desciende. Por su parte, un aire enfriado por el contacto con sus regiones frías se comprime y tiende a descender sobre la superficie: este fenómeno será registrado en los barómetros como un aumento de presión. La humedad actúa de un modo parecido en la temperatura, un aire seco por hallarse por superficies continentales, sin evaporación que aporte vapor de agua, se convierte en una zona de altas presiones.

Una masa de aire húmedo, con gran cantidad de vapor de agua, como puede ser el aire en contacto con los océanos actúa como aire caliente y produce un descenso de la presión.

Los aires húmedos y cálidos dan lugar a centros de bajas presiones a los que se denomina depresión o ciclones. Los aires secos y fríos generan zonas de altas presiones o anticiclones.

2.1.3 TABLAS DE ALTURA

La presión del ambiente y la temperatura varían según la altitud. Una fuente de datos es la publicación titulada Atmósfera Estándar. En la tabla 2.1 aparece una versión abreviada de ésta.

Deberá observarse que la temperatura disminuye desde el nivel del mar hasta 36089 pies (11000m), se mantiene constante desde los 36089 pies (11000m) hasta los 65617 pies (20000m) y aumenta desde los 65617 pies (20000m) hasta los 154199 pies (47000m). Estas regiones de temperatura aparecen en la figura 2.2 con sus zonas identificadas.

1.4.

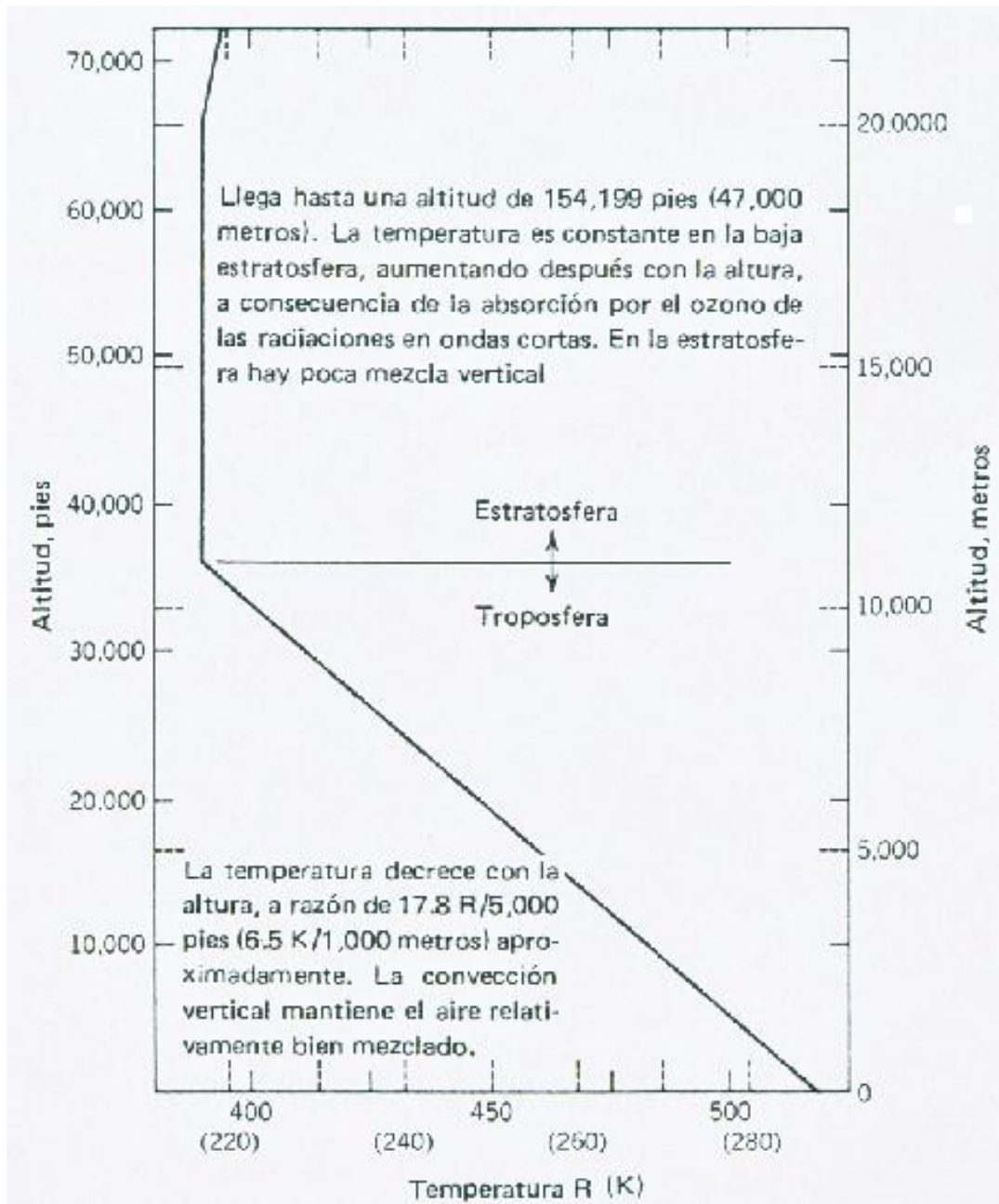


Figura 2.2 Perfil de temperaturas atmosféricas.

<i>Altitud en pies</i>	<i>Temperatura en °R</i>	<i>Presión en lb/pulg² abs</i>	<i>Altitud en pies</i>	<i>Temperatura en °R</i>	<i>Presión en lb/pulg² abs</i>
0	518.670	14.696	25000	429.516	5.454
1000	515.104	14.173	26000	425.950	5.220
2000	511.538	13.664	27000	422.384	4.994
3000	507.972	13.171	28000	418.818	4.776
4000	504.405	12.692	29000	415.251	4.567
5000	500.839	12.228	30000	411.685	4.364
6000	497.273	11.770	31000	408.119	4.169
7000	493.707	11.340	32000	404.553	3.981
8000	490.141	10.916	33000	400.987	3.800
9000	486.575	10.505	34000	397.421	3.626
10000	483.008	10.106	35000	393.854	3.458
11000	479.442	9.720	*36089	389.970	3.283
12000	475.876	9.346	37000	389.970	3.142
13000	472.310	8.984	38000	389.970	2.994
14000	468.744	8.633	39000	389.970	2.854
15000	465.178	8.294	40000	389.970	2.720
16000	461.611	7.965	41000	389.970	2.592
17000	458.045	7.647	42000	389.970	2.471
18000	454.479	7.339	43000	389.970	2.355
19000	450.913	7.041	44000	389.970	2.244
20000	447.347	6.753	45000	389.970	2.139
21000	443.781	6.475	46000	389.970	2.039
22000	440.214	6.206	47000	389.970	1.943
23000	436.648	5.947	48000	389.970	1.852
24000	433.082	5.696	49000	389.970	1.765

Tabla 2.1a Atmósfera estándar. (Altitud geopotencial) (unidades inglesas)

<i>Altitud en metros</i>	<i>Temperatura en °K</i>	<i>Presión en kPa</i>
0	288.150	101.325
500	284.900	95.461
1000	281.650	89.875
1500	278.400	84.556
2000	275.150	79.495
2500	271.900	74.683
3000	268.650	70.109
3500	265.400	65.764
4000	262.150	61.640
4500	258.900	57.728
5000	255.650	54.020
5500	252.400	50.507
6000	249.150	47.181
6500	245.900	44.035
7000	242.650	41.061
7500	239.400	38.251
8000	236.150	35.600
8500	232.900	33.099
9000	229.650	30.742
9500	226.400	28.524
10000	223.150	26.436
10500	219.900	24.474
11000	216.650	22.632
11500	216.650	20.916
12000	216.650	19.330
12500	216.650	17.865
13000	216.650	16.510

Tabla 2.1b Atmósfera estándar. (Altitud geopotencial) (unidades del SI)

2.2 CONCEPTOS BÁSICOS PARA LA AEROPROPULSIÓN

2.2.1 TIPOS DE AEROMOTORES CON TURBINA DE GAS

Existen tres tipos de motor de turbina de gas para aeronaves : turbohélice, turborreactor y turbo ventilador. En la figura 2.3 se observan esquemas de los tres tipos.

En principio, un motor de turbohélice es una versión aérea del motor industrial de turbina a gas. Su propósito es producir potencia para impulsar una hélice. Como el motor de turbina de gas gira a una velocidad más alta que la que requiere la hélice, un arreglo de una sola flecha requiere una caja de engranes de reducción entre la flecha de la salida y la hélice. Alternativamente, un motor turbo hélice puede funcionar como arreglo de doble hélice si la turbina de potencia impulsa la hélice a una velocidad más baja que el generador de gas.

Un motor turborreactor consiste en un generador de gas y una tobera. El generador de gas produce gas caliente que se expande a través de una tobera para producir una alta velocidad del chorro. Un motor de turboventilador representa un compromiso en cuanto a tamaño entre los motores de turbohélice y los de turborreactor. El corazón del motor es un generador de gas. El gas fluye del generador a una turbina de baja presión que impulsa un ventilador en el frente del motor. El aire del ventilador se divide: parte de él se va a través del generador de gas. Como este último flujo de aire no se calienta mediante el proceso de combustión, se le llama chorro frío. La relación de aire en el chorro frío en comparación con el que fluye a través del generador de gas se define como relación de desviación (bypass).

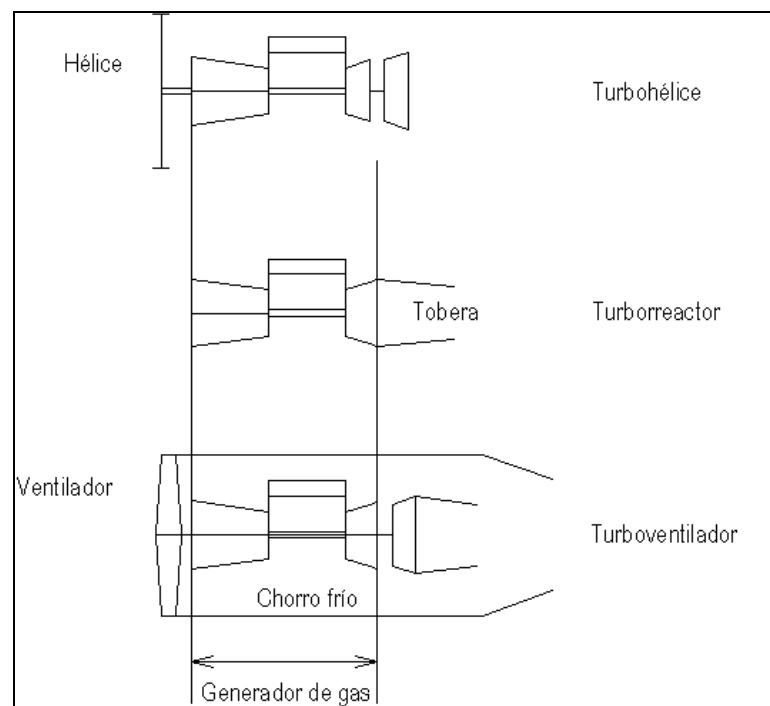


Figura 2.3 Tipos de motor de turbina de gas para aeronaves

Para ver dónde encajan los tres tipos de motor en el campo de la propulsión de aeronaves, es necesario definir los parámetros de rendimiento básicos para los dispositivos de propulsión.

Propulsión

Las hélices, los motores de turboreactor y los de turboventilador funcionan con base en el mismo principio elemental. Admiten aire a una velocidad particular y descargan aire a la atmósfera a una velocidad más alta, produciéndose así una fuerza propulsora llamada empuje.

Una hélice se puede modelar como se muestra en la figura 2.4. Aunque una hélice emplea varias aspas, se supone que forman un disco completo al girar. El aire entra a la hélice con V , la velocidad de avance de la aeronave, y sale con una velocidad más alta, V_e . El incremento en la velocidad produce el empuje, F . Para el siguiente análisis, se supone que el aire a ambos lados de la hélice se encuentra a la misma presión atmosférica. También se supone que el aire sale de la hélice en dirección axial, sin rotación.

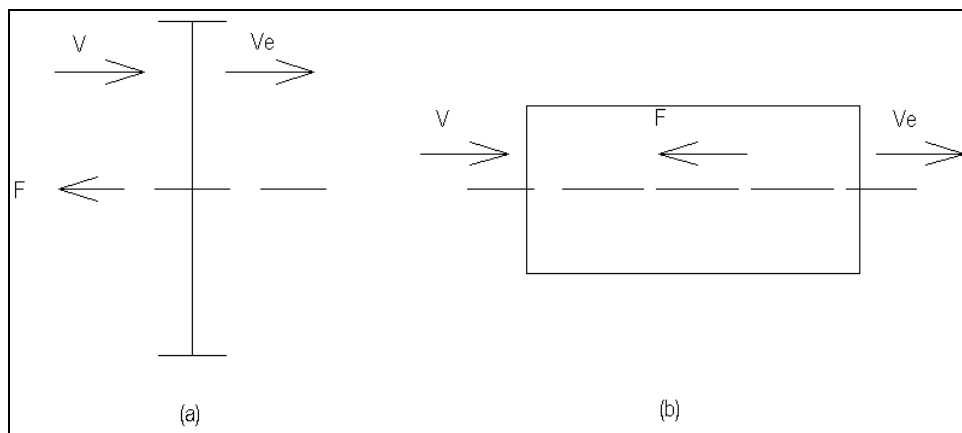


Figura 2.4 Dispositivos de propulsión

Un motor de turboreactor, o de turboventilador, se puede modelar como se muestra en la figura 2.4, siempre y cuando la expansión en la tobera sea hasta alcanzar la presión atmosférica (una diferencia de presión crearía una fuerza adicional, que se ignora en el presente análisis) y la velocidad sea constante a través de la salida, el empuje resultante también se puede calcular por medio de la ecuación:

$$F = \dot{m}^*(Ve - V) \quad (2.1)$$

Estudiando la ecuación se puede ver que el empuje se logra por medio de un flujo másico de aire a través del dispositivo, relacionado con un incremento en la velocidad. Por lo tanto, se puede lograr un empuje particular si se tiene un gran flujo másico de aire y un pequeño incremento en la velocidad. Por el contrario, es posible lograr el mismo empuje por medio de un pequeño flujo másico de aire y un alto incremento de la velocidad. Para saber cual es la mejor manera de lograr el empuje, es necesario introducir otro parámetro de rendimiento: la eficiencia de propulsión.

Considerando una hélice como parte de un sistema de aeronave, según se observa en la figura 2.5, la aeronave se mueve hacia delante con la velocidad V relativa a un observador que se encuentra en tierra. En relación con la hélice, el aire entra con una velocidad V y sale con una velocidad Ve . Esto da un empuje resultante F que impulsa a la aeronave a la velocidad V . La potencia aplicada sobre la aeronave es:

$$\dot{W}_a = F * V \quad (2.2)$$

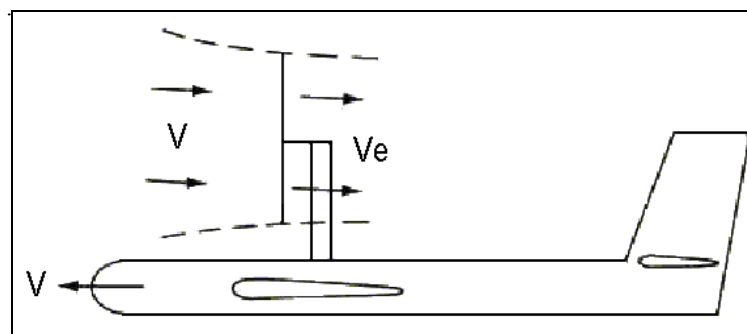


Figura 2.5 Aeronave y hélice

Sustituyendo para el empuje F

$$W_a = \dot{m} * V * (V_e - V) \quad (2.3)$$

Para lograr este empuje, se aumenta la velocidad del aire a través de la hélice. Esto significa que la energía cinética del flujo de aire aumenta, teóricamente el suministro de potencia a la hélice debe ser igual al de cambio de la energía cinética :

$$\dot{W}_p = \frac{\dot{m} * (V_e^2 - V^2)}{2} \quad (2.4)$$

La eficiencia de propulsión es una medida de la potencia efectuado sobre la aeronave en comparación con el suministro de potencia a la hélice. Sustituyendo las ecuaciones (Ecuación 2.3) y (Ecuación 2.4) se obtiene:

$$\begin{aligned} \mu_{prop} &= \frac{W_a}{W_p} \\ &= \frac{2 * \dot{m} * V * (V_e - V)}{\dot{m} * (V_e^2 - V^2)} \\ &= \frac{2 * V * (V_e - V)}{(V_e + V) * (V_e - V)} \\ &= \frac{2V}{(V_e + V)} \end{aligned} \quad (2.5)$$

Esta ecuación para la eficiencia de propulsión también puede aplicarse para un motor de turboreactor y para un motor de turboventilador del tipo que se muestra en la figura 2.3.

Comparación entre dispositivos de propulsión.

La relación entre el flujo másico y la velocidad de escape es importante : cuanto más alto sea el primero, menor será el incremento de la velocidad, $(V_e - V)$, y mejor será la eficiencia de propulsión. Una hélice logra el flujo másico mayor a través de un diámetro más grande, en comparación con el turboreactor.

En la figura 2.6 muestra la velocidad del aire en relación con el aspa de una hélice. El aire entra en dirección axial con una velocidad V , sin embargo, el aspa en si se mueve y tiene una velocidad de rotación, de manera que para una observador que estuviera sobre las aspas, la velocidad de avance es, 200 m/s, entonces la velocidad del aire que fluye sobre el aspa podría tener una velocidad de 300 m/s. (Figura 2.7) A este valor de velocidad, el aire estaría muy cerca de la velocidad local del sonido, lo que tendría como resultado la formación de ondas de choque sobre las aspas. Las ondas de choque ocasionan caída en la eficiencia de propulsión.

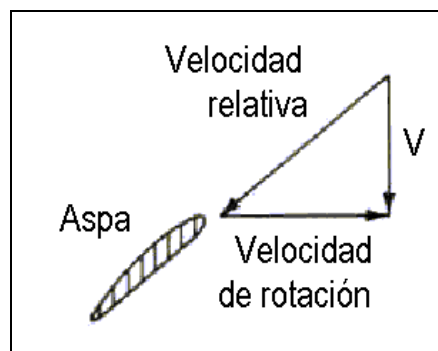


Figura 2.6 Velocidades del aspa de una hélice.

En la figura 2.7 se muestra una variación característica de la eficiencia de propulsión de una hélice. Arriba de una velocidad de avance de 200 m/s, la eficiencia cae en forma rápida. Comparativamente, la eficiencia de propulsión de un turboreactor aumenta con la velocidad y alcanza valores aceptables de funcionamiento por encima de los 450 m/s. Esta es la razón por que el Concorde esta impulsado por motores de turboreactor.

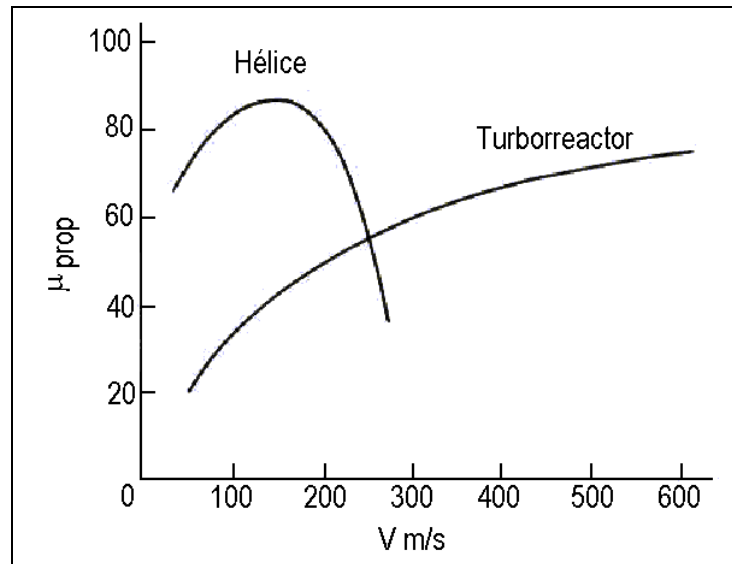


Figura 2.7 Comparación entre una hélice y un turbo reactor.

A una velocidad de avance entre 200 y 450 m/s hay una región en la que la eficiencia de propulsión tanto de la hélice como la del turbo reactor es inadmisiblemente baja. Es dentro de esta región que se usan motores de turboventilador. Un motor de un turboventilador tiene un mayor flujo másico que el motor de turbo reactor, requiere una velocidad de escape más baja y tiene una eficiencia de propulsión más alta. Así mismo, el ruido del motor es una función de la velocidad de escape ; las velocidades de escape más bajas del motor de turboventilador ayudan a reducir la contaminación por ruidos en los aeropuertos. El motor de turboventilador puede funcionar a velocidades de avance cercanas o superiores a la velocidad del sonido porque la toma de aire actúa como difusor y reduce la velocidad real del aire que entra en el ventilador.

Todavía se usan para las aeronaves subsónicas (es decir, por debajo de la velocidad del sonido) aeromotores turbo reactor, en general están siendo desplazados por motores de turboventilador debido a la eficiencia de propulsión mejorada de estos últimos. No obstante, se propone considerar el análisis de los motores de turbo reactor en lugar de los motores de los turboventilador, por la razón de que el ciclo del turbo reactor es más sencillo de analizar que el ciclo de turboventilador.

Como tal, el turborreactor constituye una base útil para el análisis de todos los motores de turbina a gas para aeronaves. Además, el motor de turborreactor fue el primero de los motores de turbina de gas para aeronaves que se desarrolló y que tuvo un papel importante en la aplicación de motores de reacción a la propulsión de aeronaves. El diagrama esquemático se indica en la figura 2.8.

Cuando la aeronave se encuentra estática en tierra, la velocidad de avance efectiva es cero y entonces se puede suponer que la velocidad de entrada al compresor es cero. Esta claro que esto no es práctico, porque una velocidad de cero implica que no hay flujo másico, sin embargo, el análisis de un motor turborreactor en condiciones estables se basa en la suposición de que la velocidad a través del generador de gas es baja, es decir, se puede aproximar a cero, por condiciones de estancamiento.

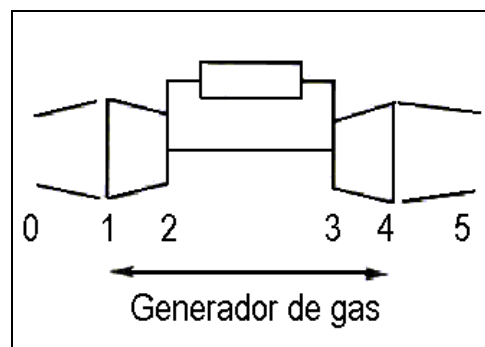


Figura 2.8 Diagrama esquemático de un turborreactor.

En el otro extremo de la escala de velocidad, un motor como del Concorde que funciona a dos veces la velocidad del sonido tendrá una velocidad de avance de alrededor de 600 m/s. Es imposible diseñar componentes de motor que funcionen de manera eficiente si se quiere que correspondan a tan amplio intervalo de velocidades. Se requiere de un difusor para controlar la velocidad del aire que entra al compresor. Este dispositivo es un difusor. En la práctica, la toma de aire para el motor actúa como difusor y reduce la velocidad del aire que entra al compresor a condiciones de estancamiento.

En la figura 2.8 se muestra un diagrama esquemático de un motor de turboreactor. Las estaciones 1-4 representan la turbina de gas con la turbina para mover compresores. Adelante de éste se encuentra el difusor, 0-1, para incrementar la presión en base a la velocidad de ingreso del aire. Por último, el aire que fluye a través de la tobera, 4-5, para lograr una velocidad alta de escape para obtener una fuerza de empuje.

2.2.2 APLICACIÓN DEL CICLO BRAYTON

En un ciclo de gas de una turbina de gas, inicialmente, el aire se comprime adiabáticamente en un compresor axial o centrífugo. Al finalizar este proceso, el aire entra en una cámara de combustión donde se inyecta y se quema el combustible a una presión constante. Los productos de la combustión se expansionan después en una turbina hasta que alcanzan la presión ambiente del entorno.

El ciclo de Brayton fue propuesto primero por George Brayton para uso en una maquina de combustión recíprocante que él desarrolló alrededor de 1870.

Las turbina de gas operan como un ciclo abierto Bryton, que se cierra con el ambiente, como se muestra en la figura 2.9.

1.5.

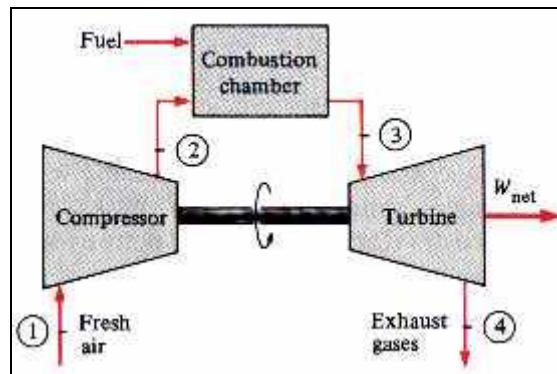


Figura 2.9 Ciclo abierto de una máquina de gas-turbina.

El ciclo de turbina de gas abierto, a continuación se describe como un ciclo cerrado, como lo muestra la figura 2.10, considerando que se rechaza el calor al ambiente y éste proporciona el aire para iniciar un nuevo ciclo.

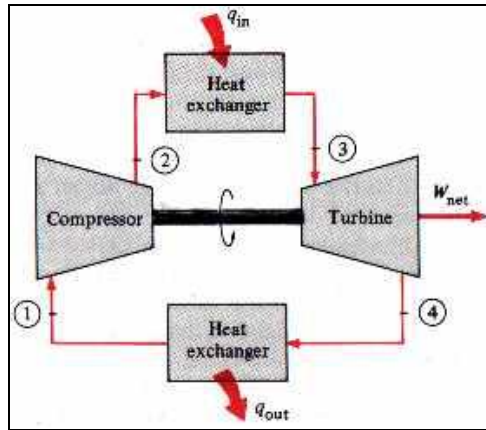


Figura 2.10 Ciclo cerrado de una máquina de gas-turbina.

El ciclo Brayton posee cuatro procesos:

PROCESO 1-2 Compresión adiabática y reversible (Isentrópica)

PROCESO 2-3 Calor añadido a presión constante.

PROCESO 3-4 Expansión adiabática y reversible (Isentrópica)

PROCESO 4-1 Calor rechazado a presión constante.

Los diagramas de PV y TS se muestran de la siguiente manera:

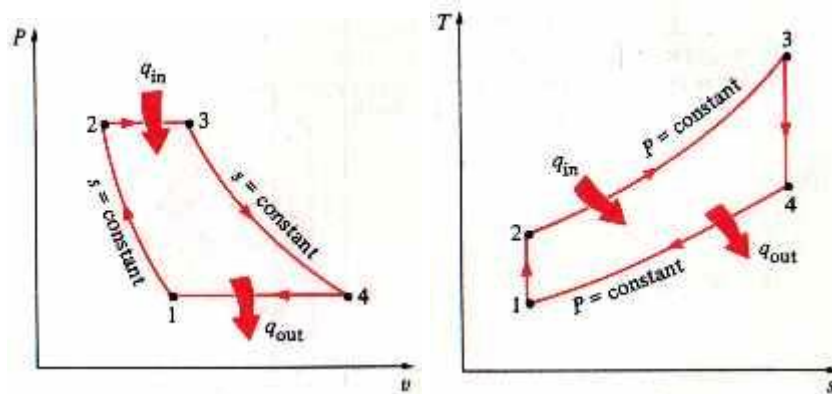


Figura 2.11 Diagrama PV y TS para el ciclo Bryton.

El rendimiento térmico del ciclo Brayton ideal viene dado por

$$\eta_{t,Brayton} = 1 - \frac{q_{out}}{q_{in}} = 1 - \frac{h_{4s} - h_1}{h_3 - h_{2s}} \quad (2.6)$$

donde el subíndice s indica estado de salida isoentrópico. Para un ciclo Brayton de aire estándar considerando calores específicos constantes y gas ideal, el rendimiento térmico es:

$$n_t = 1 - \frac{1}{r_p^{(k-1)/k}} \quad (2.7)$$

donde

$$r_p = \frac{P_2}{P_1} = \frac{P_3}{P_4} \quad (2.8)$$

En la figura 2.12 se muestra una representación gráfica del rendimiento térmico frente a r_p de un ciclo Brayton de aire estándar con $\gamma=1,4$.

Incremento de las eficiencias del Ciclo Bryton

Las turbinas de gas operan con una relación de presión que varía desde al rededor de 5 para compresores pequeños, de una sola etapa, hasta aproximadamente 20 para motores de aeronaves militares.

Una modificación común al ciclo Brayton que produce un aumento en la eficiencia es la regeneración. La regeneración involucra el uso de los gases de escape a elevada temperatura provenientes de la turbina para calentar el gas conforme éste abandona el compresor. Un esquema del proceso de regeneración en el diagrama TS para un ciclo Brayton ideal modificado con regeneración se presenta en la figura 2.13.

La regeneración no es aplicable a turbinas de gas que operan en aviación.

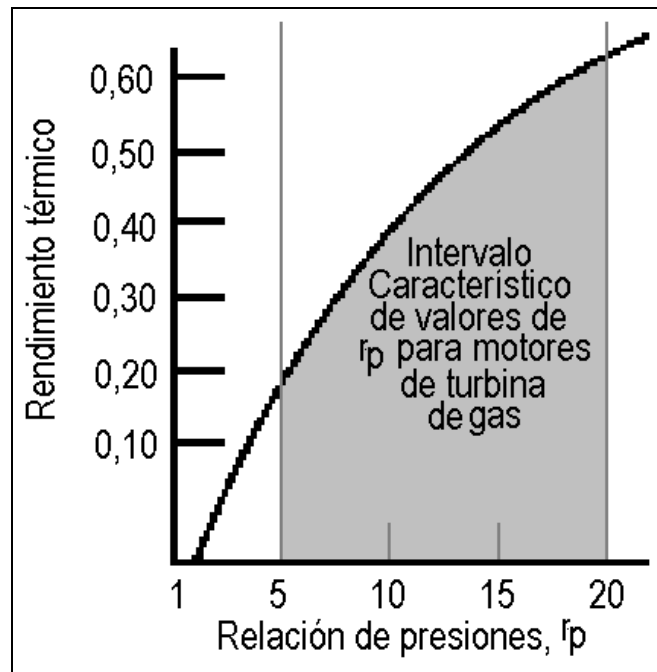


Figura 2.12 Rendimiento térmico frente a relación de presiones de un ciclo Brayton de aire estándar ($\gamma=1,4$).

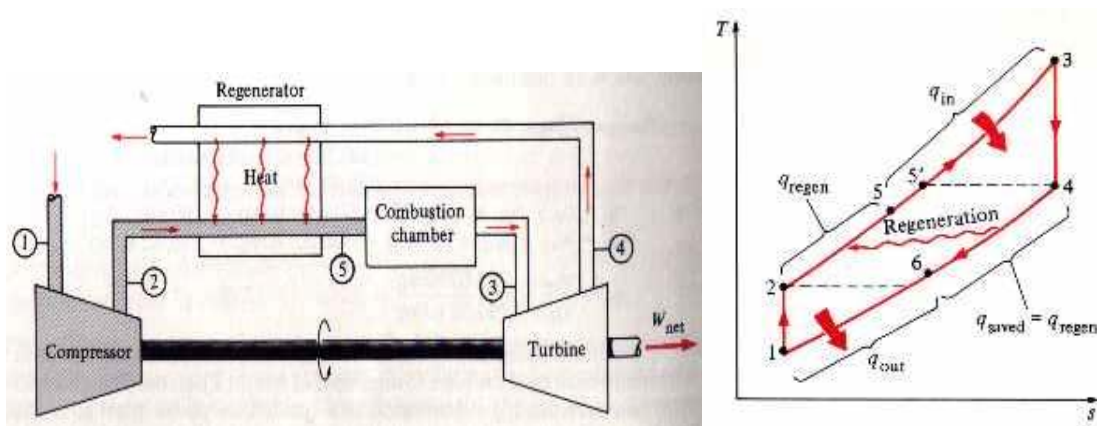


Figura 2.13 Esquema y diagrama de procesos TS para un ciclo Brayton ideal con regeneración.

2.2.2.1 Relaciones del rendimiento térmico, trabajo neto y relación de presiones

La figura 2.14 ilustra la influencia de relación de presiones r_p y de la temperatura de salida de la cámara de combustión T_3 sobre el ciclo Brayton. El rendimiento térmico se incrementa al aumentar la relación de presiones; pero según aumenta r_p , aumenta T_3 para una misma cantidad de calor cedido (q_{out}). Por ejemplo, aumentando la presión de salida del compresor desde el estado 2 al estado 5 de la figura, la temperatura a la salida de la cámara de combustión aumenta desde el estado 3 al estado 6.

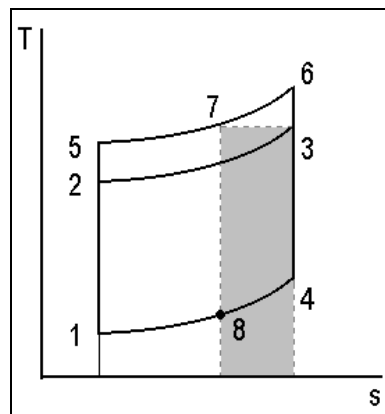


Figura 2.14 Ilustración de la influencia de la relación de presiones y de la temperatura de salida de la cámara de combustión sobre el rendimiento térmico de un ciclo Brayton.

El aumento de la temperatura máxima de T_3 a T_6 puede tener inconvenientes, ya que la temperatura podría exceder de la máxima permitida a la entrada de la turbina. Para obviar esta dificultad, se podría proponer que r_p aumentase pero que la temperatura a la salida de la cámara de combustión estuviese limitada a un valor que no superase T_3 . Tal ciclo vendría representado por 1-5-7-8-1. El rendimiento de este ciclo sería mayor que el del ciclo básico 1-2-3-4-1, pero la figura indica (de acuerdo con el área encerrada por el ciclo), que el trabajo neto obtenido sería menor.

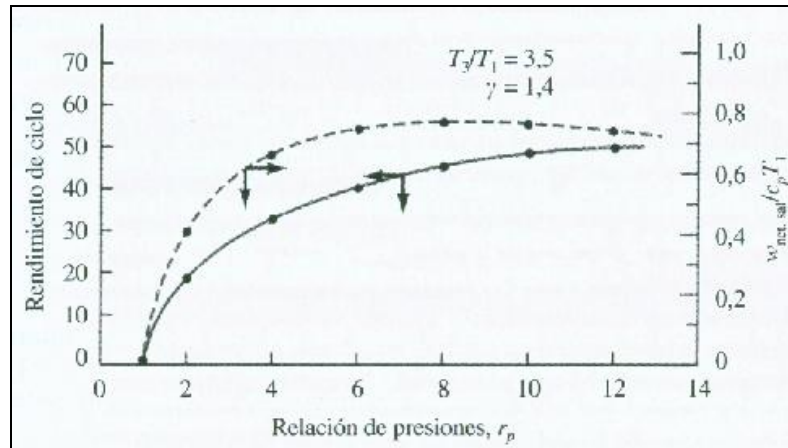


Figura 2.15 Rendimiento de un ciclo Brayton ideal y trabajo neto en función de la relación de presiones.

En el límite cuando r_p aumenta y la temperatura máxima se limita al valor equivalente a T_3 , el trabajo neto tiende a cero. También, cuando r_p disminuye manteniendo a T_3 en un valor fijo, el trabajo neto disminuye. Por consiguiente, habrá un valor de r_p que lleve a un valor máximo del trabajo neto de salida. Este valor máximo en un ciclo Brayton tiene lugar cuando $T_2 = (T_1 \cdot T_3)^{1/2}$, con valores constantes de los calores específicos. La curva continua de la figura 2.15 muestra la variación del rendimiento térmico con la relación de presiones para $\gamma=1,4$ y una relación entre la temperatura de entrada a la turbina y la de salida del compresor de 3,5:1. El trabajo neto de salida se muestra con línea discontinua. La representación gráfica del trabajo adimensional $w_{net,sal} / (c_p T_1)$ muestra un valor máximo a una relación de presión aproximada de 9:1, disminuye lentamente a relaciones de presiones mayores.

2.2.3 RELACIÓN AIRE-COMBUSTIBLE EN LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN

La temperatura máxima permitida de los gases de la combustión en una turbina de gas, debido al límite metalúrgico de la turbina, está en el entorno de 1200 – 1500 K (2200 – 2700 °R). Sin embargo, la temperatura de combustión de un combustible hidrocarbonado característico con aire estequiométrico ronda los 2200 – 2500 K (4000 – 4500 °R). La temperatura de los gases de la combustión se reduce a los límites permitidos mediante una relación alta aire – combustible, comparada con la estequiométrica.

La relación aire-combustible se puede obtener a partir del balance de energía en régimen estacionario para la combustión por unidad de masa.

$$0 = \dot{m}_{comb} \Delta h_{c,298}^0 + [\dot{m}(h_T - h_{298})]_{prod} - [\dot{m}(h_T - h_{298})]_{aire} - [\dot{m}(h_T - h_{298})]_{comb}$$

donde $\Delta h_{c,298}$ es la entalpía de combustión del combustible por unidad de masa. La entrada de aire a la cámara de combustión y la salida de los gases producto se designarán como estados 2 y 3, véase figura 2.11 “Diagrama PV y TS para el ciclo Bryton”. Además, debido a la pequeña cantidad de combustible que se añade por unidad de masa de aire, se supone que

$\dot{m}_{prod} = \dot{m}_{aire}$ y que $h_{prod} = h_{aire}$. Como resultado, la ecuación anterior queda

$$\begin{aligned} 0 &= \dot{m}_{comb} \Delta h_{c,298}^0 + \dot{m}_{aire}(h_T - h_{298})_{aire} - \dot{m}_{aire}(h_2 - h_{298})_{aire} - \dot{m}_{comb}(h_T - h_{298})_{comb} = \\ &= \dot{m}_{comb}(\Delta h_{c,298}^0 - h_T + h_{298})_{comb} + \dot{m}_{aire}(h_3 - h_2)_{aire} \end{aligned}$$

donde h_T es la entalpía del combustible que entra a la temperatura T. Reordenando esta última ecuación

$$\frac{\dot{m}_{aire}}{\dot{m}_{comb}} = \frac{[-\Delta h_{c,298}^0 - (h_T - h_{298})]_{comb}}{(h_3 - h_2)_{aire}}$$

Cuando el combustible entra a la cámara de combustión a una temperatura próxima a 25°C, el término $(h_T - h_{298})_{comb}$ es despreciable. En este caso la ecuación para la relación aire-combustible requerida se reduce a

$$\frac{\dot{m}_{aire}}{\dot{m}_{comb}} = \frac{\Delta h_{c,298}^0}{h_3 - h_2} \quad (2.9)$$

Por tanto, el conocimiento de la entalpía de combustión por unidad de masa (o poder calorífico) del combustible y la variación de entalpía del aire al atravesar la cámara de combustión es suficiente para estimar la relación aire-combustible necesaria para mantener la temperatura de salida de los gases de la combustión en un valor predeterminado.

2.3 ETAPA DE COMPRESIÓN

2.3.1 FUNCIONAMIENTO DE UN COMPRESOR

Se aplica un análisis dimensional al funcionamiento de los compresores para determinar los grupos significativos no dimensionales de los que depende el funcionamiento. Las pruebas han demostrado que el funcionamiento, tanto de los compresores de flujo centrifugo como de flujo axial, se puede describir mediante los parámetros siguientes:

Símbolo	Descripción	Dimensiones
T_{t1}	Temperatura de estancamiento a la entrada	θ
P_{t1}	Presión de estancamiento a la entrada	$ML^{-1}t^{-2}$
C_p	Calor específico del gas a presión constante	$L^2t^{-2}\theta^{-1}$
D	Dimensión característica (por lo general el diámetro)	L
N	Velocidad de giro del rotor	t^{-1}
\dot{m}	Gasto másico del gas	$M t^{-1}$
P_{t2}	Presión de estancamiento a la salida	$ML^{-1}t^{-2}$
T_{t2a}	Temperatura real de estancamiento a la salida	
μ	Viscosidad absoluta del gas	$ML^{-1}t^{-1}$
ρ	Densidad del gas a la entrada	ML^{-3}

Se selecciona T_{t1} , c_p , P_{t1} y D como las variables que se repiten, se obtienen los seis parámetros adimensionales siguientes:

Variable	Parámetro adimensional
N	$\pi_1 = \frac{ND}{\sqrt{c_p T_{t1}}}$
\dot{m}	$\pi_2 = \frac{\dot{m} \sqrt{c_p T_{t1}}}{P_{t1} D^2}$

$$P_{t2} \quad \pi_3 = \frac{P_{t2}}{P_{t1}}$$

$$T_{t2real} \quad \pi_4 = \frac{T_{t2a}}{T_{t1}}$$

$$\mu \quad \pi_5 = \frac{\mu \sqrt{c_p T_{t1}}}{P_{t1} D}$$

$$\rho_1 \quad \pi_6 = \frac{c_p \rho_1 T_{t1}}{P_{t1}}$$

Un análisis de cada uno de los parámetros adimensionales produce lo siguiente:

- π_1 Representa el número de Mach en el eje del rotor, donde D es el diámetro del rotor y la expresión $\sqrt{C_p T_{t1}}$ es proporcional a la velocidad sónica.
- π_2 Representa el parámetro del flujo de masa y es función del número de Mach del flujo, a la entrada del compresor.
- π_3 Es la relación de presiones del compresor.
- π_4 Es el cambio total de temperatura a través del compresor.
- π_5 Representa un número de Reynolds.
- π_6 Es igual al calor específico dividido entre la constante del gas (c_p/R) y define el gas que está siendo comprimido.

Como el aire es habitualmente el fluido de trabajo, generalmente π_6 no se considera ni se especifica con los datos de funcionamiento. π_5 , que contiene viscosidad, normalmente se presenta en forma de una curva que muestra el cambio en eficiencia del compresor y en el parámetro del flujo de masa con función del número de Reynolds.

Para una mejor comprensión y comparación, los valores correspondientes a los cuatro términos que restan, la temperatura total de entrada se divide entre la temperatura al nivel del mar, día estándar, 518.7°R (288°K) y la presión total

de entrada se divide entre la presión al nivel del mar, 14.696 lb/pulg² abs (101.325 kPa).

Estos términos dan por resultado θ_t y δ_t , los cuales se definen como sigue:

$$\theta_t = \frac{\text{temperatura_total_a_la_entrada_del_compresor}}{\text{temperatura_estándar_al_nivel_del_mar}}$$

$$= \frac{T_{t1}, ^\circ R}{518.67}$$

ó

$$= \frac{T_{t1}, ^\circ K}{288.15}$$

y

$$\delta_t = \frac{\text{presión_total_a_la_entrada_del_compresor}}{\text{presión_estándar_al_nivel_del_mar}}$$

$$= \frac{P_t, \text{lb / pulg}^2 \text{ abs}}{14.696}$$

ó

$$= \frac{P_t, \text{KPa}}{101.325}$$

El funcionamiento de los compresores de flujo centrífugo y de flujo axial se presenta por lo general como una familia de curvas de funcionamiento del compresor, en la que se cubre la gama de operación de un motor particular. Los parámetros habitualmente incluidos son

1. Relación de presiones del compresor ($P_{t, salida} / P_{t, entrada}$)
2. Flujo de entrada de gas corregido ($\dot{m} \sqrt{\theta_{t, ent}} / \delta_{t, ent}$)
3. Velocidad giratoria de entrada corregida ($N \sqrt{\theta_{t, ent}}$)
4. Eficiencia adiabática del compresor (n_c).

Deberá observarse que la dimensión característica D y el calor específico c_p no aparecen en las expresiones anteriores. La dimensión característica se omite, ya que cada familia de curvas de funcionamiento corresponde a un determinado compresor; el calor específico se excluye, ya que generalmente se supone que es una constante, y que se conoce el gas que está siendo

comprimido. En la figura 2.16 se ilustran curvas de funcionamiento de un compresor hipotético. Se incluye una línea de carga que representa el límite de la operación estable.

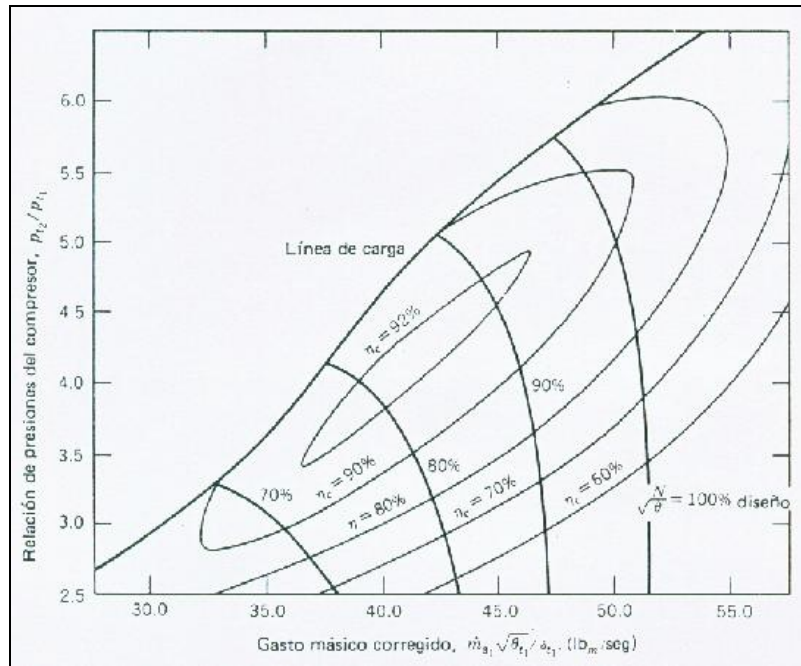


Figura 2.16 Curvas de funcionamiento de un compresor.

Por encima y a la izquierda de la línea de carga, las inestabilidades aerodinámicas se hacen superiores a lo que puede tolerarse. En la región de carga, algunos de los álabes del compresor están perdiendo velocidad. Deberá observarse que las curvas de funcionamiento del compresor no muestra los efectos del número de Reynolds. Igualmente, hay que tener presente que la eficiencia máxima tiene lugar cerca de la línea de carga y a velocidad moderada, no a la velocidad máxima del rotor. Hay métodos distintos de los que aparecen en la figura 2.16 para presentar el funcionamiento de un compresor. Se prefirió esta técnica porque resulta muy útil al demostrar el acoplamiento de los componentes.

2.3.2 TRANSFERENCIA DE ENERGÍA EN UN COMPRESOR

Antes de examinar los diagramas de velocidad correspondientes a los compresores de flujo axial y de flujo centrífugo, es necesario comprender el mecanismo de la transferencia de energía entre un rotor y un fluido. Pasa este

análisis es conveniente seleccionar un volumen de control fijo que encierre al rotor y corte el eje, en la forma que se observa en la figura 2.17

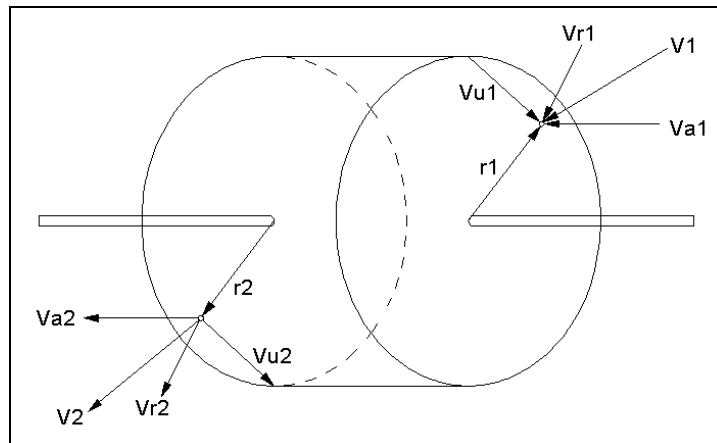


Figura 2.17 Flujo a través de un rotor.

Un gas entra al volumen de control con una velocidad V_1 y un radio r_1 y sale con una velocidad V_2 y con radio r_2 . La velocidad angular del rotor es w en la dirección que aparece en la figura 2.17. Estos tres componentes de velocidad se muestran en la figura 2.17.

En forma análoga, V_2 , la velocidad de salida, puede separarse en un componente axial V_{a2} , un componente radial V_{r2} y un componente tangencial V_{u2} , como aparece en la figura 2.17.

Debe recordarse que a continuación se supone un flujo uniforme, que las propiedades en un punto o en circunstancias son uniformes e invariables con el tiempo, y que el fluido entra y sale con las velocidades indicadas a través de un área finita, distribuida por igual alrededor de un círculo con radio r_1 a la entrada, y r_2 a la salida.

El cambio en magnitud de los componentes de velocidad axial a través del volumen de control (rotor) da por resultado una fuerza axial que deberá ser contrarrestada por un cojinete de empuje. El cambio en magnitud de los componentes de velocidad radial a través del rotor dará por resultado una fuerza radial que deberá ser contrarrestada por una chumacera de muñón a menos que el flujo esté distribuido uniformemente alrededor de la

circunferencia, a la entrada y a la salida al rotor como se supuso anteriormente.

El componente de la velocidad cuyo cambio tiene importancia en la transferencia de energía es el componente tangencial. La ecuación :

$$r \times F_s + \int_{V.C} r \times g \rho dV + T_{eje} = \int_{S.C} r \times V(pV.dA) + \frac{\delta}{\delta t} \int_{V.C} r \times V \rho dV \quad (2.10)$$

es la ecuación general correspondiente al momento de un volumen de control fijo. En situaciones de flujo uniforme y despreciando los pares de torsión debidos a las fuerzas superficiales y a la contribución de la fuerza del cuerpo, la ecuación 2.10 pasa a ser (Anexo 1)

$$T_{eje} = \dot{m}(r_2 V_{u2} - r_1 V_{u1}) \quad (2.11)$$

La dirección positiva de V_u es en dirección del giro. La T_{eje} en la ecuación 2.11 es el par de torsión del eje. Si el par de torsión es positivo, la máquina es un compresor. Si es negativo, la máquina es una turbina. Obsérvese que esta convención correspondiente al signo de trabajo es opuesta en dirección a la que se supone en el caso de la primera ley. La potencia para un rotor es el producto del par de torsión y la velocidad angular. Así

$$\dot{P} = \omega T_{eje} = \dot{m}(\omega r_2 V_{u2} - \omega r_1 V_{u1}) \quad (2.12)$$

Como la velocidad U del álabe es

$$U = \omega r \quad (2.13)$$

La ecuación 2.12 pasa a ser

$$\dot{P} = \dot{m}(U_2 V_{u2} - U_1 V_{u1}) \quad (2.14a)$$

o, por unidad de masa,

$$w = U_2 V_{u2} - U_1 V_{u1} \quad (2.14b)$$

La ecuación 2.14 no plantea restricciones sobre la geometría; es decir, se aplica a los compresores de flujo axial y de flujo centrífugo y a las turbinas de flujo radial y de flujo axial. Las restricciones que se aplican se mencionaron ya antes de la ecuación 2.11.

Para el trabajo a realizar sobre el fluido, la expresión $U_2 V_2$ debe ser mayor que la expresión de entrada $U_1 V_1$, o si el fluido entra y sale con el mismo radio, entonces el componente tangencial de la velocidad a la salida del rotor debe ser mayor que el componente tangencial de la velocidad a la entrada. Este cambio en el componente tangencial de velocidad, en la forma que se utiliza en la ecuación 2.14, se aplica a través de un rotor simple, pero no a través de las varias etapas de un compresor.

2.3.3 NOMENCLATURA DE ÁLABES

Ahora se centrará la atención en los compresores de flujo axial. En la figura 2.18 se muestran las primeras tres etapas de un compresor de flujo axial.

Muchos motores cuentan con álabes guías a la entrada, situados delante de la primera hilera de álabes giratorios (rotor). El propósito de la guía de entrada consiste en dirigir el fluido hacia la primera hilera de álabes rotores. Cada hilera de álabes rotores está seguida por una hilera de álabes estacionarios (estator). Una etapa está formada por una hilera de álabes del rotor y una de álabes del estator.

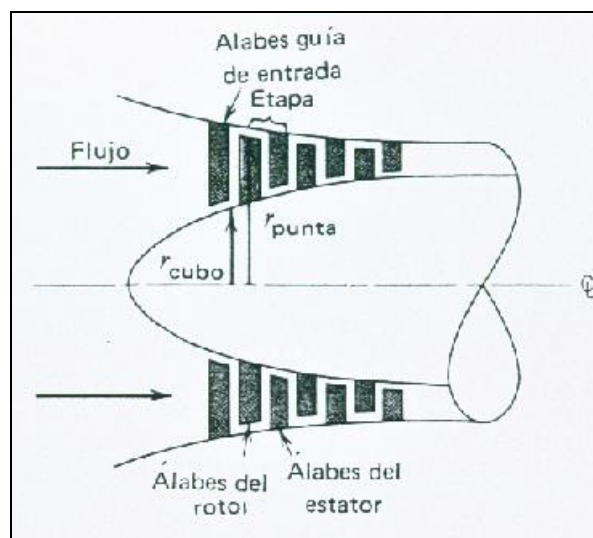


Figura 2.18 Corte Transversal de un compresor de flujo axial.

Todo el trabajo realizado en el fluido de trabajo se lleva a cabo en las hileras giratorias, convirtiendo los estatores en energía cinética del fluido en presión y dirigiendo el fluido hacia el rotor siguiente.

Muchos motores de turbina de gas recientemente diseñados no cuentan con alabes guía a la entrada. Esto elimina una posible fuente de ruido.

El flujo a través de un compresor de flujo axial se supondrá que es unidimensional lo que constituye una primera aproximación razonable en relación con los compresores de flujo axial con elevadas relaciones cubo a punta.

En la figura 2.19 aparecen dos álabes de una hilera del rotor. Esta figura representa al flujo, con un radio representativo r , a mitad de camino entre el cubo y la punta del álabe. El radio se mantiene constante desde la entrada a la salida.

El fluido entra con una velocidad w_i en relación con el álabe, en un ángulo β_i y sale con una velocidad relativa w_0 con ángulo β_0 , como aparece en la figura 2.19. Se supone por el momento que los ángulos del fluido β_i y β_0 , son los mismos que los ángulos de la línea de curvatura del álabe a la entrada y a la salida. La línea de curvatura es una línea imaginaria trazada por el centro del álabe.

Idealmente, el fluido se hace girar θ grados a medida que pasa por el rotor. Los álabes están espaciados a una distancia s y tienen una longitud de cuerda c . Los álabes tienen un ángulo de decalaje γ , el ángulo entre la línea de la cuerda y la dirección axial. Los álabes tienen una solidez σ , que se define como la relación de la longitud de la cuerda con respecto al espaciado. La dirección de giro y las superficies de presión y succión se indican en la figura 2.19.

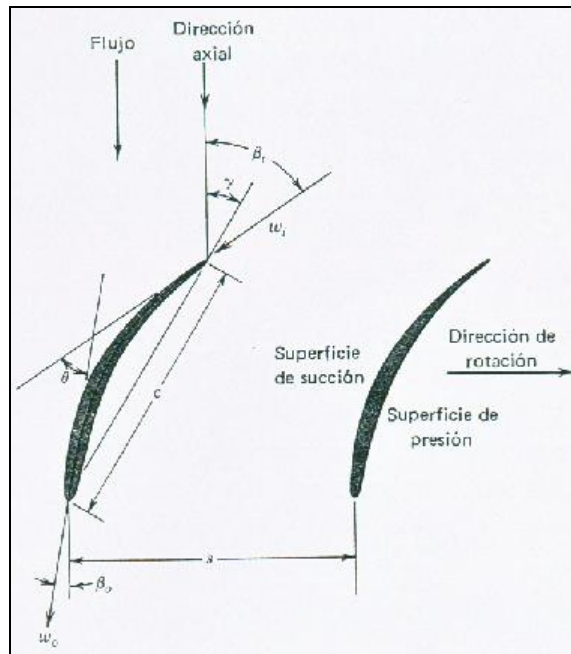


Figura 2.19 Dos de los álabes de una hilera rotora con indicación de la nomenclatura de los álabes en una hilera de álabes con flujo axial.

2.4 ETAPA DE TURBINA

2.4.1 GENERALIDADES DE LA TURBINA

A continuación se examinan las turbinas de una manera análoga. La termodinámica y la mecánica de los fluidos es básicamente la misma que la que se utilizó para explicar los compresores.

La ecuación 2.14b, es una ecuación general, correspondiente al trabajo hecho en un compresor o turbina, o por parte del mismo. No situaba restricciones acerca de la geometría del rotor. Si la expresión U_2 y V_{u2} es mayor que la expresión U_1 y V_{u1} , entonces se realizará trabajo en el fluido y se tratará de un compresor. Si U_2 y V_{u2} es menor que U_1 y V_{u1} , el fluido realizará trabajo y se tratará de una turbina. Esto significa que si el fluido entra y sale del rotor con el mismo radio, será un compresor cuando ΔV_u sea positivo (o aumente) y una turbina si ΔV_u es negativo (o disminuye).

En un compresor, la etapa está formada por un rotor y un estator o difusor. En una turbina, la etapa consiste también en un miembro estacionario y otro

giratorio, es decir la hilera estacionaria, llamada habitualmente tobera, y que precede a la hilera giratoria (álabe).

Son dos los tipos generales de turbina: la turbina de flujo radial y la turbina de flujo axial. La primera es semejante a un compresor de flujo centrífugo, excepto a que el flujo es hacia el interior en lugar de ser hacia fuera. En la figura 2.20 se muestran las vistas lateral y frontal de una turbina de flujo radial.

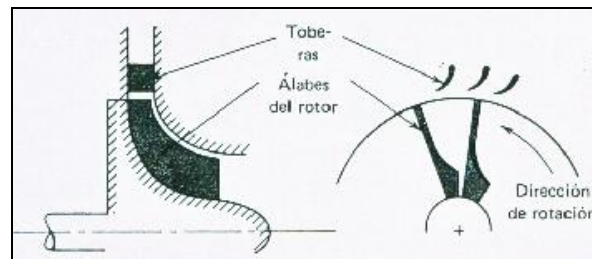


Figura 2.20 Turbina de flujo radial.

Las turbinas de flujo radial se utilizan sólo para potencias bajas o cuando el tamaño compacto tiene más importancia que el rendimiento. Las turbinas de flujo axial casi siempre se utilizan en los motores de gas. Una turbina de flujo axial puede estar formada por una o más etapas, consistiendo cada una de ellas en una hilera de tobera y una de rotor. Las velocidades relativas en una turbina de flujo axial son, en general, más elevadas que las que tienen lugar en los compresores de flujo axial, con un cambio mayor en entalpía por etapa. En la hilera de tobera, la velocidad tangencial aumenta en la dirección de giro, con una caída consiguiente en la presión estática. En la hilera del rotor la velocidad tangencial disminuye. Se requieren muchas menos etapas en una turbina de flujo axial que en un compresor de flujo axial, debido a que en el compresor de flujo axial el flujo se desacelera (se difunde) en los conductos, con un aumento consiguiente en la presión, en tanto que el gas se acelera en una turbina. La acción de difusión de un compresor permite sólo cambios moderados en los pasos del compresor, a fin de evitar la separación.

2.4.2 FUNCIONAMIENTO DE LA TURBINA

Se aplicarán los principios del análisis dimensional al flujo a través de una turbina, al objeto de determinar los parámetros adimensionales significativos que se utilizan para describir el funcionamiento de una turbina.

El funcionamiento de la turbina depende de los parámetros siguientes:

Símbolo	Descripción	Dimensiones
T_{t3}	Temperatura de estancamiento a la entrada	θ°
P_{t3}	Presión de estancamiento a la entrada	$ML^{-1}t^{-2}$
C_p	Calor específico del gas a presión constante	$L^2t^{-2}\theta^{-1}$
D	Dimensión característica habitualmente el diámetro)	L
N	Velocidad rotacional del rotor	t^{-1}
m_g	Gasto másico de gas	Mt^{-1}
P_{t4}	Presión de estancamiento a la salida	$ML^{-1}t^{-2}$
T_{t4a}	Temperatura de estancamiento a la salida	θ°
μ	Viscosidad absoluta del gas	$ML^{-1}t^{-1}$
ρ	Densidad del gas a la entrada	ML^{-3}

La constante R del gas, el peso molecular M o la relación de calor específico del gas k se hubieran podido utilizar en lugar de la densidad. También es necesario incluir el efecto del enfriamiento de la turbina, ya que la mayor parte de las turbinas usadas en los motores con turbinas de gas utilizan alguna forma de enfriamiento en la turbina.

Los parámetros utilizados pueden adoptar varias formas. Las que se utilizarán son:

1. Relación de expansión (P_{t3}/P_{t4})
2. Parámetro del flujo de entrada ($\dot{m}_g \sqrt{T_{t3}} / P_{t3} A$)
3. Velocidad de giro ($N / \sqrt{T_{t3}}$)
4. Eficiencia diabática de la turbina (η)
5. Flujo de aire para enfriamiento de la turbina

El funcionamiento de las turbinas se presenta habitualmente utilizando dos diagramas, en lugar del “mapa” único utilizado en el caso de los compresores. En las figuras 2.22 y 2.23 aparece un conjunto de gráficas.

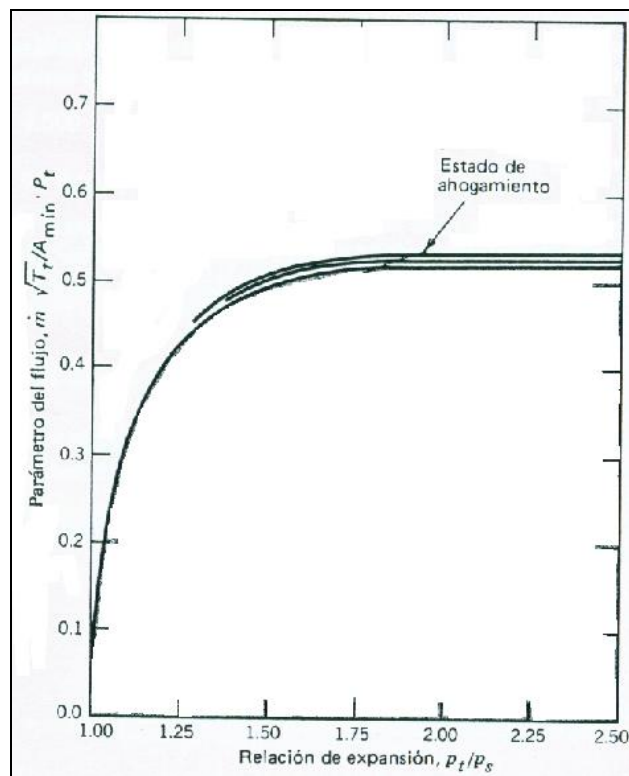


Figura 2.21 Parámetro de flujo en comparación con la relación de expansión

Obsérvese que en la figura 2.23 la curva se aproxima mucho a la del flujo a través de una tobera convergente (figura 2.21), siendo la principal diferencia la de que la relación de presiones en la figura 2.23 es una relación de total a total, y en la figura 2.21 es una relación de total a estática.

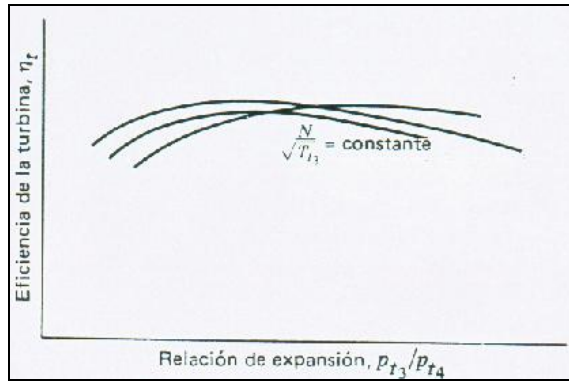


Figura 2.22 Diagrama de la eficiencia de una turbina en función de la relación de expansión para varios valores de velocidad corregida del rotor.

Esta semejanza se produce debido a que puede ocurrir el estrangulamiento bien sea en la tobera o en el rotor de la turbina, fijando así los parámetros de flujo correspondientes a la turbina. Deberá recordarse que cuando una turbina está estrangulada, el parámetro de flujo se mantiene constante. Esto no significa que la relación de expansión (y por tanto el trabajo) sean fijos, ya que la relación de expansión puede continuar incluso cuando el parámetro del flujo sea constante.

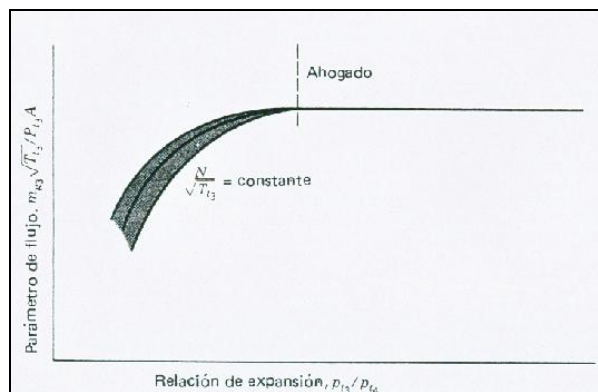


Figura 2.23 Diagrama del parámetro de flujo de entrada a la turbina en función de la relación de expansión para varios valores de expansión corregida del rotor.

2.4.3 ECUACIÓN GENERAL DEL IMPULSO

Una ecuación generalizada para evaluar el impulso correspondiente a los motores de reacción que utilizan aire puede derivarse de las ecuaciones de la

conservación del momento y de la masa. La figura 2.24 se utilizará en el cálculo de la ecuación general desde la posición de un observador instalado en el dispositivo productor del empuje.

En la figura 2.24 aparece representada por la línea discontinua la superficie de control. La superficie A está suficientemente alejada corriente arriba del dispositivo, en donde la presión y la velocidad pueden suponerse uniformes sobre la totalidad de la superficie. La superficie B se encuentra a la salida del dispositivo que genera el impulso.

Las superficies laterales de control son paralelas a la velocidad corriente arriba y están alejadas del dispositivo que produce el impulso. El cálculo de la ecuación del impulso corresponderá a la situación sin variación en el tiempo (flujo permanente).

Los valores que se conocen aparecen en la figura 2.24. Se supone que el combustible se agrega en ángulo recto a la dirección del flujo. Se supone que la velocidad y la presión a la entrada son uniformes, y la masa de aire, \dot{m}_a , entra al dispositivo que produce el impulso, a través de un área A_i . Los productos de la combustión salen del dispositivo productor del impulso a través de un área A_e con una velocidad V_e , un gasto másico \dot{m}_e , y a una presión P_e . La velocidad y la presión del aire que pasa por el dispositivo productor del impulso son V y P_a , respectivamente. Una masa de aire, \dot{m}_s , sale a través de la superficie lateral de control.

El impulso creado por el productor del impulso generalizado puede obtenerse mediante la segunda ley de Newton. Para el estado sin variación en el tiempo (flujo permanente) y despreciando las fuerzas del cuerpo, se tiene:

$$F_R = \int_{S.C.} V \rho V \cdot dA \quad (2.15)$$

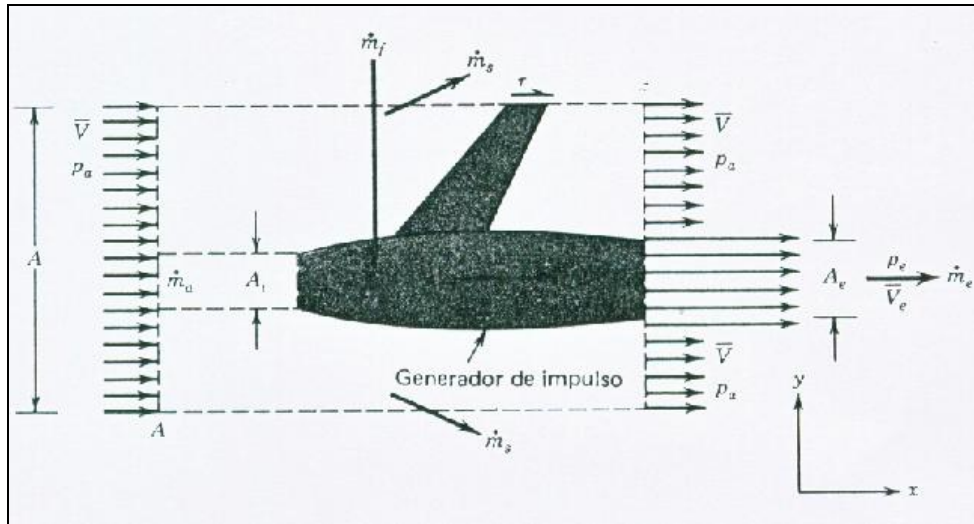


Figura 2.24 Dispositivo generalizado para la producción de impulso.

Considerando los componentes de fuerza y flujo del momento en dirección x (dirección del vuelo), se obtiene

$$\sum F_x = \int_{S.C.} \rho V_x (V \cdot dA) \quad (2.16)$$

Para el caso que representa la figura 2.24, el lado izquierdo de la ecuación 2.16 pasa a ser

$$\sum F_x = \tau + p_a A - p_a (A - A_e) - p_e A_e \quad (2.17)$$

lo que se reduce a

$$\sum F_x = \tau + (p_a - p_e) A_e \quad (2.18)$$

La ecuación 2.18 corresponde al caso general en que la presión del escape (salida) puede ser diferente de la presión de entrada. Esto se produce cuando la relación de las presiones de expansión a través de la tobera de escape es suficiente para producir un flujo supersónico y la expansión en la tobera no retorna a la presión del ambiente. La fuerza neta de presión que resulta a causa de esta diferencia de presión es

$$(p_a - p_e) A_e \quad (2.19)$$

La conservación de masa correspondiente a un proceso de flujo permanente, suponiendo que el combustible se agrega desde el exterior del volumen de control, es

$$\int_{S.C.} \rho V \cdot dA = 0 \quad (2.20)$$

Por lo tanto,

$$\dot{m}_A + \dot{m}_f = \dot{m}_s + \dot{m}_B \quad (2.21)$$

ó

$$\rho V A_i + \rho V (A - A_i) + \dot{m}_f = \dot{m}_s + \rho_e V_e A_e + \rho V (A - A_e) \quad (2.22)$$

lo que se simplifica a

$$\dot{m}_f = \dot{m}_s + A_e (\rho_e V_e - \rho V) \quad (2.23)$$

Para el motor (productor del impulso),

$$\dot{m}_a + \dot{m}_f = \dot{m}_e \quad (2.24)$$

Combinando las ecuaciones (2.23) y (2.24) se obtiene

$$\dot{m}_s = \rho V (A_e - A_i) \quad (2.25)$$

Como la superficie lateral de control está lejos del dispositivo productor del impulso, la velocidad de \dot{m}_s en la dirección y será aproximadamente cero y en la dirección x aproximadamente V. Por lo tanto, el lado de la derecha de la ecuación 2.16 pasa a ser

$$\int_{S.C.} V_x (\rho V \cdot dA) = \dot{m}_a V_e + \rho V (A - A_e) V + \dot{m}_s V - \dot{m}_a V - \rho V (A - A_i) V \quad (2.26)$$

$$= \dot{m}_e V_e - \dot{m}_a V \quad (2.27)$$

Sustituyendo las ecuaciones (2.18), (2.27), se obtiene

$$\tau = (p_e - p_a) A_e + \dot{m}_a [(1 + f) V_e - V] \quad (2.28)$$

La ecuación (2.28) se obtuvo a partir de un flujo que pasa a través del dispositivo productor del impulso. En algunos casos son dos flujos separados los que pasan por dicho dispositivo productor del impulso. Suponiendo que se agrega combustible solamente al flujo caliente e identificando los flujos calientes y fríos por h y c se obtiene, para el caso general,

$$\tau = (\dot{m}_{ah} + \dot{m}_f) V_e - \dot{m}_{ah} + \dot{m}_{ac} (V_{ec} - V) + (p_{eh} - p_a) A_{eh} + (p_{ec} - p_a) A_{ec}$$

(2.29)

El impulso específico I , se define como el impulso producido cuando una unidad de masa de aire por segundo entra al dispositivo, ó

$$I = \frac{\tau}{\dot{m}_a} \quad (2.30)$$

2.5 ETAPA DE COMBUSTIÓN

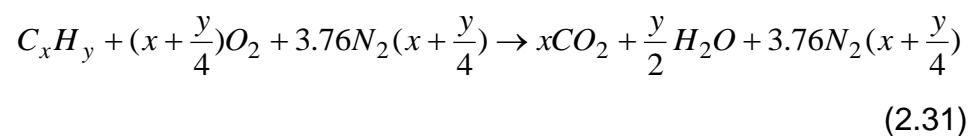
2.5.1 GENERALIDADES DE LA COMBUSTIÓN

Los combustibles utilizados en las turbinas de gas son por lo general hidrocarburos, cuya fórmula general es $C_x H_y$.

Composición del aire seco

El oxidante utilizado en las turbinas de gas es el aire atmosférico. En la tabla 2.2 se tabula la atmósfera estándar basada en un análisis seco y suponiendo una composición determinada hasta alturas de 90 km. La composición que aparece en la tabla 2.2 da un peso molecular aparente de 28.9644 correspondiente al aire seco.

Para la combustión completa de un hidrocarburo con oxígeno, la reacción general es la siguiente



La cantidad de aire seco teóricamente requerido para la reacción dada en la ecuación 2.31 es

$$\frac{\text{moles de aire seco requeridas}}{\text{moles de } C_x H_y} = \frac{x + y/4}{0.2095} \quad (2.32)$$

El porcentaje de exceso de aire seco suministrado se define como la diferencia entre la cantidad suministrada (S) y la cantidad teóricamente requerida (R'), dividida entre la cantidad teóricamente requerida (R') o, en forma de ecuación,

$$\% \text{ de exceso de aire} = \left(\frac{S - R'}{R'} \right) \quad (2.33)$$

Gas componente (fórmula)	Contenido (% por volumen)	Contenido variable en relación con su normal	Peso molecular (¹² C = 12.0000)
Nitrógeno (N ₂)	78.084	—	28.0134
Oxígeno (O ₂)	20.9476	—	31.9988
Argón (Ar)	0.934	—	39.948
Dióxido de carbono (CO ₂)	0.0314	a	44.00995
Neón (Ne)	0.001818	—	20.183
Helio (He)	0.000524	—	4.0026
Criptón (Kr)	0.000114	—	83.80
Xenón (Xe)	0.0000087	—	131.30
Hidrógeno (H ₂)	0.00005	?	2.01594
Metano (CH ₄)	0.0002	a	16.04303
Oxido nitroso (N ₂ O)	0.00005	—	44.0128
Ozono (O ₃)	Verano: 0 a 0.000007	a	47.9982
	Invierno: 0 a 0.000002	a	47.9982
Dióxido de sulfuro (SO ₂)	0 a 0.0001	a	64.0628
Dióxido de nitrógeno (NO ₂)	0 a 0.000002	a	46.0055
Amoníaco (NH ₃)	0 a vestigios	a	17.03061
Monóxido de carbono (CO)	0 a vestigios	a	28.01055
Yodo (I ₂)	0 a 0.000001	a	253.8088

^a El contenido de estos gases puede experimentar variaciones importantes de una vez a otra o de un lugar a otro en relación con lo normal que se indica para los gases.

Tabla 2.2 Atmósfera estándar.

Para describir los problemas de la combustión son fundamentales los términos entalpía de formación, entalpía de combustión y entalpía de reacción.

Una sustancia se encuentra en su estado estándar cuando está bajo presión de 1 atm y temperatura de 298.15 K (25°C, 77°F).

Los estados de referencia para entalpías tabuladas son los elementos químicos en sus estados más estables y en condiciones estándar. En dichas condiciones, a cada elemento se asigna un valor de entalpía cero.

2.5.2 CRITERIOS DE EQUILIBRIO

Para determinar el grado de disociación en una mezcla de gas que se encuentra en equilibrio, resulta necesario comprender el criterio acerca del equilibrio y la constante del equilibrio. Esta sección se ocupa del criterio acerca del equilibrio y la próxima sección de la constante del equilibrio.

Se dice que un sistema se encuentra en equilibrio si no pueden presentarse cambios en el estado del sistema sin contar con la ayuda de estímulos externos.

En el caso de un sistema con energía interna constante y volumen constante,

$$ds|_{U,V} \geq 0 \quad (2.34)$$

en la que la igualdad se mantiene en el caso de un equilibrio completo.

Para un sistema con presión y temperatura constantes

$$dg|_{p,T} \leq 0 \quad (2.35)$$

en donde la igualdad de nuevo es aplicable a la condición de equilibrio completo.

De esta forma, la función de Gibbs de cualquier sistema en equilibrio completo debe estar al mínimo en relación con todos los estados a la misma presión y con la misma temperatura.

Considérese la reacción química de un gas ideal en la que α mol de gas A reacciona con β mol de gas B para formar μ mol de gas M y ν mol de gas N. Esto aparece en la ecuación siguiente:



Los valores α , β , μ y ν son coeficientes estequiométricos que satisfacen la ecuación de reacción y son independientes de la cantidad de constituyentes presentes. Aplicando el criterio de equilibrio de la ecuación 2.35 a la reacción química del gas ideal de la ecuación 2.36, puede observarse que

$$\frac{p_M^\mu p_N^\nu}{p_A^\alpha p_B^\beta} = \text{función de la temperatura} = K_p \quad (2.37)$$

en donde p_M , p_N , p_A , p_B , son las presiones parciales de los constituyentes M, N, A y B respectivamente. K_p , en la forma definida por la ecuación 2.37 es la constante de equilibrio basada en presiones parciales. Deberá observarse que la constante de equilibrio tiene la dimensión de presión a la potencia $(\mu + \nu - \alpha - \beta)$.

2.5.3 CONSTANTE DE EQUILIBRIO

La constante de equilibrio, K_p , puede evaluarse mediante la ecuación

$$\ln K_p = -\frac{(\Delta \bar{g}_T)_R^0}{\bar{R}T} \quad (2.38)$$

La expresión $(\Delta \bar{g}_T)_R^0$ es el cambio en la energía libre de Gibbs a 1 atm para reacción dada. La ecuación 2.38 se expresa en ocasiones como

$$\log_{10} K_p = \frac{-(\Delta \bar{g}_T)_R^0}{(2.3025851)\bar{R}T} \quad (2.39)$$

Obsérvese que pueden calcularse valores numéricos del $\log_{10} K_p$ para una reacción dada utilizando la ecuación 2.38 ó 2.39 y los datos de la tabla 2.3.

La tabla 2.3 contiene datos de K_p correspondientes a varias reacciones de gas ideal que pueden tener interés en los cálculos de las turbinas de gas. Al utilizar los datos de la tabla 2.3, deberá recordarse que las presiones parciales deberán aparecer en atmósferas.

Temperatura		$H_2 + \frac{1}{2}O_2 \rightarrow H_2O$	$CO + \frac{1}{2}O_2 \rightarrow CO_2$	$CO_2 + H_2 \rightarrow CO + H_2O$	$H_2 + O_2 \rightarrow 2OH$	$N_2 + O_2 \rightarrow 2NO$	$2H \rightarrow H_2$	$2O \rightarrow O_2$	$2N \rightarrow N_2$
(K)	(R)								
1500	2700	5.7252	5.3130	0.4122	-1.1226	-4.9808	9.5123	10.7899	26.4530
1600	2880	5.1802	4.7032	0.4770	-0.9603	-4.5864	8.5329	9.6829	24.3687
1700	3060	4.6986	4.1660	0.5326	-0.8177	-4.2384	7.6670	8.7052	22.5284
1800	3240	4.2701	3.6895	0.5807	-0.6914	-3.9291	6.8958	7.8354	20.8915
1900	3420	3.8864	3.2638	0.6226	-0.5789	-3.6524	6.2046	7.0564	19.4260
2000	3600	3.5407	2.8815	0.6592	-0.4779	-3.4034	5.5815	6.3548	18.1062
2100	3780	3.2272	2.5362	0.6915	-0.3870	-3.1781	5.0167	5.7196	16.9115
2200	3960	2.9430	2.2229	0.7201	-0.3046	-2.9735	4.5026	5.1417	15.8247
2300	4140	2.6829	1.9374	0.7455	-0.2297	-2.7866	4.0324	4.6137	14.8319
2400	4320	2.4443	1.6762	0.7682	-0.1613	-2.6155	3.6008	4.1294	13.9214
2500	4500	2.2247	1.4363	0.7885	-0.0987	-2.4581	3.2033	3.6836	13.0832
2600	4680	2.0230	1.2153	0.8067	-0.0411	-2.3129	2.8358	3.2719	12.3091
2700	4860	1.8341	1.0111	0.8231	0.0120	-2.1786	2.4952	2.8905	11.5920
2800	5040	1.6597	0.8218	0.8379	0.0611	-2.0539	2.1785	2.5361	10.9258
2900	5220	1.4971	0.6458	0.8513	0.1066	-1.9380	1.8833	2.2061	10.3052
3000	5400	1.3454	0.4820	0.8635	0.1488	-1.8299	1.6075	1.8979	9.7257
3100	5580	1.2034	0.3289	0.8745	0.1881	-1.7289	1.3493	1.6095	9.1833
3200	5760	1.0703	0.1857	0.8846	0.2248	-1.6343	1.1070	1.3390	8.6745
3300	5940	0.9451	0.0514	0.8937	0.2591	-1.5456	0.8792	1.0848	8.1964
3400	6120	0.8273	-0.0747	0.9021	0.2911	-1.4622	0.6646	0.8456	7.7461
3500	6300	0.7162	-0.1935	0.9097	0.3212	-1.3837	0.4621	0.6199	7.3213
3600	6480	0.6113	-0.3054	0.9167	0.3494	-1.3097	0.2707	0.4067	6.9199
3700	6660	0.5120	-0.4111	0.9231	0.3759	-1.2397	0.0896	0.2050	6.5399
3800	6840	0.4178	-0.5111	0.9289	0.4008	-1.1736	-0.0822	0.0138	6.1798
3900	7020	0.3285	-0.6058	0.9343	0.4243	-1.1110	-0.2452	-0.1676	5.8379
4000	7200	0.2436	-0.6956	0.9392	0.4464	-1.0515	-0.4002	-0.3399	5.5129
4100	7380	0.1629	-0.7808	0.9437	0.4674	-0.9951	-0.5477	-0.5039	5.2036
4200	7560	0.0859	-0.8619	0.9478	0.4871	-0.9415	-0.6882	-0.6601	4.9088
4300	7740	-0.0125	-0.9390	0.9515	0.5058	-0.8905	-0.8223	-0.8090	4.6276

Tabla 2.3 Logaritmos de las constantes de equilibrio, $\log_{10}K_p$ de varias reacciones en la fase de gas.

2.6 SEGUNDA LEY DE LA TERMODINÁMICA APLICADA A SISTEMAS AEROPROPULSORES

Una de las adaptaciones mas útiles del ciclo de potencia de turbina de gas ha sido la propulsión de los aviones. Esto es debido a las favorables relaciones potencia / peso y potencia / volumen de una unidad de turbina de gas. En la figura 2.25 se muestra un ejemplo de un motor de turbina de gas de aviación. El ciclo de una turbina de gas estacionaria y el ciclo de un motor aerorreactor tienen, no obstante, algunas diferencias importantes. (figura 2.26), que es un esquema de un aerorreactor. La sección central del motor contiene los tres componentes principales de una unidad de turbina de gas: el compresor, la cámara de combustión y la turbina. Como la necesidad de trabajo de turbina es menor, el gas no se expande hasta la presión ambiente en la turbina. La expansión final tiene lugar en la tobera que va a continuación de la turbina. Aquí el fluido se acelera hasta una velocidad relativamente alta. La relación de presiones P_4/P_5 en la tobera puede alcanzar el valor 2 o mayor. Otra diferencia en el funcionamiento es la colocación de un difusor delante del compresor, su finalidad es aprovechar la velocidad del fluido aumentando la presión. Un incremento de unos pocos decibares (o psi) va acompañado de una disminución en la energía cinética. Este aumento de la presión se conoce como el efecto de ariete.

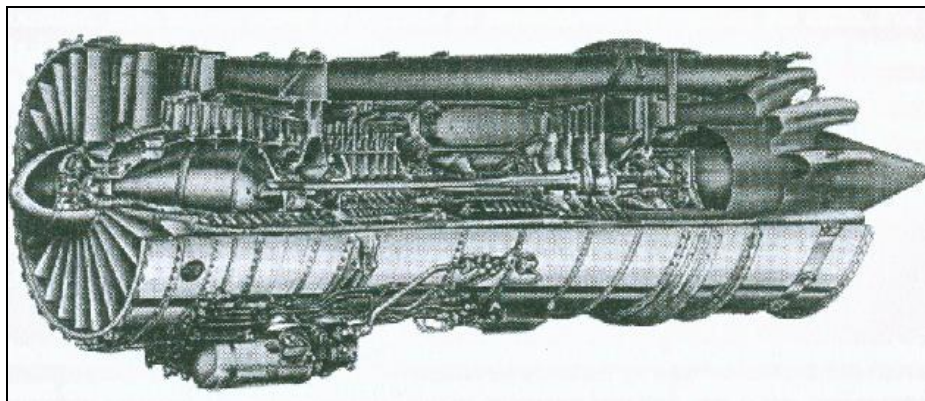


Figura 2.25 Motor JT80 Pratt & Whitney (14000 a 17000 libras fuerza de empuje).

El ciclo termodinámico ideal de un aerorreactor se muestran en la figura 2.27 sobre un diagrama Ts. El proceso de compresión y-1 muestra un aumento de la presión en el difusor debido a la disminución de la energía cinética. El proceso 1-2 es una compresión isentrópica, el proceso 2-3 es un suministro de calor a presión constante y el proceso 3-4 es una expansión isentrópica y por último, el proceso 4-5 muestra una expansión isentrópica en un tobera, donde la disminución de la presión va acompañada de un aumento importante de la energía cinética.

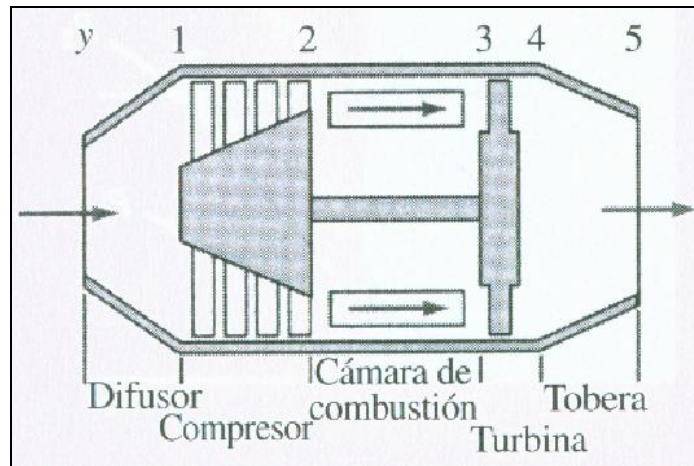


Figura 2.26 Esquema de un aerorreactor.

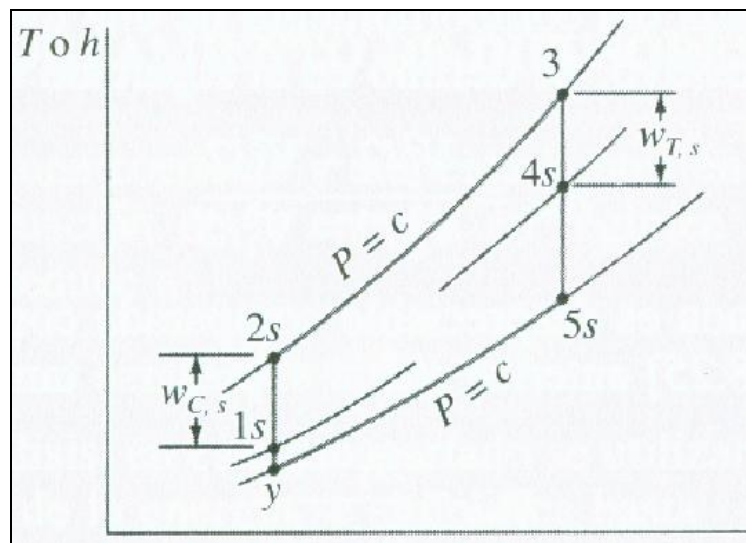


Figura 2.27 Diagrama Ts para un aerorreactor que muestra su comportamiento ideal.

Los aerorreactores funcionan con relaciones de presiones y con temperaturas de entrada a la turbina mayores. Son corrientes unas relaciones de presiones desde 10:1 hasta 25:1. Las temperaturas de entrada de la turbina están en el intervalo de 1100 a 1500 K, o de 2000 a 2700 °R. Otras dos aplicaciones del ciclo de turbina de gas a la propulsión de aviones son el turborreactor de doble flujo y el turbohélice. En el turborreactor de doble flujo, la turbina mueve no sólo el compresor, sino también un conjunto de álabes de un ventilador (fan) de gran diámetro situados delante del compresor. Una gran parte de la corriente total de aire del motor se desvía del compresor y circula exclusivamente a través de los álabes del ventilador (fan). Esta parte de la corriente aumenta el empuje desarrollado por la turbina en el motor principal. En un motor turbohélice no existe cubierta del motor en el exterior por la que pueda circular el aire derivado. Por tanto, los álabes del fan se convierten en una hélice. Esto requiere una turbina grande para mover el compresor y la hélice, y reduce el empuje proporcionado por la tobera. Sin embargo, las hélices son más efectivas que los motores de chorro puros, y la mayor parte del aire circula a través de las hélices. Inicialmente limitados para aviones de velocidad baja y altura baja, se están estudiando nuevos diseños con un consumo de combustible más bajo que los de chorro y con velocidades competitivas.

2.7 ANÁLISIS EXERGÉTICO DE LOS AEROMOTORES

2.7.1 CONCEPTO DE EXERGÍA

Para comprender un análisis exergético es importante seguir un orden de desarrollo de diferentes procesos que obligatoriamente inician en el análisis de la primera ley de la termodinámica, como se observa en la figura 2.28

En el mencionado gráfico se observa que el análisis se lleva a cabo únicamente con respecto a calores añadidos y rechazados, para luego determinar el trabajo útil del ciclo térmico.

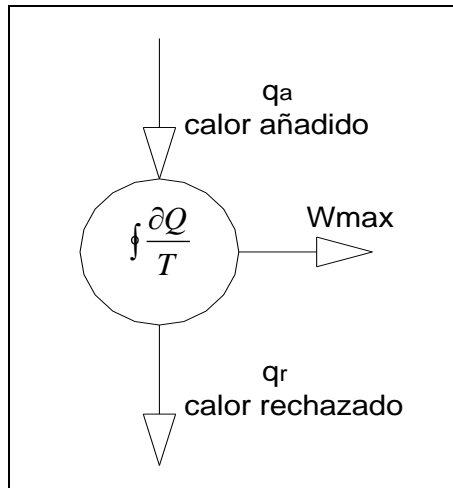


Figura 2.28 Proceso de trabajo por calor

En el caso de un sistema que funciona según la configuración del ciclo Brayton el calor añadido es representado por la etapa de combustión, mientras que el calor rechazado es todo aquel flujo de aire y combustible que es expulsado por el aeromotor hacia el ambiente, obsérvese en el gráfico 2.29.

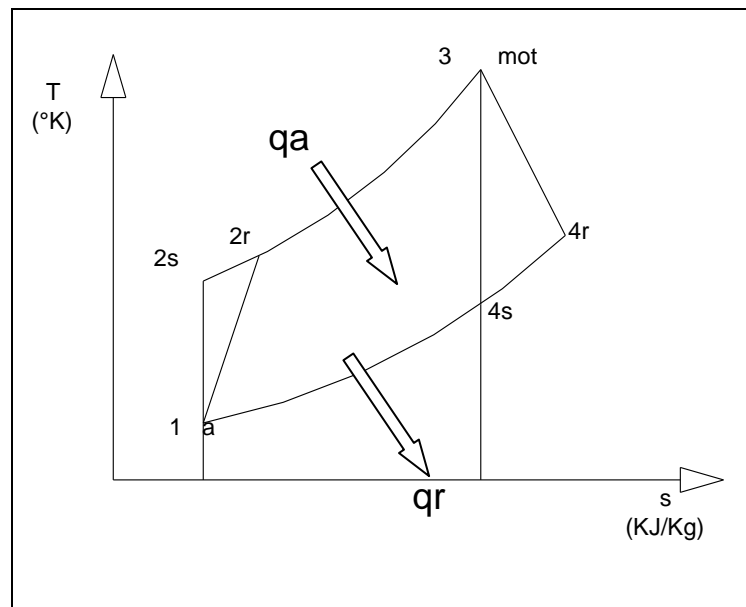


Figura 2.29 Calor añadido y rechazado del ciclo Brayton

El combustible (JP-1, JET A-1 y demás compuestos similares) para aeromotores de turbina a gas, aporta significativamente al proceso térmico

durante la obtención de trabajo mecánico útil, que para este caso se transforma en energía mecánica de tracción (por acción de las hélices) o fuerza de empuje generado por diferencia de presiones de entrada y salida del aeromotor.

Al realizar el correspondiente análisis exergético los parámetros de temperatura máxima que se generan y la temperatura del ambiente, aportan significativamente para determinar la disponibilidad de energía presente en el sistema, es decir, que al aplicar la segunda ley de la termodinámica se determina la diferencia entre trabajo neto con respecto al trabajo máximo de un sistema térmico.

De esto se obtiene la figura 2.30, en donde se ejemplifica gráficamente los limitantes de un balance energético y el campo de acción de un balance exergético.

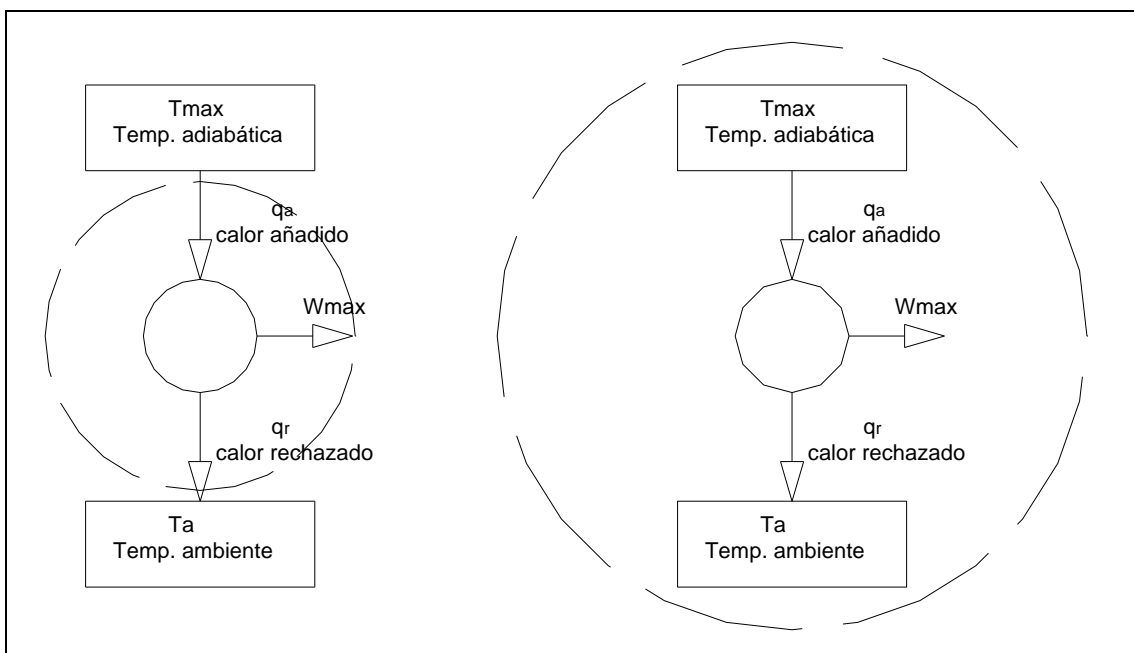


Figura 2.30 Diferencias entre balance energético y exergético

2.7.1.1 Concepto de medio ambiente

Todo sistema evoluciona cuando interactúa con su entorno, por lo que es importante distinguir entre los conceptos de medio ambiente y de entorno.

Se define el entorno como todo aquello que no estando incluido en el sistema está en contacto térmico con su superficie de intercambio (medio exterior cercano), mientras que el concepto de medio ambiente es mucho más amplio y se aplica a aquella región (medio exterior lejano) en la que sus propiedades intensivas son uniformes y no cambian significativamente como resultado del proceso que se efectúe, pudiéndose considerar a efectos térmicos como un cuerpo negro.

Las irreversibilidades se pueden considerar localizadas en el interior del sistema (irreversibilidades internas) o en su entorno inmediato (irreversibilidades externas).

El medio ambiente se supone libre de irreversibilidades, y se define como un sistema simple, compresible, de grandes dimensiones, que se mantiene siempre a una presión p_0 y temperatura T_0 uniformes, valores que pueden coincidir, o no, con las condiciones ambientales del entorno. Sus propiedades intensivas no se modifican, pero las extensivas como la energía interna U_a , entropía S_a y volumen V_a , pueden variar como resultado de la interacción con otros sistemas, estando relacionadas por la ecuación:

$$\Delta U_a = T_0 \Delta S_a - p_0 \Delta V_a \quad (2.40)$$

Las energías cinética y potencial se evalúan con relación al medio ambiente, pudiéndose considerar que éste siempre se encuentra en reposo con respecto a cualquier otro sistema de referencia, por lo que cualquier modificación en su energía sólo puede ser debida a una variación de su energía interna.

2.7.1.2 Concepto de estado muerto

Si el estado de la materia que constituye el sistema cerrado, es diferente al del medio ambiente, existe la posibilidad de generar un trabajo. Sin embargo, a

medida que el sistema va evolucionando hacia el equilibrio con el medio ambiente, dicha posibilidad disminuye, desapareciendo por completo cuando se alcanza el equilibrio termodinámico; a este estado particular del sistema se le denomina estado muerto, y en esta situación el sistema cerrado se encuentra en reposo con relación al medio ambiente a la temperatura T_0 y presión p_0 . En el estado muerto, tanto el sistema cerrado como el medio ambiente poseen una cierta energía, pero el valor de su exergía es cero, ya que no es posible que se produzca un cambio espontáneo en el sistema cerrado o en el ambiente por cuanto no pueden existir interacciones entre ellos.

2.7.2 CÁLCULO DE LA EXERGÍA

La exergía de un volumen de control de flujo estacionario puede ser calculado mediante la expresión:

$$\phi = h - h_0 - T_0 (S - S_0) \quad (2.41)$$

Donde, s , es la entropía del sistema abierto. h , h_0 , son los valores de las entalpías de los diferentes estados del ciclo con respecto al estado muerto o temperatura ambiente.

Para finalizar no debe olvidar que la exergía es el trabajo máximo teórico que se puede realizar cuando el sistema evoluciona hasta alcanzar el equilibrio con el ambiente, (estado muerto), en interacción con una fuente de calor que esté restringida en función de una temperatura máxima, que para el caso del aeromotor es la temperatura de llama adiabática, y que el balance energético se encarga de analizar el trabajo neto presente en el ciclo.

CAPÍTULO 3

SISTEMA INDICADOR

3.1 GENERALIDADES DEL SISTEMA DE INDICACIÓN DE LOS AEROMOTORES.

El propósito de un instrumento es determinar e indicar el comportamiento de un proceso, debido a que las referencias o las medidas obtenidas exponen al usuario características especiales de funcionamiento de los diferentes elementos de un proceso operativo, en definitiva los instrumentos permiten determinar referencias operativas tanto normales como las anormales, permitiendo de esta forma tomar acciones tanto de control como de alerta en caso de suscitarse anomalías crecientes.

El proyecto directamente se basa en datos proporcionados por el sistema de indicación de los aeromotores. Los mismos que se enumeran a continuación:

- Sistema indicador tacómetro
- Sistema indicador de temperatura
- Sistema indicador de torque
- Sistema indicador del flujo de combustible
- Sistema indicador del empuje

Todos estos parámetros permiten observar la operación específica con respecto al sistema aeromotor, los parámetros relacionados con la temperatura de aceite se consideran de poca relevancia debido a que esta temperatura adquirida es del aceite en el depósito, es decir que proporciona la temperatura del aceite luego de haber sido sometido a una serie de intercambiadores después de haber lubricado a todo el aeromotor.

3.2 SISTEMA INDICADORES DE PARÁMETROS PRINCIPALES DE OPERACIÓN DEL AEROMOTOR

3.2.1 SISTEMA INDICADOR DE TEMPERATURA

Este sistema de indicación permite al usuario conocer los valores entre los cuales el proceso desarrolla su trabajo, los parámetros que son considerados por el fabricante son los gases emanados de la cámara de combustión, temperatura del aceite y combustible en sus respectivos depósitos.

Para el análisis del proyecto se ha considerado únicamente la temperatura de los gases emanados a la salida de la cámara de combustión para la debida aplicación de balances de energía por la segunda ley de la termodinámica.

Por razones de diseño, la ubicación del conjunto de termopares en todo aeromotor es entre la cámara de combustión y la sección de turbina propiamente dicha, ya que es importante controlar los rangos permisibles del material utilizado en la construcción del conjunto de álabes de la turbina del sistema. En definitiva es una forma de controlar y evitar temperaturas que puedan afectar al material de dicha etapa del aeromotor. La temperatura en muchos de los casos es reducida a los límites permitidos mediante la relación aire-combustible.

El sistema de indicación de temperatura está compuesto por un indicador y por un transmisor de señal, mismos que se encuentran ubicados en la cabina principal de pilotaje y en el aeromotor respectivamente, ambos elementos interactúan o comunican su señal mediante un cableado. En la figura 3.1 se puede observar por medio de una representación gráfica la configuración del conjunto de termopares.

El tipo de termopar utilizado para la operación de un aeromotor, suele ser el de tipo K (Chromel-Alumel), el mismo que cumplen con las especificaciones mostradas en la tabla 3.1

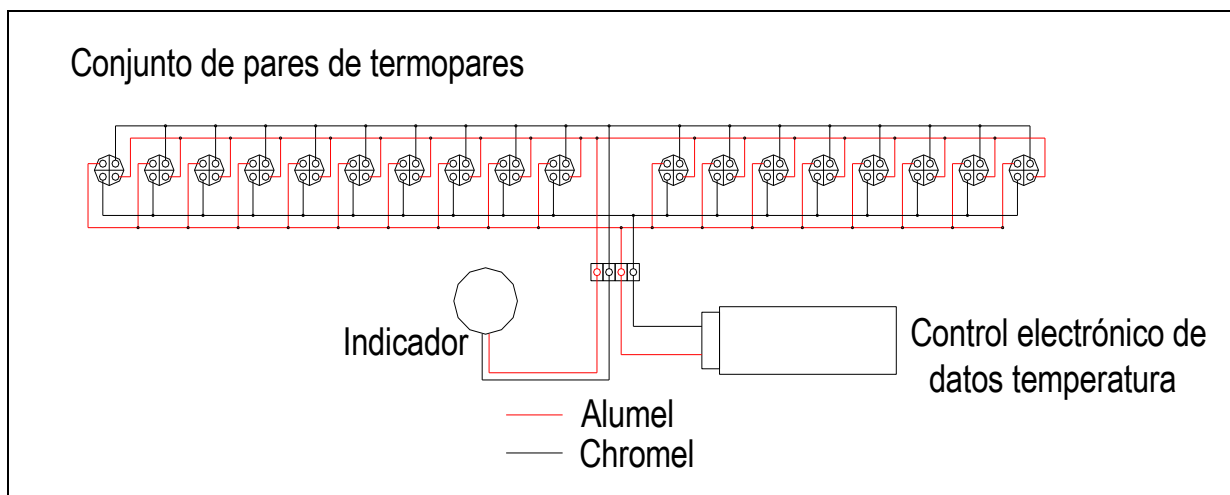


Figura 3.1 Esquema del funcionamiento y configuración de termopares

Tipo	Intervalo de medida	Límites de error del termopar			Cable de extensión		
		Clase 1	Clase 2	Clase 3	Temperatura	Límites de Error	
						Premium	Normal
K	- 40 a 1000°C - 40 a 1200°C - 200 a 40°C	$\pm 1,5 \text{ }^\circ\text{C}$ o $\pm 0,4 \%$	$\pm 2,5 \text{ }^\circ\text{C}$ o $\pm 0,75 \%$	$\pm 2,5 \text{ }^\circ\text{C}$ o $\pm 1,5\%$	0 – 200 °C	$\pm 1^\circ\text{C}$ o $\pm 0,75 \%$	$\pm 2^\circ\text{C}$ o $\pm 2,5 \%$

Tabla 3.1 Característica de operación de las termopares tipo K

El termopar tipo K es usado espacialmente en atmósferas oxidantes y a temperaturas de trabajo entre 500 y 1250 °C. No debe ser utilizado en atmósferas reductoras ni sulfurosas a menos que sea protegido con un tubo de protección.

Como características principales del indicador de temperatura se pueden citar las siguientes:

- Un instrumento analógico puede alcanzar una precisión máxima de ± 1 %.
- Existe influencia de la variaciones de resistencias con la temperatura de los cables de compensación.
- Se puede compensar la temperatura ambiente por medio de un termistor o una espiral bimetálica.
- Las vibraciones gastan los apoyos de la bobina móvil.
- Las piezas móviles son las bobina, espiral metálica y la espiral bimetálica.
- La posición debe ser horizontal.
- El control puede llevarse con equipos de prueba.
- La calibración debe considerar los parámetros del ambiente local, misma que no compensa perfectamente, influida por las variaciones de temperatura del cable de compensación.
- Para realizar la intercambiabilidad de campos de medida es necesario ajustar la resistencia de línea y la resistencia interna.
- Las facilidades de lectura a distancia es normal.
- El precio es bajo con respecto a un sistema digital.

Es importante mencionar que por el hecho de estar trabajando con señales eléctricas ese debe tomar en cuenta la existencia de corrientes parásitas alternas de alta frecuencia o por existencia de histéresis, efectos que son controlados por resortes de suspensión los mismos que proporcionan un amortiguamiento normal que filtra muy bien las señales.

Ahora tratando el tema de los cables de conexión o extensión entre los termopares y el instrumento es importante que tengan propiedades similares a la de los termopares hasta ciertos límites de (0 – 200 °C) y son más económicos. Con respecto a los termopares utilizados en el aeromotor que son de tipo K determinan que el cable de extensión sea de tipo K.

Para finalizar es importante recordar que un termopar es susceptible al ruido eléctrico industrial debido a que durante su funcionamiento puede generar

tensiones de 2 a 50 mV y si se encuentran en un entorno donde las máquinas eléctricas (motores) pueden crear cientos de mili voltios en el cable de conexión, de aquí que los cables de conexión estén entorchados dentro de una funda metálica que se pone a tierra, y que en la mitad de la unión esté puesta a tierra, y que el amplificador tenga una buena relación señal / ruido.

3.2.2 SISTEMA DE FLUJO DE COMBUSTIBLE

Es importante indicar que existe una relación de trabajo entre la temperatura y la Unidad de Control de Combustible (FCU) del sistema de todo aeromotor, así de esta manera se realizan comparaciones de operación que permite que el flujo de combustible sea de forma proporcional a una aceleración y esta aceleración tenga una temperatura correspondiente, configurando de esta forma un foco de alerta que determine la existencia de algún problema o cuando el algoritmo de operación no sea el correcto, activando así rápidamente un sistema de alarmas que gobiernan el funcionamiento de la bomba de combustible, evitando de esta forma acumulación de combustible dentro del aeromotor ya que esto puede provocar explosiones internas y como consecuencia sobretemperaturas que pueden afectar tanto a la camisa de cada cámara de combustión como a los álabes de la turbina de la primera etapa.

A continuación se analiza en una forma simple el funcionamiento del flujómetro

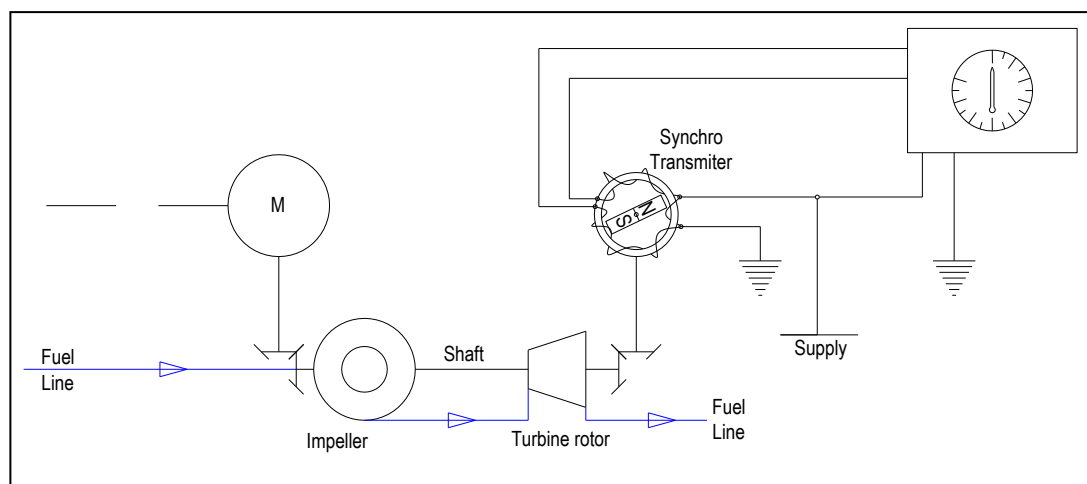


Figura 3.2 Esquema de funcionamiento del instrumento de flujo de combustible

Como se puede observar en la figura 3.2, existe una relación de funcionamiento entre rotor impulsor y la turbina que desarrollan el medidor de flujo del combustible (cabe mencionar que todo este conjunto se encuentra ensamblado dentro de la cañería del paso o línea del combustible). Aplicando de esta forma el principio de medidores de momento angular.

Los medidores de momento angular se basan en el principio de conservación del momento angular de los fluidos (anexo 2), esto se justifica en los siguientes pasos:

La segunda ley de Newton $Z = I\alpha$,

Donde:

$$Z = \text{par}$$

$I = \text{momento de inercia}$

$\alpha = \text{aceleración angular}$

y,

$$I = mr^2, \quad H = I\omega$$

se obtiene:

$$\frac{m}{t} = \frac{Z}{r^2\omega}$$

en las que:

$H = \text{momento angular}$

$m = \text{masa}$

$t = \text{tiempo}$

$r = \text{radio}$

$\omega = \text{velocidad angular}$

Luego, si al fluido se le comunica un momento angular, y se mantiene la velocidad constante angular, la medición del par producido permitirá determinar el caudal de masa ya que r^2 es constante en el sistema.

El medidor de momento angular consiste en un rotor radial con canales de paso del fluido, que gira a una velocidad constante por acoplamiento magnético con un motor síncrono, comunicando al fluido un momento angular.

La turbina adyacente al rotor impulsor elimina el momento angular del fluido y recibe un par proporcional al mismo. La turbina está frenada por un resorte y su posición angular es proporcional al par dando la medida del caudal de masa.

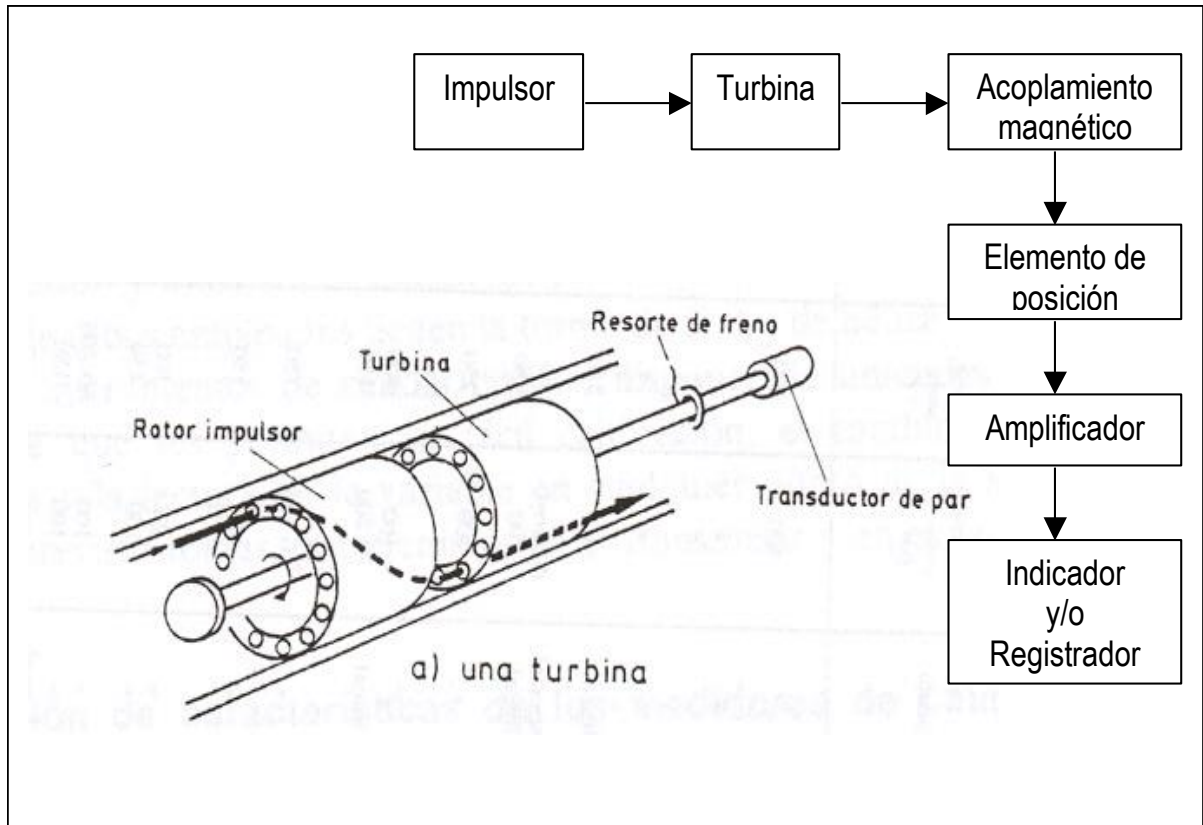


Figura 3.3 Esquema de funcionamiento del flujómetro

Este sistema de medida es sencillo comparado con otros métodos para la obtención del caudal verdadero, pero es inexacto para caudales bajos, solo puede medir caudales en un solo sentido y es incapaz de medir variaciones rápidas en el caudal.

Este medidor de momento angular es utilizado en los aeromotores para medir el caudal del combustible y tiene una precisión de $\pm 1\%$ del valor leído, con un intervalo de medida de caudales entre el valor máximo y el mínimo de 5 a 1.

3.2.3 SISTEMA INDICADOR DE PRESIÓN DE TORQUE

Este sistema es utilizado especialmente en aeronaves impulsadas por aeromotores tipo turbo hélice (turboprop) por medio del cual se puede definir la

media del par torsional transferido del eje de sección de poder (turbina de gas) al eje de la caja reductora de la hélice.

Este sistema mide la fuerza de salida producida por el eje de la sección de potencia del aeromotor, este instrumento mide de forma precisa la deflexión torsional entre eje de la caja reductora y el eje del aeromotor.

Con respecto a los principios del transmisor se encuentran el manejo de señales magnéticas de referencia, así como transductores a base de diafragmas. En la figura 3.4(a) se observa la configuración del sistema indicador de torque, y en la figura 3.4(b) se observa el principio de funcionamiento de los transmisores de torque.

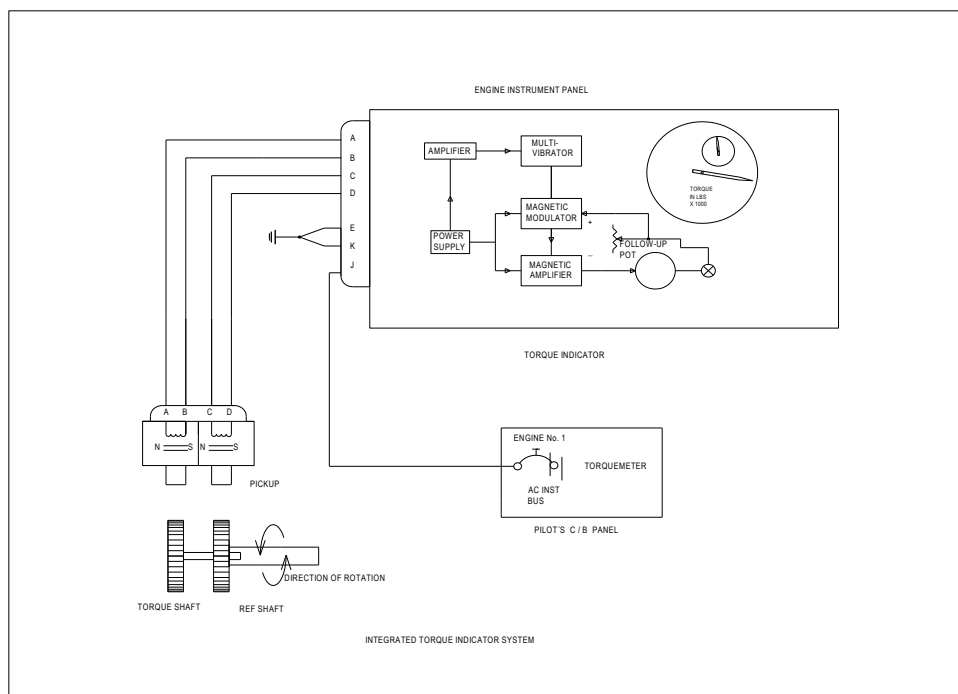


Figura 3.4a Esquema de funcionamiento del torquímetro

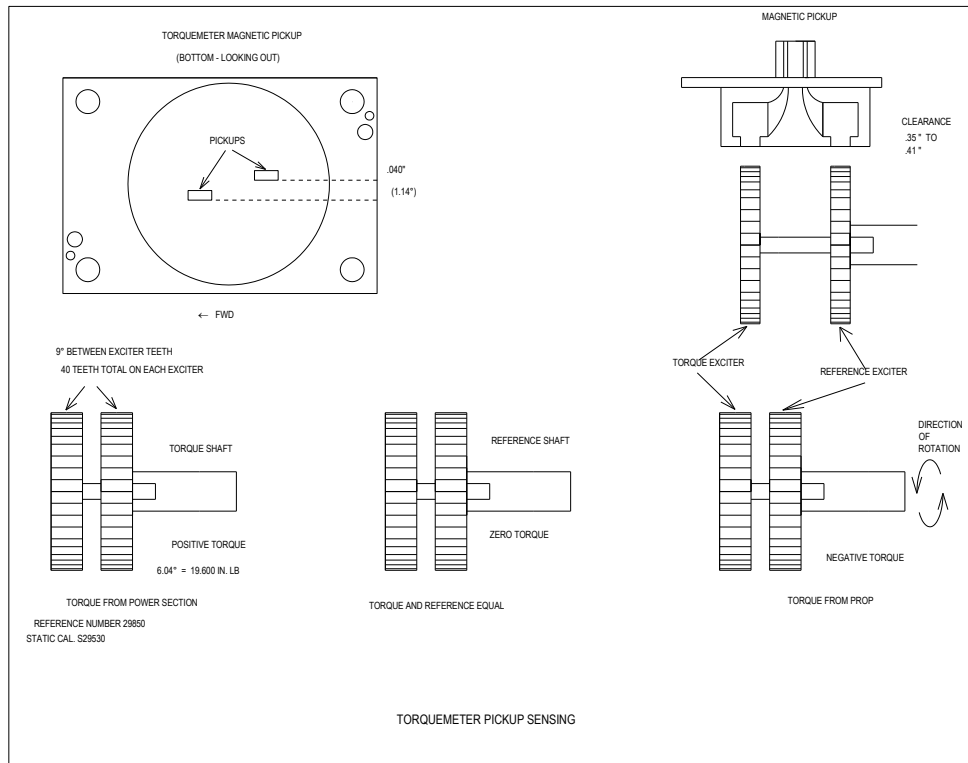


Figura 3.4b Esquema de funcionamiento del torquímetro

3.2.4 SISTEMA DE VELOCIDAD DE ROTACIÓN (RPM)

Este sistema indicador de un aeromotor se encuentra conformado por un transmisor de voltaje DC el cual es un generador, mismo que envía su señal hacia un indicador que es prácticamente cumple las funciones de un voltímetro y cuya tensión generada es representada por un número de terminado de revoluciones por minuto.

El generador no se encuentra directamente conectado al eje de rotación de la turbina de gas del aeromotor, debido a que la velocidad angular, que es elevada, podría dañar los sistemas en un periodo de corta operación, y para evitar tales circunstancias se ha diseñado medios alternos que permitan tomar esta señal de un sistema reductor y en función de este determinar relaciones proporcionales que expresen de una forma más fácil y segura los fenómenos ocurridos en el eje principal de la sección de la turbina de gas.

Ya entrando directamente en el método aplicado para obtener la información del estamos tratando con un principio basado en un dínamo tacométrico, el mismo que tiene un funcionamiento al generador de corriente directa.

Teóricamente los tacogeneradores o tacómetros de alterna son similares, en su fundamento, a un generador de energía eléctrica. Se dispone un circuito de N espiras con un movimiento relativo respecto a un campo fijo de densidad de flujo \vec{B} , y el circuito gira con una velocidad angular ω , la tensión inducida será:

$$e = -N \frac{d\Phi}{dt} = -N \frac{d(BA \cos \theta)}{dt} = NBA \operatorname{sen} \theta \frac{d\theta}{dt}$$

Dado que $\omega = \frac{d\theta}{dt}$, se tiene:

$$e = NBA \omega \operatorname{sen} \int \omega dt$$

Sí ω es constante;

$$E = NBA \omega \operatorname{sen} \omega t$$

La salida es por tanto en forma de tensión variable tanto en amplitud como en frecuencia. Esto hace que una disposición de este tipo sea poco práctica, porque a velocidades bajas de rotación, la amplitud será pequeña.

Este enunciado se lo puede comprobar con el equipo de prueba y comprobación, mediante el cual la Sección de Instrumentos de Vuelo de la Escuadrilla AVRO monitorea sus equipos reportados. Especialmente cuando se observa el comportamiento de 0 a 2000 RPM (cabe mencionar que este equipo de instrumentos se encuentra acoplado a un reductor, por tanto las revoluciones transmitidas son muy bajas), lo cual se muestra en la figura 3.5.

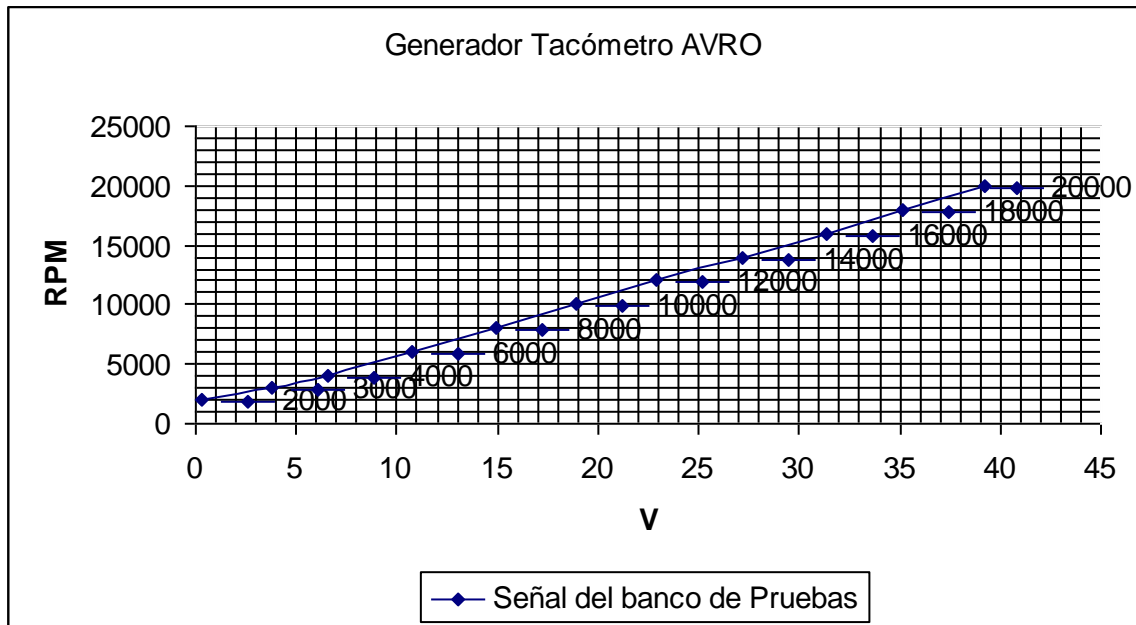


Figura 3.5 Señal generada por el transductor de RPM

El funcionamiento de un generador de corriente continua funciona de igual manera que un generador de alterna como se dijo anteriormente, solo que con una salida rectificadora, es decir que aquí se tiene una linealización especial y obtenido por sinterización, que crea un flujo magnético constante, y un circuito con varias espiras que gira en su seno y en el que induce una tensión. La conexión de salida se va conmutando periódicamente de forma que se obtiene una tensión continua cuya polaridad depende de la polaridad de la velocidad de giro y cuya amplitud es proporcional a ésta.

En la práctica la señal de un generador de corriente continua presenta una cierta ondulación debida a las asimetrías mecánicas (excentricidad, rotor no cilíndrico), magnéticas (anisotropía) o a causas eléctricas (contactos de las escobillas)

3.2.5 SISTEMA DE EPR (TASA DE PRESIÓN DEL AEROMOTOR)

Es importante señalar que el cociente de la presión producida en la tobera de escape del aeromotor y la presión del ambiente genera una variable que representa en definitiva el empuje efectivo aplicado sobre toda la aeronave.

Por medio de esta variable también se analiza el performance del aeromotor y sus efectos en el empuje y uso de combustible, el cociente de presión, siendo una medida de cuánto se amplía el gas, determina cuánta energía térmica se convierte en energía mecánica.

Para efectos de operación exclusivamente del motor JT12A-8N, es necesario que el EPR esté en el rango de 2.1 a 2.2, la figura 3.6 indica las variables consideradas que determinan este rango especificado, las diferentes tablas de calibración y ajuste se encuentran en el anexo 11.

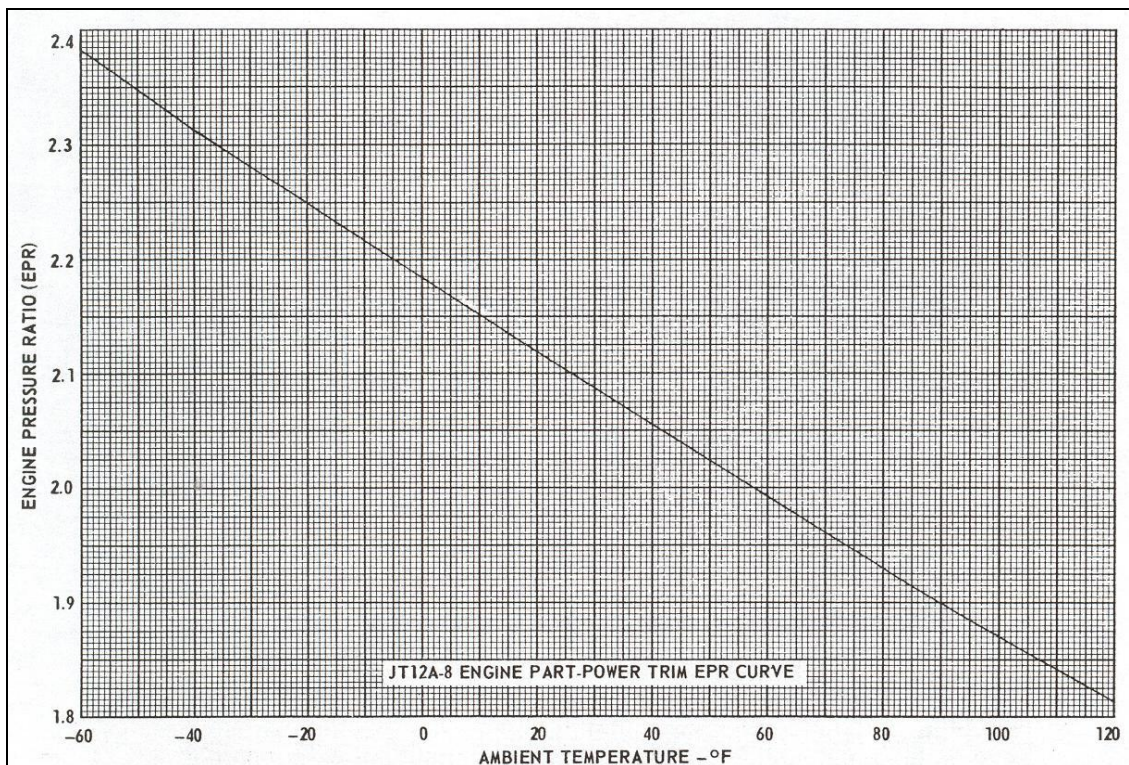


Figura 3.6 Curva de calibración de EPR (Engine Pressure Ratio)

3.3 ESPECIFICACIONES Y RANGOS DE OPERACIÓN NORMALES DE LOS AEROMOTORES

En lo que corresponde a parámetros de funcionamiento de cada aeromotor es importante definir diferentes estados que son esenciales para su correspondiente estudio de comportamientos, estos estados a definir representan a situaciones en las cuales los diferentes aeromotores son sometidos a esfuerzos intensos, esfuerzos que pueden demostrar la existencia de cierta tendencia que pueda representar en un futuro alguna falla y por ende

represente tanto un problema de largo plazo de solución como un problema dentro de todo un sistema operativo de transporte aéreo.

Los instantes en que los aeromotores muestran indicios de mal funcionamiento son las siguientes etapas:

- Al iniciar su funcionamiento (START)
- Al mantenerse en estado estable sin aceleración (IDLE)
- Al momento de aplicar una potencia para el despegue (TAKE-OFF)

Y a su vez se puede encontrar que existen otras etapas que son sin duda de importancia pero abarcan otros parámetros adicionales de altura, temperatura y presión que son proporcionados por el medio en el cual se desarrolle la operación del vuelo.

3.3.1 PARÁMETROS DE AEROMOTOR T56-A-15

En esta sección se exponen tablas utilizadas para registro y archivo de los principales parámetros de funcionamiento, esta configuración de tablas ha sido considerada como modelo a seguir en la administración de datos en las diferentes secciones de mantenimiento de motores de las escuadrillas de aeronaves asignadas al Ala de Transportes No.11.

La tabla 3.2 contiene información referente a parámetros estándar del aeromotor T56-A-15 correspondiente a la aeronave tipo C-130, la misma que indica tres parámetros analizados frecuentemente. En este punto es válido indicar que se debe contar con otras variables que permitan realizar un estudio minucioso del comportamiento de estos sistemas aeromotores, en los cuales debe constatar entre muchos parámetros algunos tales como:

- **Frecuencias de consumo de aceite y/o lubricantes.**
- **Número de ciclos.**
- **Temperatura de aceite (antes de su ingreso a los diferentes sistemas de intercambiadores de calor).**
- **Temperatura del combustible tanto en almacenamiento como después de haber cruzado el intercambiador de calor tipo tubo coraza (combustible-aceite).**

- Verificación de torque o variaciones de torque con respecto a las diferentes tablas de corrección (Trim) en función de la evolución de las RPM tanto del eje principal, como en función de las RPM que se generan en la caja reductora.

En definitiva se debe asignar personal especialmente al estudio y seguimiento del funcionamiento de un aeromotor sin descuidar la debida actualización que debe llevarse en el correspondiente Logbook (Libro de vida de conjunto y componentes).

		TIT		RPM	
		°C	°F	engine	(Lbs/H)
TAKE – OFF		1970	1077	13820	2460
NORMAL		1850	1010	13820	2256
Adi	Militar	1920	1049	13820	2373
Adi	-	-	-	-	-
Adi	-	-	-	-	-
90%%		1754	-	13820	2094
75%%		1610	-	13820	1850
GROUND IDLE		1060	-	13500	900
GROUND START		1150	-	10300	530

Tabla 3.2 Parámetros de funcionamiento del aeromotor T56-A-15

3.3.2 PARÁMETROS DEL AEROMOTOR DART MK 534-2

La tabla 3.3 contiene información referente a parámetros estándar del aeromotor Dart MK 534-2 correspondiente a la aeronave tipo AVRO, la misma que indica tres parámetros analizados frecuentemente.

TGT (°C) (°C)	RPM	TORQUE	
		(lb.ft)	psig

TAKE - OFF	725	-	15000	1620	53,3
	695	-	14500	-	-
Reversa Máxima	725	-	38100	1628 (7)	53,3 (7)
Aceleración	825	6	38500	2100 (6)	68,7 (6)
GROUND IDLE	660	5	-	-	-
GROUND START	1090	(6) (8)	-	-	-

Tabla 3.3 Parámetros de funcionamiento del aeromotor Dart Mk 534-2

3.3.3 PARÁMETROS DEL AEROMOTOR PT6A-27

La tabla 3.4 contiene información referente a parámetros estándar del aeromotor PT6A-27 correspondiente a la aeronave tipo TWIN OTTER, la misma que indica tres parámetros analizados frecuentemente.

	T5 (°C)	RPM (%)		TORQUE	
		GG	NP	(lb.ft)	psig
TAKE - OFF	725	98	99	1620	53,3
	695	97	96	-	-
Reversa Máxima	725	98	95	1628 (7)	53,3 (7)
Aceleración	825	99	99	2100 (6)	68,7 (6)
GROUND IDLE	660	-	-	-	-
GROUND START	1090	-	-	-	-

Tabla 3.4 Parámetros de funcionamiento del aeromotor PT6A-27

3.3.4 PARÁMETROS DEL AEROMOTOR JT12A-8N

La tabla 3.4 contiene información referente a parámetros estándar del aeromotor JT12A-8N correspondiente a la aeronave tipo SABRELINER, la misma que indica tres parámetros analizados frecuentemente.

TIT		RPM	EPR
°C	°F	%	

TAKE – OFF	1970	1077	99	2.2
NORMAL	1850	1010	98	2.1
GROUND IDLE	1060		98	2.0
GROUND START	1150		90	2.0

Tabla 3.5 Parámetros de funcionamiento del aeromotor JT12A-8N

CAPÍTULO 4

TOMA DE DATOS

4.1 DETERMINACIÓN DE LAS ETAPAS DE FUNCIONAMIENTO

Las variables y parámetros de operación que permiten realizar el estudio del comportamiento de los aeromotores tienen que determinarse dentro de momentos e instantes que sean relevantes y que a su vez se puedan comparar con parámetros recomendados por el fabricante.

Los estados referidos son los siguientes:

- Start (Arranque)
- IDLE (Relantí)
- Take off (Despegue)

Cada uno de estos estados han sido determinados por ser puntos de comprobación desde el encendido hasta sus verificaciones de operación durante el despegue de la aeronave, es decir, que hay que registrarse en los instantes en los cuales el aeromotor sufre los mayores esfuerzos tanto mecánicos como térmicos al iniciar su operación.

Durante esta etapa se tiene que tomar muy en cuenta condiciones ambientales y su influencia dentro de la adquisición de los datos.

A continuación se expondrá los datos tomados mediante la ayuda del personal de tripulantes de las distintas aeronaves.

4.2 ADQUISICIÓN DE DATOS RELATIVOS

Para cada estado analizado, se muestra un cuadro en donde se puede ver dos ejemplos de los datos que se han tomado; el resto de los datos se los puede observar en cada cuadro con su correspondiente anexo.

4.2.1 ESTADO START

4.2.1.1 Información relativa al aeromotor T56-A-15

La tabla 4.1 representa una muestra resumida de los datos tomados durante el encendido en las diversas corridas de motores (T56-A-15), tomando en cuenta que se han adicionado nuevos parámetros necesarios para realizar un análisis en el cual se considera factores ambientales. Los cuadros de datos obtenidos se encuentran en el anexo 3.

Parámetro		Unidad	Dato 1	Dato 2
Condiciones Ambientales	Temperatura	[°C]	18	18
	Altura	[Ft]	9350.39	9350.39
	Presión	[psi]	15	14.896
	observaci _{nave}	[Knot]	0	0
Engine	Temperatura _{eng}	[°C]	665	655
	Torque	[Lb.in]	1200	1000
	RPM	%	72.2	72
Fuel	Temperatura	[°C]	-	-
	Flow	[Lb/Hr]	500	510
	Consumo aprox.	[Lb]	40	40.8
Oil	Temperatura	[°C]	-	-
	Presión	[Psi]	-	-

Tabla 4.1 Hoja de datos obtenidos durante el encendido del aeromotor T56-A-15

4.2.1.2 Información relativa al aeromotor Dart MK 534-2

La tabla 4.2 representa una muestra resumida de los datos tomados durante el encendido en las diversas corridas de motores (Dart MK 534-2), tomando en cuenta que se han adicionado nuevos parámetros necesarios para realizar un análisis en el cual se considera factores ambientales. Los cuadros de datos obtenidos se encuentran en el anexo 4.

Parámetro		Unidad	Dato 1	Dato 2
Condiciones Ambientales	Temperatura	[°C]	18	17.8
	Altura	[Ft]	9350.39	9350.39
	Presión	[psi]	14.8968	14.8968
	observaci _{nave}	[Knot]	0	0
Engine	Temperatura _{eng}	[°C]	720	680
	Presión de Torque	[PSI]	10800	10800
	RPM	%	3200	3200
Fuel	Temperatura	[°C]	-	-
	Flow	[Lb/Hr]	300	320
	Consumo aprox.	[Lb]	24	25.6
Oil	Temperatura	[°C]	30	30
	Presión	[Psi]	18	17

Tabla 4.2 Hoja de datos obtenidos durante el encendido del aeromotor DartMK 534-2

4.2.1.3 Información relativa al aeromotor PT6A-27

La tabla 4.3 representa una muestra resumida de los datos tomados durante el encendido en las diversas corridas de motores (PT6A-27), tomando en cuenta que se han adicionado nuevos parámetros necesarios para realizar un análisis en el cual se considera factores ambientales. Los cuadros de datos obtenidos se encuentran en el anexo 5.

Parámetro		Unidad	Dato 1	Dato 2
Condiciones Ambientales	Temperatura	[°C]	14.85	14
	Altura	[Ft]	9350.39	9350.39
	Presión	[psi]	14.9	14.8968
	observaci _{nave}	[Knot]	0	0
Engine	Temperatura _{eng}	[°C]	550	500
	Presión de Torque	[PSI]	10	10
	RPM	%	64	64

Fuel	Temperatura	[°C]	-	-
	Flow	[Lb/Hr]	100	100
	Consumo aprox.	[Lb]	8	8
Oil	Temperatura	[°C]	70	70
	Presión	[Psi]	95	95

Tabla 4.3 Hoja de datos obtenidos durante el encendido del aeromotor PT6A-27

4.2.1.4 Información relativa al aeromotor JT12A-8N

La tabla 4.4 representa una muestra resumida de los datos tomados durante el encendido en las diversas corridas de motores (JT12A-8N), tomando en cuenta que se han adicionado nuevos parámetros necesarios para realizar un análisis en el cual se considera factores ambientales. Los cuadros de datos obtenidos se encuentran en el anexo 6.

Parámetro		Unidad	Dato 1	Dato 2
Condiciones Ambientales	Temperatura	[°C]	12.8	13
	Altura	[Ft]	9350.39	9350.39
	Presión	[psi]	15	14.73
	observaci _{nave}	[Knot]	0	0
Engine	Temperatura _{eng}	[°C]	380	360
	Torque		460	525
	RPM	%	104.2	105
Fuel	Temperatura	[°C]	525	525
	Flow	[Lb/Hr]	320	320
	Consumo aprox.	[Lb]	25.6	25.6
Oil	Temperatura	[°C]	-	-
	Presión	[Psi]	35	32

Tabla 4.4 Hoja de datos obtenidos durante el encendido del aeromotor JT12A-8N

4.2.2 ESTADO IDLE

4.2.2.1 Información relativa al aeromotor T56-A-15

La tabla 4.5 representa una muestra resumida de los datos tomados durante el estado neutro (relantí) en las diversas corridas de motores (T56-A-15), tomando en cuenta que se han adicionado nuevos parámetros necesarios para realizar un análisis en el cual se considera factores ambientales. Los cuadros de datos obtenidos se encuentran en el anexo 3.

Parámetro		Unidad	Dato 1	Dato 2
Condiciones Ambientales	Temperatura	[°C]	18	18
	Altura	[Ft]	9350.39	9350.39
	Presión	[psi]	15	14.896
	observaci _{nave}	[Knot]	0	0
Engine	Temperatura _{eng}	[°C]	620	600
	Torque		1600	1600
	RPM	%	97.5	97
Fuel	Temperatura	[°C]	-	-
	Flow	[Lb/Hr]	650	660
	Consumo aprox.	[Lb]	195	198
Oil	Temperatura	[°C]	-	-
	Presión	[Psi]	-	-

Tabla 4.5 Hoja de datos obtenidos durante el estado neutro del aeromotor T56-A-15

4.2.2.2 Información relativa al aeromotor Dart MK 534-2

La tabla 4.6 representa una muestra resumida de los datos tomados durante el estado neutro (relantí) en las diversas corridas de motores (DartMK 534-2), tomando en cuenta que se han adicionado nuevos parámetros necesarios para

realizar un análisis en el cual se considera factores ambientales. Los cuadros de datos obtenidos se encuentran en el anexo 4.

Parámetro		Unidad	Dato 1	Dato 2
Condiciones Ambientales	Temperatura	[°C]	18	17.8
	Altura	[Ft]	9350.39	9350.39
	Presión	[psi]	14.8968	14.8968
	observaci _{nave}	[Knot]	0	0
Engine	Temperatura _{eng}	[°C]	480	520
	Torque		11500	11500
	RPM	%	7600	7500
Fuel	Temperatura	[°C]	-	-
	Flow	[Lb/Hr]	350	325
	Consumo aprox.	[Lb]	105	97.5
Oil	Temperatura	[°C]	90	90
	Presión	[Psi]	9	8.9

Tabla 4.6 Hoja de datos obtenidos durante el estado neutro del aeromotor DartMK 534-2

4.2.2.3 Información relativa al aeromotor PT6A-27

La tabla 4.7 representa una muestra resumida de los datos tomados durante el estado neutro (relantí) en las diversas corridas de motores (PT6A-27), tomando en cuenta que se han adicionado nuevos parámetros necesarios para realizar un análisis en el cual se considera factores ambientales. Los cuadros de datos obtenidos se encuentran en el anexo 5.

Parámetro		Unidad	Dato 1	Dato 2
Condiciones Ambientales	Temperatura	[°C]	14.85	15
	Altura	[Ft]	9350.39	9350.39
	Presión	[psi]	14.9	14.8968
	observaci _{nave}	[Knot]	0	0

Engine	Temperatura eng	[°C]	400	400
	Torque		10	10
	RPM	%	64	64
Fuel	Temperatura	[°C]	-	-
	Flow	[Lb/Hr]	105	105
	Consumo aprox.	[Lb]	31.5	31.5
Oil	Temperatura	[°C]	72	72
	Presión	[Psi]	95	95

Tabla 4.7 Hoja de datos obtenidos durante el estado neutro del aeromotor PT6A-27

4.2.2.4 Información relativa al aeromotor JT12A-8N

La tabla 4.8 representa una muestra resumida de los datos tomados durante el estado neutro (relantí) en las diversas corridas de motores (JT12A-8N), tomando en cuenta que se han adicionado nuevos parámetros necesarios para realizar un análisis en el cual se considera factores ambientales. Los cuadros de datos obtenidos se encuentran en el anexo 6.

Parámetro		Unidad	Dato 1	Dato 2
Condiciones Ambientales	Temperatura	[°C]	12.8	13
	Altura	[Ft]	9350.39	9350.39
Engine	Presión	[psi]	15	14.73
	observaci _{nave}	[Knot]	0	0
	Temperatura eng	[°C]	430	400
Fuel	EPR	-	2.2	2.1
	RPM	%	42	42
	Temperatura	[°C]	550	560
Fuel	Flow	[Lb/Hr]	400	500
	Consumo aprox.	[Lb]	120	150

Oil	Temperatura	[°C]	-	-
	Presión	[Psi]	34	31

Tabla 4.8 Hoja de datos obtenidos durante el estado neutro del aeromotor JT12A-8N

4.2.3 ESTADO TAKE OFF

4.2.3.1 Información relativa al aeromotor T56-A-15

La tabla 4.9 representa una muestra resumida de los datos tomados durante el estado de mayor esfuerzo del motor (simulación de decolaje) en las diversas corridas de motores (T56-A-15), tomando en cuenta que se han adicionado nuevos parámetros necesarios para realizar un análisis en el cual se considera factores ambientales. Los cuadros de datos obtenidos se encuentran en el anexo 3.

Parámetro		Unidad	Dato 1	Dato 2
Condiciones Ambientales	Temperatura	[°C]	18	18
	Altura	[Ft]	9350.39	9350.39
	Presión	[psi]	15	14.896
	observaci _{nave}	[Knot]	0	0
Engine	Temperatura _{eng}	[°C]	1077	1080
	Torque		14700	14600
	RPM	%	100	100
Fuel	Temperatura	[°C]	-	-
	Flow	[Lb/Hr]	1800	1800
	Consumo aprox.	[Lb]	90	90
Oil	Temperatura	[°C]	-	-
	Presión	[Psi]	-	-

Tabla 4.9 Hoja de datos obtenidos a máxima potencia del aeromotor T56-A-15

4.2.3.2 Información relativa al aeromotor Dart MK 534-2

La tabla 4.10 representa una muestra resumida de los datos tomados durante el estado de mayor esfuerzo del motor (simulación de descolaje) en las diversas corridas de motores (Dart MK 534-2), tomando en cuenta que se han adicionado nuevos parámetros necesarios para realizar un análisis en el cual se considera factores ambientales. Los cuadros de datos obtenidos se encuentran en el anexo 4.

Parámetro		Unidad	Dato 1	Dato 2
Condiciones Ambientales	Temperatura	[°C]	18	17.8
	Altura	[Ft]	9350.39	9350.39
	Presión	[psi]	14.8968	14.8968
	observaci _{nave}	[Knot]	0	0
Engine	Temperatura _{eng}	[°C]	820	820
	Torque		-	-
	RPM	%	15000	15000
Fuel	Temperatura	[°C]	-	-
	Flow	[Lb/Hr]	1000	1000
	Consumo aprox.	[Lb]	50	50
Oil	Temperatura	[°C]	75	80
	Presión	[Psi]	17	15

Tabla 4.10 Hoja de datos obtenidos a máxima potencia del aeromotor Dart MK 534-2

4.2.3.3 Información relativa al aeromotor PT6A-27

La tabla 4.11 representa una muestra resumida de los datos tomados durante el estado de mayor esfuerzo del motor (simulación de descolaje) en las diversas corridas de motores (PT6A-27), tomando en cuenta que se han adicionado nuevos parámetros necesarios para realizar un análisis en el cual se considera factores ambientales. Los cuadros de datos obtenidos se encuentran en el anexo 5.

Parámetro		Unidad	Dato 1	Dato 2
Condiciones	Temperatura	[°C]	14.85	15

Ambientales	Altura	[Ft]	9350.39	9350.39
	Presión	[psi]	14.9	14.8968
	observaci _{nave}	[Knot]	0	0
Engine	Temperatura _{eng}	[°C]	520	520
	Torque		38	38
	RPM	%	101	99
Fuel	Temperatura	[°C]	-	-
	Flow	[Lb/Hr]	300	320
	Consumo aprox.	[Lb]	15	16
Oil	Temperatura	[°C]	75	75
	Presión	[Psi]	90	90

Tabla 4.11 Hoja de datos obtenidos a máxima potencia del aeromotor PT6A-27

4.2.3.4 Información relativa al aeromotor JT12A-8N

La tabla 4.12 representa una muestra resumida de los datos tomados durante el estado de mayor esfuerzo del motor (simulación de descolaje) en las diversas corridas de motores (JT12A-8N), tomando en cuenta que se han adicionado nuevos parámetros necesarios para realizar un análisis en el cual se considera factores ambientales. Los cuadros de datos obtenidos se encuentran en el anexo 6.

Parámetro		Unidad	Dato 1	Dato 2
Condiciones Ambientales	Temperatura	[°C]	12.8	13
	Altura	[Ft]	9350.39	9350.39
	Presión	[psi]	15	14.73
	observaci _{nave}	[Knot]	0	0
Engine	Temperatura _{eng}	[°C]	718	655
	Torque		-	-
	RPM	%	104.2	104.2
Fuel	Temperatura	[°C]	-	-

	Flow	[Lb/Hr]	1200	1100
	Consumo aprox.	[Lb]	60	55
Oil	Temperatura	[°C]	98	100
	Presión	[Psi]	45	42

Tabla 4.12 Hoja de datos obtenidos a máxima potencia del
aeromotor JT12A-8N

CAPÍTULO 5

ANÁLISIS DE COMPORTAMIENTO DE LOS AEROMOTORES

Debido a que el principal parámetro a analizar en todos los casos es la temperatura del aeromotor, se han realizado medidas de tendencia central y medidas de dispersión, las cuales sirven como guía para determinar el comportamiento y la tendencia de cada motor.

Las medidas de tendencia central que se han tomado en cuenta son: la media, mediana y moda; cuyos conceptos se detallan a continuación:

Media (μ).- Representa el promedio aritmético de un conjunto de observaciones.

$$\mu = \frac{\sum x}{N} \quad (5.1)$$

donde: $\sum x$ es la suma de los valores de todas las observaciones y N es el número de elementos de la población.

Mediana.- Es el punto situado a la mitad del conjunto de datos, medida de localización que divide al conjunto de datos en dos partes iguales.

$$\text{Mediana} = \left(\frac{n+1}{2}\right) \text{ésimo término del arreglo de datos.} \quad (5.2)$$

Donde: n es el número de elementos del arreglo

Moda.- Es el valor que más a menudo se repite en un conjunto de datos.

También se han tomado en cuenta medidas de dispersión, las descripciones más comprensivas de la dispersión son aquellas que tratan con la desviación promedio con respecto a alguna medida de tendencia central. La varianza y la

desviación estándar dan una distancia promedio de cualquier observación del conjunto de datos con respecto a la medida de la distribución

Rango.- Es la diferencia que existe entre el dato de mayor valor y el dato de menor valor de un conjunto de datos.

$$R = |x_{m\acute{a}x} - x_{m\acute{i}n}| \quad (5.3)$$

Varianza (σ^2) .- Medida de la distancia cuadrada promedio entre la media y cada observaci3n de la poblaci3n.

$$\sigma^2 = \frac{\sum(x - \mu)^2}{N} = \frac{\sum x^2}{N} - \mu^2 \quad (5.4)$$

donde, x es el elemento u observaci3n, μ es la media, y N el n3mero total de elementos de la poblaci3n.

Desviaci3n Est3ndar (σ).- Medida de dispersi3n con las mismas unidades que los datos originales, es la ra\z cuadrada del promedio de las distancias al cuadrado que van de las observaciones a la media.

$$\sigma = \sqrt{\sigma^2} = \sqrt{\frac{\sum(x - \mu)^2}{N}} = \sqrt{\frac{\sum x^2}{N} - \mu^2} \quad (5.5)$$

donde: σ^2 es la varianza de la poblaci3n.

5.1 CONTROL ESTAD\STICO DEL PROCESO EN LA ETAPA START

5.1.1 INFORMACI3N RELATIVA AL AEROMOTOR T56-A-15

Los datos que permiten generar la tabla 5.1 se encuentran ubicados en el anexo 3, correspondiente al estado start del aeromotor T56-A-15.

Medidas de Tendencia Central	
Media:	687,65625
Mediana	645
Moda:	655

Medidas de dispersión	
Rango	200
Varianza:	4898,361895
Desv. Estándar:	69,98829827

Tabla 5.1 Resumen estadístico de datos start del aeromotor T56-A-15

Observe que los datos corresponden únicamente al comportamiento de temperatura del aeromotor, ya que es el parámetro más relevante en el análisis que será realizado posteriormente en el capítulo 6.

5.1.2 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR DART MK 534-2

Los datos que permiten generar la tabla 5.2 se encuentran ubicados en el anexo 4, correspondiente al estado start del aeromotor Dart MK 534-2.

Medidas de Tendencia Central	
Media:	713,90625
Mediana	750
Moda:	720
Medidas de dispersión	
Rango	190
Varianza:	2233,44254
Desv. Estándar:	47,25931168

Tabla 5.2 Resumen estadístico de datos start del aeromotor Dart Mk 534-2.

Observe que los datos corresponden únicamente al comportamiento de temperatura del aeromotor, ya que es el parámetro más relevante en el análisis que será realizado posteriormente en el capítulo 6.

5.1.3 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR PT6A-27

Los datos que permiten generar la tabla 5.3 se encuentran ubicados en el anexo 5, correspondiente al estado start del aeromotor PT6A-27.

Medidas de Tendencia Central	
Media:	510
Mediana	500
Moda:	500
Medidas de dispersión	
Rango	50
Varianza:	241,9354839
Desv. Estándar:	15,55427542

Tabla 5.3 Resumen estadístico de datos start del aeromotor PT6A-27.

Observe que los datos corresponden únicamente al comportamiento de temperatura del aeromotor, ya que es el parámetro más relevante en el análisis que será realizado posteriormente en el capítulo 6.

5.1.4 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR JT12A-8N

Los datos que permiten generar la tabla 5.4 se encuentran ubicados en el anexo 6, correspondiente al estado start del aeromotor JT12A-8N.

Medidas de Tendencia Central	
Media:	370,3125
Mediana	370
Moda:	360

Medidas de dispersión	
Rango	30
Varianza:	119,2540323
Desv. Estándar:	10,92034946

Tabla 5.4 Resumen estadístico de datos start del aeromotor JT12-8N

Observe que los datos corresponden únicamente al comportamiento de temperatura del aeromotor, ya que es el parámetro más relevante en el análisis que será realizado posteriormente en el capítulo 6.

5.2 CONTROL ESTADÍSTICO DEL PROCESO EN LA ETAPA IDLE

5.2.1 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR T56-A-15

Los datos que permiten generar la tabla 5.5 se encuentran ubicados en el anexo 3, correspondiente al estado neutro (relantí) del aeromotor T56-A-15.

Medidas de Tendencia Central	
Media:	603,125
Mediana	605
Moda:	600
Medidas de dispersión	
Rango	40
Varianza:	118,9516129
Desv. Estándar:	10,90649407

Tabla 5.5 Resumen estadístico de datos de relantí del aeromotor T56-A-15

Observe que los datos corresponden únicamente al comportamiento de temperatura del aeromotor, ya que es el parámetro más relevante en el análisis que será realizado posteriormente en el capítulo 6.

5.2.2 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR DART MK 534-2

Los datos que permiten generar la tabla 5.6 se encuentran ubicados en el anexo 4, correspondiente al estado neutro (relantí) del aeromotor Dart MK 534-2.

Medidas de Tendencia Central	
Media:	500,78125
Mediana	502,5
Moda:	520
Medidas de dispersión	
Rango	40
Varianza:	225,9828629
Desv. Estándar:	15,0327264

Tabla 5.6 Resumen estadístico de datos de relantí del aeromotor Dart MK 534-2

Observe que los datos corresponden únicamente al comportamiento de temperatura del aeromotor, ya que es el parámetro más relevante en el análisis que será realizado posteriormente en el capítulo 6.

5.2.3 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR PT6A-27

Los datos que permiten generar la tabla 5.7 se encuentran ubicados en el anexo 5, correspondiente al estado neutro (relantí) del aeromotor PT6A-27.

Medidas de Tendencia Central	
Media:	397,96875
Mediana	400

Moda:	400
Medidas de dispersión	
Rango	40
Varianza:	64,28931452
Desv. Estándar:	8,018061768

Tabla 5.7 Resumen estadístico de datos de relantí del aeromotor PT6A-27

Observe que los datos corresponden únicamente al comportamiento de temperatura del aeromotor, ya que es el parámetro más relevante en el análisis que será realizado posteriormente en el capítulo 6.

5.2.4 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR JT12A-8N

Los datos que permiten generar la tabla 5.8 se encuentran ubicados en el anexo 6, correspondiente al estado neutro (relantí) del aeromotor JT12A-8N.

Medidas de Tendencia Central	
Media:	430,3125
Mediana	425
Moda:	400
Medidas de dispersión	
Rango	60
Varianza:	486,9959677
Desv. Estándar:	22,06798513

Tabla 5.8 Resumen estadístico de datos de relantí del aeromotor JT12A-8N

Observe que los datos corresponden únicamente al comportamiento de temperatura del aeromotor, ya que es el parámetro más relevante en el análisis que será realizado posteriormente en el capítulo 6.

5.3 CONTROL ESTADÍSTICO DEL PROCESO EN LA ETAPA TAKE OFF

5.3.1 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR T56-A-15

Los datos que permiten generar la tabla 5.9 se encuentran ubicados en el anexo 3, correspondiente al estado de máxima potencia del aeromotor T56-A-15.

Medidas de Tendencia Central	
Media:	1074,25
Mediana	1060,5
Moda:	1077
Medidas de dispersión	
Rango	30
Varianza:	61,67741935
Desv. Estándar:	7,853497269

Tabla 5.9 Resumen estadístico datos en máxima potencia del aeromotor T56-A-15

Observe que los datos corresponden únicamente al comportamiento de temperatura del aeromotor, ya que es el parámetro más relevante en el análisis que será realizado posteriormente en el capítulo 6.

5.3.2 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR DART MK 534-2

Los datos que permiten generar la tabla 5.10 se encuentran ubicados en el anexo 4, correspondiente al estado de máxima potencia del aeromotor Dart MK 534-2.

Medidas de Tendencia Central	
Media:	818,40625
Mediana	818
Moda:	820
Medidas de dispersión	
Rango	5
Varianza:	2,63608871
Desv. Estándar:	1,623603618

Tabla 5.10 Resumen estadístico datos en máxima potencia del aeromotor Dart MK 534-2

Observe que los datos corresponden únicamente al comportamiento de temperatura del aeromotor, ya que es el parámetro más relevante en el análisis que será realizado posteriormente en el capítulo 6.

5.3.3 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR PT6A-27

Los datos que permiten generar la tabla 5.11 se encuentran ubicados en el anexo 5, correspondiente al estado de máxima potencia del aeromotor PT6A-27.

Medidas de Tendencia Central	
Media:	520,34375
Mediana	520
Moda:	520
Medidas de dispersión	
Rango	7
Varianza:	4,813508065
Desv. Estándar:	2,193970844

Tabla 5.11 Resumen estadístico datos en máxima potencia del aeromotor PT6A-27

Observe que los datos corresponden únicamente al comportamiento de temperatura del aeromotor, ya que es el parámetro más relevante en el análisis que será realizado posteriormente en el capítulo 6.

5.3.4 INFORMACIÓN RELATIVA AL AEROMOTOR JT12A-8N

Los datos que permiten generar la tabla 5.12 se encuentran ubicados en el anexo 6, correspondiente al estado de máxima potencia t del aeromotor JT12A-8N.

Medidas de Tendencia Central	
Media:	704,90625
Mediana	716,5
Moda:	718
Medidas de dispersión	

Rango	63
Varianza:	194,2167339
Desv. Estándar:	13,9361664

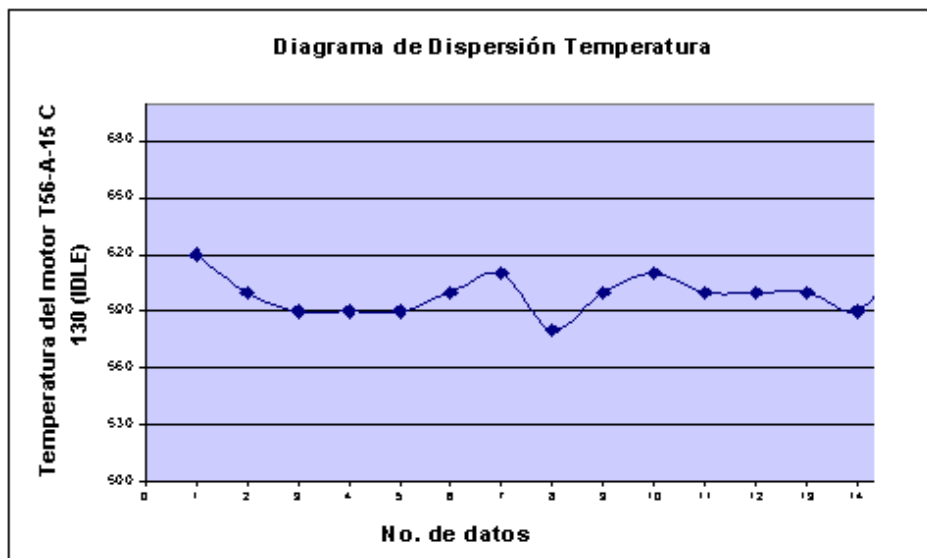
Tabla 5.12 Resumen estadístico datos en máxima potencia del aeromotor JT12A-8N

Observe que los datos corresponden únicamente al comportamiento de temperatura del aeromotor, ya que es el parámetro más relevante en el análisis que será realizado posteriormente en el capítulo 6.

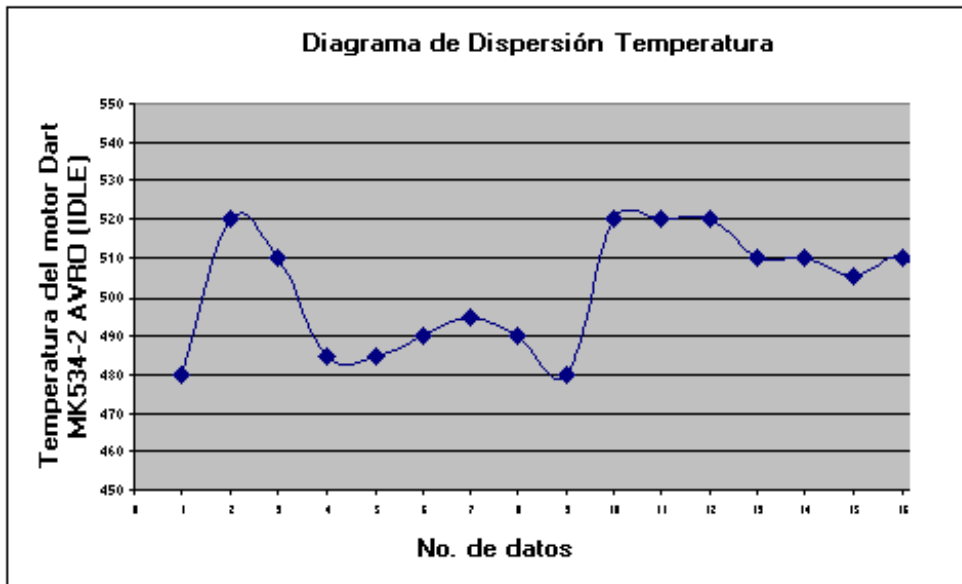
5.4 ELABORACIÓN DE CARTAS DE CONTROL

Un método sencillo y de fácil comprensión para elaborar cartas de control, son las gráficas de dispersión, en donde se puede visualizar el comportamiento de los parámetros analizados de manera lineal. Para cada aeromotor, se muestra un corto ejemplo de uno de los parámetros analizados, los demás se los puede encontrar en los anexos 3, 4, 5 y 6.

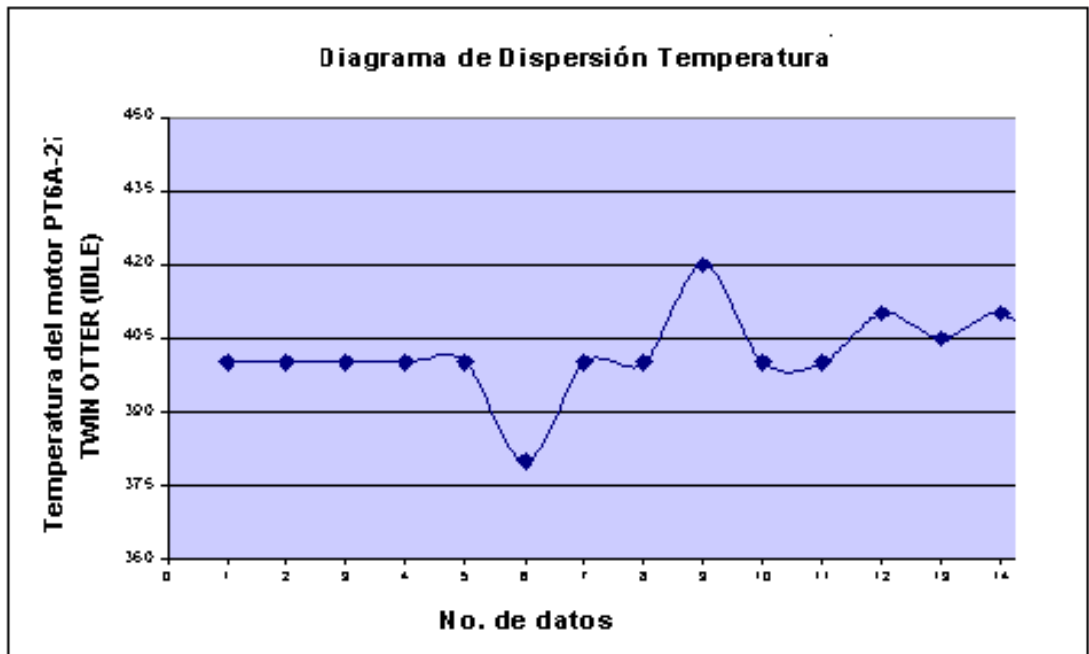
5.4.1 CARTAS DE CONTROL PARA EL AEROMOTOR T56 – A – 15



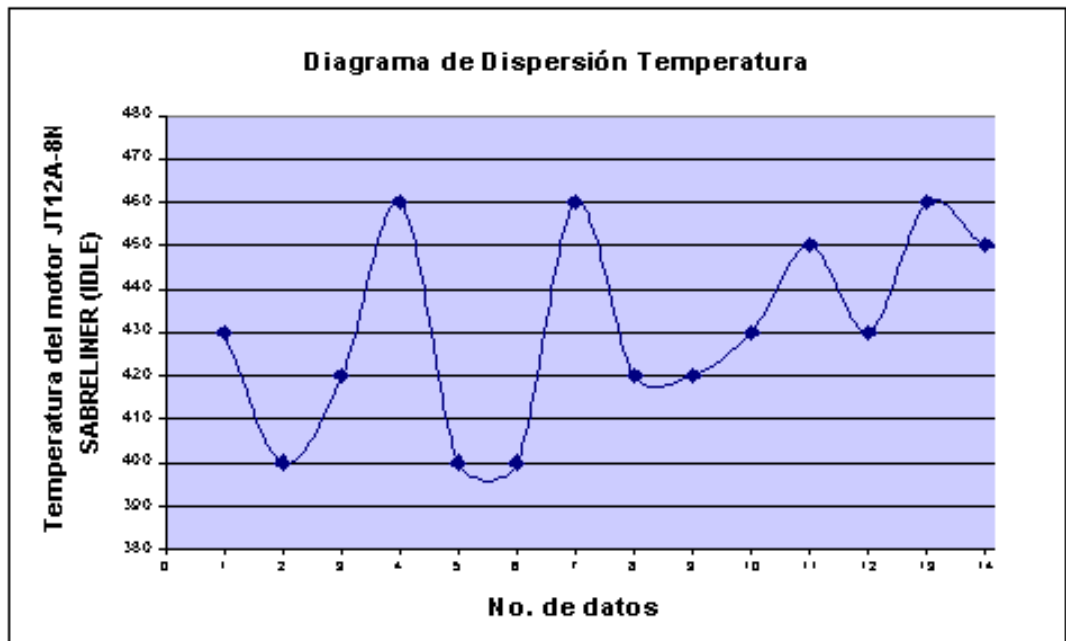
5.4.2 CARTAS DE CONTROL PARA EL AEROMOTOR DART MK 534-2



5.4.3 CARTAS DE CONTROL PARA EL AEROMOTOR PT6A-27



5.4.4 CARTAS DE CONTROL PARA EL AEROMOTOR JT12A-8N



Estas cartas de control son un método complementario que permite percibir de una forma visual rápidamente el comportamiento que ha ido demostrando el sistema a ser analizado, que en este caso es el sistema aeromotor.

En esencia este trabajo se ha orientado directamente al tratamiento de los diferentes datos de temperatura obtenidos durante la ignición, estado neutro y estado de máxima potencias permitidas al personal de técnicos, durante una corrida de motores en plataforma, es decir chequeos funcionales en tierra.

Es así mismo importante resaltar que es necesario implementar dentro de cada sección motores un espacio especializado al control estadístico de los diferentes parámetros del aeromotor para de esta forma analizar metodológicamente el comportamiento sea funcional, frecuencia de reportajes (discrepancias) tanto programadas como no programadas, con el único fin de entender progresivamente el sistema de mejoramiento continuo que es necesario dentro de todo el sistema de control de motores de la FAE.

CAPÍTULO 6

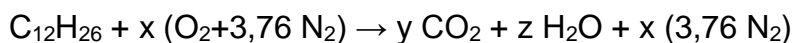
ANÁLISIS EXERGÉTICO

6.1 BALANCE ENERGÉTICO Y EXERGÉTICO

Antes de iniciar un análisis energético es necesario adentrarse en el análisis de los procesos de flujo y aporte energético por medio de químicos que contengan un poder calorífico. Este análisis está desarrollado en función del comportamiento en un punto crítico (momento de descolaje) del sistema aeromotor exponiendo relaciones que permitan comprender de forma sencilla.

Es importante el proceso de combustión que aporta significativamente a la generación de energía ya que de su comportamiento permite obtener tanto potencia como empuje. Cabe recalcar que en base al poder calorífico entregado por los reactivos se produce un intercambio energético de carácter químico-térmico, es necesario tener presente que para el proceso de análisis el combustible de aviación JET A-1 o JP-1 (cuyo compuesto más representativo es el dodecano; $C_{12}H_{26}$)⁴ como es denominado, es de uso exclusivo en turbinas a gas y con esta recomendación se inicia con el análisis estequiométrico del mencionado combustible

Relación estequiométrica



Donde:

$C_{12}H_{26}$ = JP-1 (representativo)

O_2 = Oxígeno

N_2 = Nitrógeno

CO_2 = Dióxido de carbono

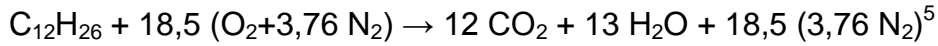
H_2O = Agua

Realizando la igualación correspondiente de la ecuación

⁴ El Manual del Ingeniero Químico, Capítulo 27

C:	$12 = y$	$y = 12$
H:	$26 = 2z$	$z = 13$
O:	$2x = 2y + z$	$x = 18,5$

La ecuación estequiométrica queda:

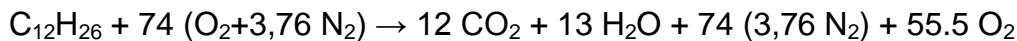


Relación aire - combustible

Es importante recordar las fracciones o porcentajes de componentes que constituyen el aire, ya que en la práctica se debe considerar que un 21 por 100 de oxígeno, 78 por 100 de nitrógeno y 1 por 100 de argón. Con esta breve explicación se determina la relación aire-combustible estequiométrica (ACest) es:

$$A_{ideal} = \frac{18,5 \text{ kmol } O_2}{\text{kmol comb}} \times \frac{1 \text{ kmol aire}}{0,209 \text{ kmol } O_2} \times \frac{28,96 \text{ kg aire}}{170 \text{ kg combustible}} = 15,08 \frac{\text{kg aire}}{\text{kg comb}}$$

Es necesario destacar que el porcentaje de aire seco teórico en una turbina de gas es del 400 %⁶



Lo que permite determinar la relación aire-combustible real (ACreal), mediante la siguiente relación:

→ de esto obtenemos 300% de exceso de aire, y 4 la razón de equivalencia⁷

$$A_{ideal} = 60,32 \frac{\text{kg aire}}{\text{kg comb}}$$

Este valor determina la relación general para turbinas a gas, y por ende también se tiene que:

$$CA_{real} = 0,016578 \frac{\text{kg comb}}{\text{kg aire}} \quad (\text{Relación combustible-aire})$$

En esta ecuación es necesario considerar la humedad relativa presente en el ambiente y en relación a la ubicación del Aeropuerto Mariscal Sucre (Quito) se tiene las siguientes condiciones del aire ambiental:

⁵ Termodinámica, Capítulo 13; Kenneth Wark y Donald E. Richard.

⁶ % aire teórico = % aire en exceso + 100 %

⁷ razón de equivalencia: cociente de la relación aire-combustible real versus la ideal, permite determinar análisis de quemador de la turbina a gas

Temperatura (Ta): 18 °C = 291.15 K

Presión atmosférica (Pa): 545.592 mmHg = 10.55 psi

Humedad relativa: 66.79 %

Mediante el empleo de las cartas psicrométricas, correspondientes a la altura de 2800 metros sobre el nivel del mar que es la altura referencial de la ciudad de Quito, y con los datos anteriormente citados, se puede determinar el número de moles de agua por cada mol de aire en el proceso de combustión de los diferentes aeromotores.

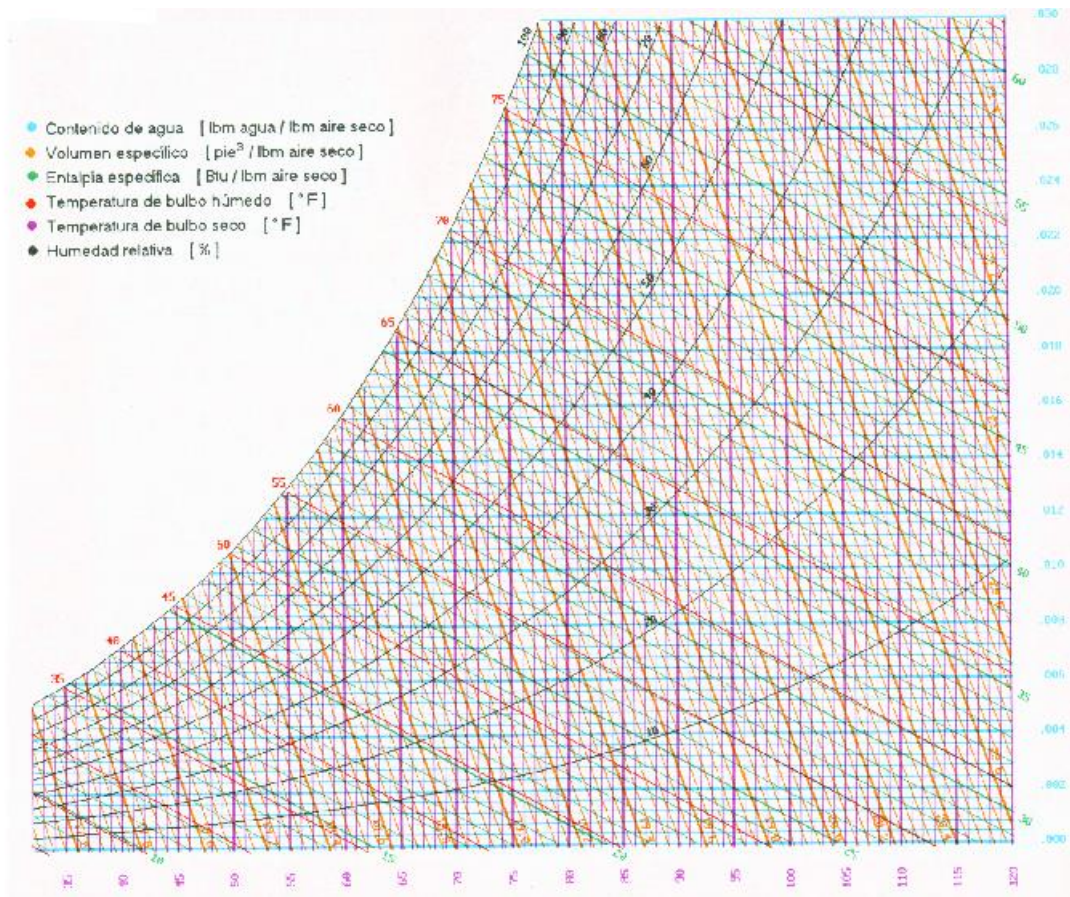


Figura 6.1 Diagrama Psicrométrico a 2800 m de altura (s.n.m.)

$$0.0118 \frac{\text{lbm agua}}{\text{lbm aire seco}}$$

Para encontrar este valor, se debe ubicar en el diagrama psicrométrico del aire, la temperatura de bulbo seco que en este caso es 18°C = 64.4 °F.

Luego se ubica el punto de intersección entre la línea de la temperatura con la curva correspondiente a la humedad relativa cuyo valor es 66.79%.

Finalmente se observa la proyección de este punto sobre el eje que determina el contenido de agua (eje vertical), se obtiene el valor de 0.0118 lbm agua / lbm aire seco.

De ésta forma mediante la fórmula $m = \eta * P_m$, donde:

m = masa

η = número de moles

P_m = peso molecular

Se determina:

$$0.012 \text{ kg } m_{H_2O} = \eta_{H_2O} * 17.99 \text{ entonces } \eta_{H_2O} = 6.55 \times 10^{-4}, \text{ luego:}$$

$$1 \text{ kg } m_{\text{aire seco}} = \eta_{\text{aire seco}} * 137.26 \text{ entonces } \eta_{\text{aire seco}} = 7.28 \times 10^{-3}, \text{ después se}$$

encuentra el cociente de ambos valores para hallar así la relación de moles de agua con respecto al aire seco.

$$\eta_{H_2O} = 6.55 \times 10^{-4} / \eta_{\text{aire seco}} = 7.28 \times 10^{-3} = 0.09072162 \eta_{H_2O} / \eta_{\text{aire seco}}$$

Como la ecuación estequiométrica contiene 74 moles de aire seco entonces:

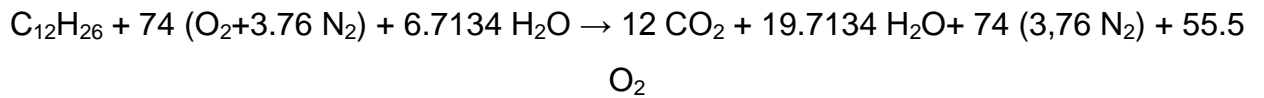
$$N_{p,\text{aire}} = 74 \eta_{\text{aire seco}} * \frac{0.09072162 \eta_{H_2O}}{1 \eta_{\text{aire seco}}}$$

$$N_{p,\text{aire}} = 6.7134 \eta_{H_2O}$$

Donde:

$N_{p,\text{aire}}$ = Número de moles de la humedad en el aire

Luego podemos afirmar que la ecuación del proceso de combustión con humedad ambiental queda de la siguiente forma:



Entalpías generalizadas

En base a la ecuación de combustión balanceada se debe determinar la entalpía de generalizada, misma que permite analizar la cantidad de calor transferido por el proceso de combustión, en este punto es necesario conocer los siguientes valores:

T_{2r} = Temperatura de entrada del aire a la cámara de combustión

T_{comb} = Temperatura del combustible al entrar en la cámara de combustión

Mientras que el valor de los gases de escape está dado por:

T_{mot}: Temperatura del aeromotor

Por medio del valor de T_{mot} se puede comprobar la relación existente entre el análisis realizado y lo que realmente ocurre en el aeromotor.

Para determinar la entalpía generalizada de los productos:

$$\bar{h}_P = \eta_{\text{CO}_2} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298\text{K}})_{\text{CO}_2} + \eta_{\text{O}_2} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298\text{K}})_{\text{O}_2} + \eta_{\text{N}_2} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298\text{K}})_{\text{N}_2} + \eta_{\text{H}_2\text{O}} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298\text{K}})_{\text{H}_2\text{O}}$$

Para determinar la entalpía generalizada de los reactivos:

$$\bar{h}_R = \eta_{\text{C}_{12}\text{H}_{26}} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298\text{K}})_{\text{C}_{12}\text{H}_{26}} + \eta_{\text{O}_2} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298\text{K}})_{\text{O}_2} + \eta_{\text{N}_2} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298\text{K}})_{\text{N}_2} + \eta_{\text{H}_2\text{O}} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298\text{K}})_{\text{H}_2\text{O}}$$

Por medio de estas ecuaciones se calcula el calor transferido por kmol de combustible al sistema debido a la combustión de los reactivos y también la temperatura adiabática de llama que es la máxima temperatura que genera el proceso de combustión, para verificar la instrumentación de la cabina de mando.

6.1.1 BALANCE ENERGÉTICO Y EXERGÉTICO PARA EL AEROMOTOR DART MK 534-2 (AVRO)

Datos de entrada

Las condiciones ambientales y los datos obtenidos durante el funcionamiento del aeromotor:

Condiciones Ambientales

H: altura del terreno (Quito)

Ta: Temperatura ambiental

Pa: Presión atmosférica

γ : Es la relación de calores específicos.

Cp: Calor específico del aire

Aeromotor

Datos de operación

Tmot: Temperatura del aeromotor (take off)

rp: Relación de compresión

Pcomb: Presión del Combustible.

Tcomb: Temperatura del combustible.

Ta = (18+273.15) K

Tmot = (818.406+273.15) K

Ta = 291.15 K

Tmot = 1091.556 K (Tmot en take off)

Pa = 10.55 PSI (a 2820 mSNM)

Cp = 1005 J/(Kg.K)

$\gamma = 1.4$

rp = 5.64

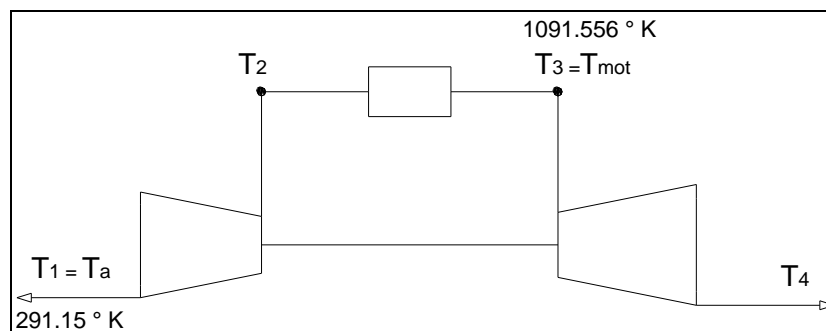


Figura 6.2 Esquema de una turbina a gas

$$h_a = 291.312 \text{ KJ / kg, y } P_{r1} = P_{ra} = 1.1801156$$

$h_{\text{mot}} = 1151.288 \text{ KJ / kg, y } P_{r3} = P_{r \text{ mot}} = 162.07$ (valores obtenidos de tablas de propiedades del aire)

Entalpías, temperaturas isentrópicas y reales

Al obtener la entalpía en la entrada de aire (h_a), se calcula la entalpía y temperatura isentrópica para el punto 2s, así:

$$\frac{P_{r2}}{P_{r1}} = \frac{P_2}{P_1} \Rightarrow P_{r2} = P_{r1} \times \frac{P_2}{P_1}$$

$$P_{r2} = 1.1801156 \times \frac{59.502 \text{ PSI}}{10.55 \text{ PSI}}$$

$$P_{r2} = 6.65585$$

Este valor permite, así mismo por medio de las tablas del aire determinar:

$$h_{2s} = 470.4684 \text{ KJ / kg, por lo tanto, } T_{2s} = 468.267 \text{ K.}$$

Determinación de la temperatura isentrópica (ideal del ciclo) a la salida de la turbina, luego de la expansión adiabática.

$$\frac{P_{r3}}{P_{r4}} = \frac{P_3}{P_4} \Rightarrow P_{r4} = P_{r3} \times \frac{P_4}{P_3}$$

$$P_{r4} = 162.07 \times \frac{10.55 \text{ PSI}}{59.502 \text{ PSI}}$$

$$P_{r4} = 28.7358$$

Este valor permite, así mismo por medio de las tablas del aire determinar:

$$h_{4s} = 712.58 \text{ KJ / kg, por lo tanto, } T_{4s} = 699.36 \text{ K.}$$

Considerando que la eficiencia del compresor y de la turbina no supera el 85% por condiciones de diseño⁸, en el presente ciclo Brayton, se calcula h_{2r} y h_{4r} .

$$\eta_C = \eta_T = 0.85$$

⁸ Manuales de mantenimiento, Rolls Royce, Pratt & Whitney, Havillan Inc, código ATA 71

$$h_{2r} := \frac{h_{2s} - h_a}{\eta_c} + h_a$$

$$h_{4r} := h_{mot} - \eta_t \cdot (h_{mot} - h_{4s})$$

$$h_{2r} = 502.074 \text{ KJ / kg}$$

$$h_{4r} = 778.3855 \text{ KJ / kg}$$

Luego, en la tabla de propiedades del aire, encontramos $T_{2r} = 499.07 \text{ K}$ y

$$T_{4r} = 760.19 \text{ K}$$

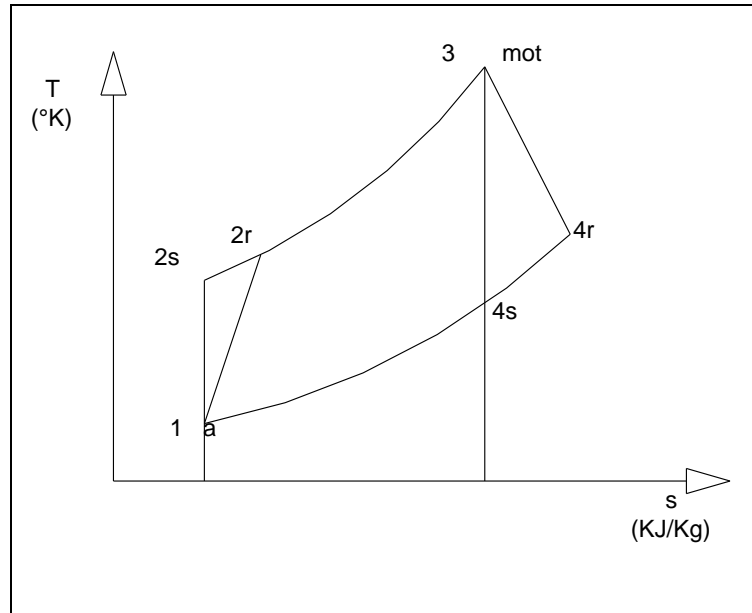


Figura 6.3 Diagrama T vs. s ciclo Brayton

Trabajo útil

$$W_C = (h_{2r} - h_a)$$

$$W_T = (h_{mot} - h_{4r})$$

$$W_C = (502.074 - 291.312)$$

$$W_T = (1151.283 - 778.3855)$$

$$W_C = 210.762 \text{ KJ / Kg}$$

$$W_T = 372.897 \text{ KJ / Kg}$$

$$W_n = W_T - W_C$$

$$W_n = 372.897 - 210.762$$

$$W_n = 162.1355 \text{ KJ / Kg}$$

Eficiencia térmica

Ahora con estos valores se determinará la correspondiente eficiencia térmica del ciclo:

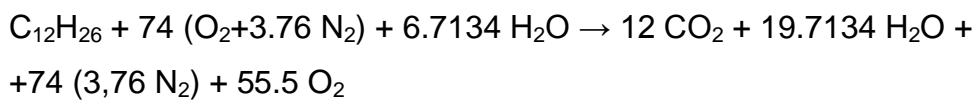
$$\eta_{ciclo_r} = 1 - \frac{h_{4r} - h_a}{h_{mot} - h_{2r}}$$

$$\eta_{ciclo_r} = 0.2497$$

Con este análisis general del ciclo se encuentra que el desempeño del aeromotor está produciendo una eficiencia del 24.97%.

Temperatura de Llama Adiabática

Mediante las relaciones de entalpías generalizadas tanto del reactivo como del producto permiten determinar un valor de transferencia de calor empleando la ecuación de combustión:



Y en referencia a las ecuaciones:

$$\bar{h}_P = \eta_{CO_2} \cdot (\bar{h}^\circ_f + h_T - h_{T@298K})_{CO_2} + \eta_{O_2} \cdot (\bar{h}^\circ_f + h_T - h_{T@298K})_{O_2} + \eta_{N_2} \cdot (\bar{h}^\circ_f + h_T - h_{T@298K})_{N_2} + \eta_{H_2O} \cdot (\bar{h}^\circ_f + h_T - h_{T@298K})_{H_2O}$$

$$\bar{h}_R = \eta_{C_{12}H_{26}} \cdot (\bar{h}^\circ_f + h_T - h_{T@298K})_{C_{12}H_{26}} + \eta_{O_2} \cdot (\bar{h}^\circ_f + h_T - h_{T@298K})_{O_2} + \eta_{N_2} \cdot (\bar{h}^\circ_f + h_T - h_{T@298K})_{N_2} + \eta_{H_2O} \cdot (\bar{h}^\circ_f + h_T - h_{T@298K})_{H_2O}$$

Mediante las ecuaciones de las entalpías generalizadas, la relación que permite observar el proceso de transferencia de calor. En la tabla 6.1 se puede observar las entalpías calculadas de formación de los elementos reactivos y de los productos.

Sustancia	\bar{h}°_f	$h_{T2r@507.168}$	$h_{T@298K}$	$h_{Tmot@1091.556K}$
	$\frac{kJ}{kmol}$	$\frac{kJ}{kmol}$	$\frac{kJ}{kmol}$	$\frac{kJ}{kmol}$
C ₁₂ H ₂₆	- 291010	—	—	—
O ₂	0	14834.7088	8682	34601.349
N ₂	0	14642.1830	8669	33145.6592
H ₂ O(g)	- 241820	16901.2122	9904	39712.9744
CO ₂	- 393520	—	9364	47791.469

**Tabla 6.1 Entalpías de formación calculadas de productos y reactantes
(T_{2r}@ 507.168)**

$$\bar{h}_P = 12(-393520 + 47791.469 - 9364) + 55.5(0 + 34601.349 - 8682) + \\ + 278.24(0 + 33145.6592 - 8669) + 19.7134(-241820 + 39712.9744 - 9904)$$

$$\bar{h}_P = -191658.99875 \frac{kJ}{kmol}$$

y,

$$\bar{h}_R = (-291010 + 0 - 0) + 74(0 + 14834.7088 - 8682) + 278.24(0 + 14642.183 - 8669) + \\ + 6,7134(-241820 + 16901.2122 - 9904)$$

$$\bar{h}_R = 249809.5855 \frac{kJ}{kmol}$$

Ahora para determinar la temperatura adiabática de la combustión se analiza por medio de:

$$h_P = h_R$$

$$12(-393520 + h_{CO_2} - 9364) + 19.7134(-241820 + h_{H_2O} - 9904) + 278.24(h_{N_2} - 8669) + \\ + 55.5(h_{O_2} - 8682) = 249809.5855$$

$$12h_{CO_2} + 19.7134h_{H_2O} + 278.24h_{N_2} + 55.5h_{O_2} - 12690857.4616 = 249809.5855$$

$$12h_{CO_2} + 19.7134h_{H_2O} + 278.24h_{N_2} + 55.5h_{O_2} = 12940667.0471$$

De esta ecuación se puede determinar que el valor obtenido por el número de moles de los productos de la combustión se determina que $12995454.7361 / 365.4534 = 35409.8964$ kJ / kmol, luego utilizando las tablas del aire, entrando con al valor de entalpía 35409.8964 kJ / kmol podemos encontrar las temperaturas de los componentes de los gases de escape, así:

$$CO_2 \Rightarrow 862.1695 \text{ K}$$

$$H_2O \Rightarrow 998.4889 \text{ K}$$

$$N_2 \Rightarrow 1159.3999 \text{ K}$$

$$O_2 \Rightarrow 1114.4525 \text{ K}$$

Como el nitrógeno posee el mayor número de moles (278.24 N₂), la temperatura de los gases de escape no debe sobrepasar los 1159.3999 K, con esta temperatura de referencia se procede a encontrar los correspondientes valores de entalpía para los otros componentes de los gases de escape:

$$\text{CO}_2 \Rightarrow 51602 \text{ kJ / kmol}$$

$$\text{H}_2\text{O} \Rightarrow 42642 \text{ kJ / kmol}$$

$$\text{N}_2 \Rightarrow 35430 \text{ kJ / kmol}$$

$$\text{O}_2 \Rightarrow 37023 \text{ kJ / kmol}$$

Estos valores son reemplazados para determinar la igualdad:

$$12h_{\text{CO}_2} + 19.7134h_{\text{H}_2\text{O}} + 278.24h_{\text{N}_2} + 55.5h_{\text{O}_2} = 12940667.0471$$

$$12(51602) + 19.7134(42642) + 278.24(35430) + 55.5(37023) = 12940667.0471$$

$$13372662.5028 \neq 12940667.0471$$

En vista de que el valor determinado es mayor que la referencia (13372662.5028 kJ/kmol), para solucionar esta discrepancia entonces se procede a realizar una iteración con un valor menor a 1160 K. Se usa ahora el valor de 1100 K.

$$\text{CO}_2 \Rightarrow 48258 \text{ kJ / kmol}$$

$$\text{H}_2\text{O} \Rightarrow 40071 \text{ kJ / kmol}$$

$$\text{N}_2 \Rightarrow 33426 \text{ kJ / kmol}$$

$$\text{O}_2 \Rightarrow 34899 \text{ kJ / kmol}$$

$$12h_{\text{CO}_2} + 19.7134h_{\text{H}_2\text{O}} + 278.24h_{\text{N}_2} + 55.5h_{\text{O}_2} = 12940667.0471$$

$$12(48258) + 19.7134(40071) + 278.24(33426) + 55.5(34899) = 12940667.0471$$

$$12606376.3914 \neq 12940667.0471$$

Entonces al no acercarse ningún valor al valor de referencia, se procede a realizar una interpolación entre temperaturas y entalpías:

$$1160\text{K} \Rightarrow 13372662.5028 \text{ kJ / kmol}$$

$$X \Rightarrow 12940667.0471 \text{ kJ / kmol}$$

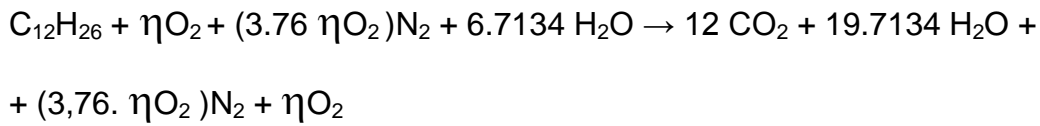
$$1110 \text{ K} \Rightarrow 12606376.3914 \text{ kJ / kmol}$$

De estas relaciones se obtiene que el valor de llama adiabática es 1131.8124K o 858.6624 °C.

Relación aire – combustible real

Luego de analizar que el valor de la llama adiabática es mayor que T_{mot} , es necesario hallar la relación aire combustible real que se encuentra en el presente proceso, para ello es necesario conocer el número de moles de oxígeno por cada mol de aire, ya que en el proceso de toma de datos por razones de seguridad del

motor no existe un instrumento exclusivo que permite conocer la velocidad del aire y por ende el flujo e masa de aire, por lo cual se lleva a cabo lo siguiente:



entonces se tiene:

$$\bar{h}_P = 12(-393520 + 47791.469 - 9364) + \eta\text{O}_2(0 + 34601.349 - 8682) + \\ + (\eta\text{O}_2 \cdot 3.76)(0 + 33145.6592 - 8669) + 19.7134(-241820 + 39712.9744 - 9904) \\ \bar{h}_P = 117951.58759\eta\text{O}_2 - 8440568.52406$$

y,

$$\bar{h}_R = (-291010 + 0 - 0) + \eta\text{O}_2(0 + 14834.7088 - 8682) + (\eta\text{O}_2 \cdot 3.76)(0 + 14642.183 - 8669) + \\ + 6,7134(-241820 + 16901.2122 - 9904) \\ \bar{h}_R = 28611.8769 \eta\text{O}_2 - 1867469.3036$$

$$\eta\text{O}_2 = 70.33 \text{ Kmol O}_2 / \text{Kmol comb}$$

$$CA_{real} = \text{Kmol aire} / \text{Kmol comb} = 4.74 (74.18) = 333.372$$

Por lo que se obtiene una relación de aire combustible ideal, así:

$$CA_{real} = \frac{170}{333.372 * 28.96} = 0.0176 \frac{\text{Kg comb}}{\text{Kg aire}}$$

$$CA_{real} = 56.79 \frac{\text{Kg aire}}{\text{Kg comb}}$$

$$\frac{(A/C)_{real}}{(A/C)_{esteq}} = \frac{56.79}{15.08} = 3.766$$

Esto indica que la cantidad de aire en relación al combustible es mucho mayor, ya que hay 376.6 % de exceso de aire teórico.

Análisis de disponibilidad de energía y eficiencia exergética

En la tabla 6.2 se muestran los valores de las propiedades en los cuatro estados de interés para $T_a = 18^\circ\text{C}$ y $P_a = 10.55 \text{ PSI}$. La entropía de un gas ideal y la función exergía se han calculado a partir de las relaciones

$$S_s - S_e = S^0_s - S^0_e - R \ln(P_s/P_e)^9$$

$$\Psi_s - \Psi_e = h_s - h_e - T_a (s_s - s_e)$$

AVRO	Estado	Temperatura	Presión	Entalpía (h)	s^0	Entropía(s)	Exergía (ψ)
		K	Psi	KJ/Kg	KJ/Kg.K	KJ/Kg.K	KJ/Kg
	1	291.150	10.550	291.312	1.6719	1.6719	000.000
	2	499.070	59.502	502.074	2.1116	1.6157	227.1246
	3	109.556	59.502	1151,283	3.0683	2.5724	597.7905
	4	760.190	10.550	760.190	2.6618	2.6505	183.9586

Tabla 6.2 Valores de propiedades de un ciclo de potencia de turbina de gas irreversible (DartMK 534-5 AVRO)

Donde la temperatura del estado 1 es la temperatura ambiente (T_a), para el estado 2 se utiliza la temperatura T_{2r} , calculada en el capítulo anterior; para el estado 3 se utiliza la temperatura del motor (T_{mot}) y en el estado 4 la temperatura es T_{4r} . Debido que en este caso la relación de presión es de 5.64, y la presión atmosférica es de 10.55 PSI, en los estados 2 y 3 se tiene:

$$P_2 = P_3 = 5,64 * 10.55 = 59,502 \text{ PSI}$$

Los valores de entropía (s^0) y entalpía (h) se toman de la tabla del aire.

Para obtener la entropía (s), se parte de

$$S_s - S_e = S^0_s - S^0_e - R \ln(P_s/P_e)$$

⁹ Termodinámica de Kenneth Wark, pág 724

Para el estado 1 se encuentra el valor en la tabla del aire, siendo $S_1=1.6719$ KJ/Kg.K y el cual va a ser la entropía de entrada ($S^0_e = S^0_1$).

Para el estado 2 se encuentra S^0_{2s} en la tabla del aire y se tiene:

$$S_s - S_e = S^0_{2s} - S^0_e - R \ln(P_s / P_e)$$

$$S_{2s} - 1,6719 = 2,11161 - 1,6719 - (8.314/29) \ln(5.64)$$

$$S_s = 1.6157 \text{ KJ/Kg.K} = S_2$$

Para el estado 3 se encuentra S^0_{3s} en la tabla del aire y se tiene:

$$S_s - S_e = S^0_{3s} - S^0_e - R \ln(P_s / P_e)$$

$$S_{3s} - 1,6719 = 3,0683 - 1,6719 - (8.314/29) \ln(5.64)$$

$$S_s = 2,5724 \text{ KJ/Kg.K} = S_3$$

Para el estado 4 se encuentra el valor en la tabla del aire, siendo este $S^0_{4s}=2,6505$ KJ/Kg.K = S_4

Para obtener los valores de exergía en cada estado, se parte de

$$\Psi_s - \Psi_e = h_s - h_e - T_a (s_s - s_e)$$

En el estado 1, $\Psi_1 = 0$, ya que se supone que no hay trabajo útil en ese instante.

En el estado 2 se tiene:

$$\Psi_s - \Psi_e = h_s - h_e - T_a (s_s - s_e)$$

$$\Delta\Psi = 502.074 - 291,312 - 291,150(1,6157 - 1,6719)$$

$$\Delta\Psi = 227.1246 \text{ KJ/Kg} = \Psi_2$$

En el estado 3 se tiene:

$$\Psi_s - \Psi_e = h_s - h_e - T_a (s_s - s_e)$$

$$\Delta\Psi = 1151,2834 - 291,312 - 291,150(2,5724 - 1,6719)$$

$$\Delta\Psi = 597,7905 \text{ KJ/Kg} = \Psi_3$$

En el estado 4 se tiene:

$$\Psi_s - \Psi_e = h_s - h_e - T_a (s_s - s_e)$$

$$\Delta\psi = 760.190 - 291,312 - 291,150(2,6505 - 1,6719)$$

$$\Delta\psi = 183.9586 \text{ KJ/Kg} = \psi_4$$

En la tabla 6.3 se muestra la evaluación de las energías suministradas y obtenidas. Las irreversibilidades en el interior del compresor y de la turbina se han obtenido de $i = T_a \Delta s$ para dispositivos adiabáticos. El valor de i en la cámara de combustión es cero, ya que se supone una corriente sin fricción. El análisis energético, mostrado en la tabla 6.9, contabiliza las entradas y salidas del ciclo. En ella se indica que con los gases de escape de la turbina sale una cantidad importante de energía, sin embargo, no se proporciona información acerca de la influencia de las irreversibilidades o de la pérdida de exergía sobre el comportamiento del ciclo.

AVRO	Evaluación de la energía					
	Calor añadido			Calor rechazado		
	Trabajo del compresor	210.762	KJ/Kg	Trabajo de la turbina	391.093	KJ/Kg
Calor suministrado	649.2094	KJ/Kg				

Tabla 6.3 Evaluación de la energía en un ciclo de potencia de turbina de gas irreversible (DartMK 534-2 AVRO)

Los valores del calor añadido, se obtienen de la siguiente manera:

$$\text{El trabajo del compresor } (w_c) = h_2 - h_1 = 502.074 - 291.312 = 210.762 \text{ KJ/Kg.}$$

$$\text{El calor consumido } (q_{23}) = h_3 - h_2 = 1151.2834 - 502.074 = 649.2094 \text{ KJ/Kg.}$$

Para el calor rechazado, se tiene:

$$\text{Trabajo de la turbina } (w_T) = h_3 - h_4 = 1151.283 - 760.190 = 391.093 \text{ KJ/Kg.}$$

En la tabla 6.4 se muestra la evaluación de la exergía en el ciclo. Los valores son más significativos si se aplican al balance de exergía en régimen estacionario. Escrito en forma de entrada / salida

$$\sum_j q \left(1 - \frac{T_a}{T_j}\right) + \psi_1 = \psi_4 + (w_{T,sal} - w_{C,ent}) + i_C + i_T$$

Sustituyendo los valores, se obtiene

$$370.6659 + 0 = 183.9586 + 180.331 + 16.3626 + 22.7389$$

$$\Delta\Psi_{\text{comb}} = \Psi_3 - \Psi_2$$

$$\Delta\Psi_{\text{comb}} = 597.790 - 227.1246 = 370.6659 \text{ KJ / Kg}$$

AVRO	Evaluación de la exergía (KJ/Kg)				
	Proceso	Q	W	$\Delta\Psi$ ó Ψ	I
	Compresor	-	-210.762	227.124	16.362
	Cámara de combustión	649.2094	-	370.666	-
	Turbina	-	391.093	-413.831	22.738
	TOTAL	649.2094	180.331	183.959	39.100

Tabla 6.4 Evaluación de la exergía en un ciclo de potencia de turbina de gas irreversible (DartMK 534-2 AVRO)

El análisis exergético es más revelador que el energético. El suministro de exergía al ciclo es de 370.666 KJ/Kg aparece en primer lugar como una salida de 183.959 KJ/Kg de la turbina, comparado con los 180.331 KJ/Kg de trabajo neto obtenido. La destrucción de exergía en el compresor y en la turbina, es de 39.100 KJ/Kg.

El rendimiento exergético o de la segunda ley para el ciclo, según el criterio de salida deseada/entrada exigida es

$$\varepsilon_{\text{ciclo}} = \frac{W_{\text{net,sal}}}{\Delta\Psi_{\text{ccomb}}} = \frac{180.331}{370.666} = 0.4865$$

Aproximadamente un 48.65% de la exergía suministrada con el calor se transforma en trabajo útil de salida.

Análisis de causa de la diferencia entre eficiencia térmica (η_T) y eficiencia exergética ($\varepsilon_{\text{ciclo}}$)

$\eta_T = 0.2497 \rightarrow$ Esto significa que el 24.97 % del calor añadido ha sido transformado en energía mecánica para el accionamiento del aeromotor bajo el ciclo Brayton de funcionamiento.

$\varepsilon_{\text{ciclo}} = 0.4865 \rightarrow$ Representa que se aprovecha el 48.65% de la energía total disponible del combustible.

En conclusión la eficiencia térmica representa el rendimiento del ciclo de trabajo en función de la relación global de presiones, mientras que la eficiencia

exergética indica la cantidad de trabajo útil del total disponible en función de la cantidad y calidad de combustible.

6.1.2 BALANCE ENERGÉTICO Y EXERGÉTICO PARA EL AEROMOTOR PT6A-27 (TWIN OTTER)

Datos de entrada

Las condiciones ambientales y los datos obtenidos durante el funcionamiento del aeromotor:

Condiciones Ambientales

H: altura del terreno (Quito)

Ta: Temperatura ambiental

Pa: Presión atmosférica

γ : Es la relación de calores específicos.

Cp: Calor específico del aire

Aeromotor

Datos de operación

Tmot: Temperatura del aeromotor (take off)

rp: Relación de compresión

Pcomb: Presión del Combustible.

Tcomb: Temperatura del combustible.

Ta = (14.85+273.15) K

Tmot = (520.3438+273.15) K

Ta = 288 K

Tmot = 793.4938 K (Tmot en take off)

Pa = 10.55 PSI (a 2820 mSNM)

Cp = 1005 J/(Kg.K)

γ = 1.4

rp = 7.5

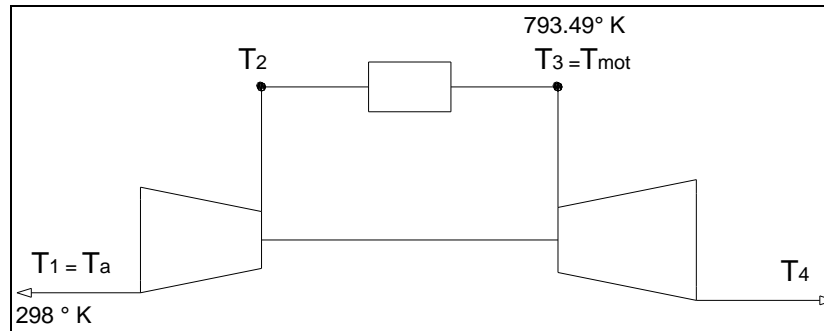


Figura 6.4 Esquema de una turbina a gas

$h_a = 288.152 \text{ KJ / kg}$, y $P_{r1} = P_{ra} = 1.20202$

$h_{mot} = 793.4938 \text{ KJ / kg}$, y $P_{r3} = P_{r\ mot} = 46.3186$ (valores obtenidos de tablas de propiedades del aire)

Entalpías, temperaturas isentrópicas y reales

Al obtener la entalpía en la entrada de aire (h_a), se calcula la entalpía y temperatura isentrópica para el punto 2_s , así:

$$\frac{P_{r2}}{P_{r1}} = \frac{P_2}{P_1} \Rightarrow P_{r2} = P_{r1} \times \frac{P_2}{P_1}$$

$$P_{r2} = 1.20202 \times \frac{79.125 \text{ PSI}}{10.55 \text{ PSI}}$$

$$P_{r2} = 9.01515$$

Este valor permite, así mismo por medio de las tablas del aire determinar:

$h_{2s} = 513.05 \text{ KJ / kg}$, por lo tanto, $T_{2s} = 509.774 \text{ K}$.

Determinación de la temperatura isentrópica (ideal del ciclo) a la salida de la turbina, luego de la expansión adiabática.

$$\frac{P_{r3}}{P_{r4}} = \frac{P_3}{P_4} \Rightarrow P_{r4} = P_{r3} \times \frac{P_4}{P_3}$$

$$P_{r4} = 46.3186 \times \frac{10.55 \text{ PSI}}{79.125 \text{ PSI}}$$

$$P_{r4} = 6.1758$$

Este valor permite, así mismo por medio de las tablas del aire determinar:

$$h_{4s} = 460.515 \text{ KJ / kg, por lo tanto, } T_{4s} = 458.527 \text{ K.}$$

Considerando que la eficiencia del compresor y de la turbina no supera el 85% por condiciones de diseño¹⁰, en el presente ciclo Brayton, se calcula h_{2r} y h_{4r} .

$$\eta_C = 0.8523, \text{ y } \eta_T = 0.8555$$

$$h_{2r} := \frac{h_{2s} - h_a}{\eta_C} + h_a$$

$$h_{4r} := h_{mot} - \eta_T \cdot (h_{mot} - h_{4s})$$

$$h_{2r} = 552.0148 \text{ KJ / kg}$$

$$h_{4r} = 511.6826 \text{ KJ / kg}$$

Luego, en la tabla de propiedades del aire, encontramos $T_{2r} = 547.3771 \text{ K}$ y

$$T_{4r} = 508.4103 \text{ K}$$

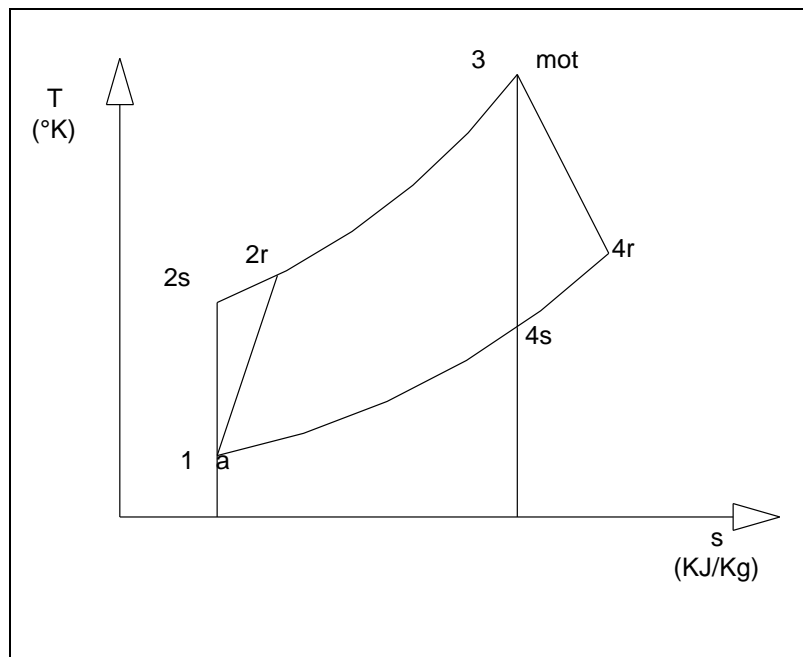


Figura 6.5 Diagrama Tvs.s ciclo Brayton

Trabajo útil

$$W_C = (h_{2r} - h_a)$$

$$W_T = (h_{mot} - h_{4r})$$

$$W_C = (552.0148 - 288.152)$$

$$W_T = (814.819 - 511.6826)$$

$$W_C = 263.8628 \text{ KJ / Kg}$$

$$W_T = 303.1364 \text{ KJ / Kg}$$

¹⁰ Manuales de mantenimiento, Rolls Royce, Pratt & Whitney, Havillan Inc, código ATA 71

$$W_n = W_T - W_C$$

$$W_n = 303.1364 - = 263.8628$$

$$W_n = 39.2763 \text{ KJ / Kg}$$

Eficiencia térmica

Ahora con estos valores se determinará la correspondiente eficiencia térmica del ciclo:

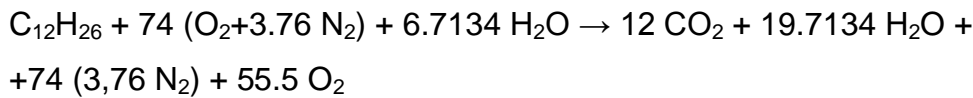
$$\eta_{ciclo_r} = 1 - \frac{h_{4r} - h_a}{h_{mot} - h_{2r}}$$

$$\eta_{ciclo_r} = 0.1494$$

Con este análisis general del ciclo se encuentra que el desempeño del aeromotor está produciendo una eficiencia del 14.94%.

Temperatura de llama Adiabática

Mediante las relaciones de entalpías generalizadas tanto del reactivo como del producto permiten determinar un valor de transferencia de calor empleando la ecuación de combustión:



Y en referencia a las ecuaciones:

$$\bar{h}_P = \eta_{CO_2} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298K})_{CO_2} + \eta_{O_2} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298K})_{O_2} + \eta_{N_2} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298K})_{N_2} + \eta_{H_2O} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298K})_{H_2O}$$

$$\bar{h}_R = \eta_{C_{12}H_{26}} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298K})_{C_{12}H_{26}} + \eta_{O_2} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298K})_{O_2} + \eta_{N_2} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298K})_{N_2} + \eta_{H_2O} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298K})_{H_2O}$$

Mediante las ecuaciones de las entalpías generalizadas, la relación que permite observar el proceso de transferencia de calor. En la tabla 6.5 se puede observar las entalpías calculadas de formación de los elementos reactivos y de los productos.

Sustancia	\bar{h}_f°	$h_{T_{2r}} @ 547.377$	$h_{T@298K}$	$h_{T_{mot}} @ 793.493K$
-----------	-------------------	------------------------	--------------	--------------------------

	$\frac{kJ}{kmol}$	$\frac{kJ}{kmol}$	$\frac{kJ}{kmol}$	$\frac{kJ}{kmol}$
C ₁₂ H ₂₆	- 291010	–	–	–
O ₂	0	16255.1163	8682	24303.741
N ₂	0	15985.8375	8669	23508.404
H ₂ O(g)	- 241820	18507.6247	9904	27644.860
CO ₂	- 393520	–	9364	31844.5813

**Tabla 6.5 Entalpías de formación calculadas de productos y reactantes
(T_{2r}@ 547.377K)**

$$\bar{h}_P = 12(-393520 + 31844.581 - 9364) + 55.5(0 + 24303.74106 - 8682) + 278.24(0 + 23508.404 - 8669) + 19.7134(-241820 + 27644.860 - 9904)$$

$$\bar{h}_P = -3873914.36013 \frac{kJ}{kmol}$$

y,

$$\bar{h}_R = (-291010 + 0 - 0) + 74(0 + 16255.1163 - 8682) + 278.24(0 + 15985.8375 - 8669) + 6.7134(-241820 + 18507.6247 - 9904)$$

$$\bar{h}_R = 739562.6582 \frac{kJ}{kmol}$$

Ahora para determinar la temperatura adiabática de la combustión se analiza por medio de:

$$h_P = h_R$$

$$12(-393520 + h_{CO_2} - 9364) + 19.7134(-241820 + h_{H_2O} - 9904) + 278.24(h_{N_2} - 8669) + 55.5(h_{O_2} - 8682) = 739562.6582$$

$$12h_{CO_2} + 19.7134h_{H_2O} + 278.24h_{N_2} + 55.5h_{O_2} - 12690857.4616 = 739562.6582$$

$$12h_{CO_2} + 19.7134h_{H_2O} + 278.24h_{N_2} + 55.5h_{O_2} = 13430420.1190$$

De esta ecuación se puede determinar que el valor obtenido por el número de moles de los productos de la combustión se determina que $13430420.119 / 365.4534 = 36750.0209$ kJ / kmol, luego utilizando las tablas del aire, entrando con el valor de entalpía 36750.0209 kJ / kmol podemos encontrar las temperaturas de los componentes de los gases de escape, así:

$$CO_2 \Rightarrow 887.6185 \text{ K}$$

H₂O => 1020.9848K
 N₂ => 1199.1982 K
 O₂ => 1152.2996 K

Como el nitrógeno posee el mayor número de moles (278.24 N₂), la temperatura de los gases de escape no debe sobrepasar los 1152.2996 K, con esta temperatura de referencia se procede a encontrar los correspondientes valores de entalpía para los otros componentes de los gases de escape:

CO₂ => 53802.9414 kJ / kmol
 H₂O => 44345.0836 kJ / kmol
 N₂ => 36750.0209 kJ / kmol
 O₂ => 38418.4174 kJ / kmol

Estos valores son reemplazados para determinar la igualdad:

$$12h_{CO_2} + 19.7134h_{H_2O} + 278.24h_{N_2} + 55.5h_{O_2} = 13430420.1199$$

$$12(53802.941) + 19.7134(44345.08) + 278.24(36750.02) + 55.5(38418.41) = 13926895.1398$$

$$13877375.6784 \neq 13430420.1199$$

En vista de que el valor determinado es mayor que la referencia (13877375.678 kJ/kmol), para solucionar esta discrepancia entonces se procede a realizar una iteración con un valor menor a 1199.1982 K. Se usa ahora el valor de 1120 K.

CO₂ => 49369 kJ / kmol
 H₂O => 40923 kJ / kmol
 N₂ => 34092 kJ / kmol
 O₂ => 35606 kJ / kmol

$$12h_{CO_2} + 19.7134h_{H_2O} + 278.24h_{N_2} + 55.5h_{O_2} = 13430420.1199$$

$$12(49369) + 19.7134(40923) + 278.24(34092) + 55.5(35606) = 13430420.1199$$

$$12861050.5482 \neq 13430420.1199$$

Entonces al no acercarse ningún valor al valor de referencia, se procede a realizar una interpolación entre temperaturas y entalpías:

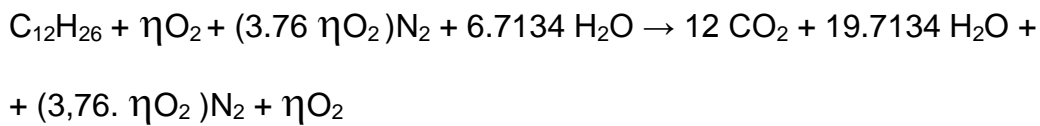
1199.1982K	=>	13877375.6784 kJ / kmol
X	=>	13430420.1199kJ / kmol

$$1120K \quad \Rightarrow \quad 12861050.5482 \text{ kJ / kmol}$$

De estas relaciones se obtiene que el valor de llama adiabática es 1164.3687 K o 891.2187 °C.

Relación de Aire Combustible Real

Luego de analizar que el valor de la llama adiabática es mayor que T_{mot} , es necesario hallar la relación aire combustible real que se encuentra en el presente proceso, para ello es necesario conocer el número de moles de oxígeno por cada mol de aire, ya que en el proceso de toma de datos por razones de seguridad del motor no existe un instrumento exclusivo que permite conocer la velocidad del aire y por ende el flujo e masa de aire, por lo cual se lleva a cabo lo siguiente:



entonces se tiene:

$$\begin{aligned} \bar{h}_P &= 12(-393520 + 31844.5813 - 9364) + \eta O_2(0 + 24303.741 - 8682) + \\ &+ (\eta O_2 \cdot 3.76)(0 + 23508.404 - 8669) + 19.7134(-241820 + 27644.84 - 9904) \\ \bar{h}_P &= 71417.900\eta O_2 - 8869834.74288 \end{aligned}$$

y,

$$\begin{aligned} \bar{h}_R &= (-291010 + 0 - 0) + \eta O_2(0 + 16255.1163 - 8682) + (\eta O_2 \cdot 3.76)(0 + 15985.8375 - 8669) + \\ &+ 6.7134(-241820 + 18507.6247 - 9904) \\ \bar{h}_R &= 35084.4253\eta O_2 - 1856684.81394 \end{aligned}$$

$$\eta O_2 = 193.021 \text{ Kmol } O_2 / \text{Kmol comb}$$

$$\text{Kmol aire / Kmol comb} = 4.74 (193.021) = 914.9$$

Por lo que se obtiene una relación de aire combustible ideal, así:

$$CA_{\text{real}} = \frac{170}{914.9 * 28.96} = 0.00641 \frac{\text{Kg comb}}{\text{Kg aire}}$$

$$CA_{real} = 156.006 \frac{Kg \text{ aire}}{Kg \text{ comb}}$$

$$\frac{(A/C)_{real}}{(A/C)_{esteq}} = \frac{156.006}{15.08} = 10.345$$

Esto indica que la cantidad de aire en relación al combustible es mucho mayor, ya que hay 1000% de exceso de aire teórico.

Análisis de disponibilidad de energía y eficiencia exergética

En la tabla 6.6 se muestran los valores de las propiedades en los cuatro estados de interés para $T_a = 288 \text{ K}$ y $P_a = 10.55 \text{ PSI}$. La entropía de un gas ideal y la función exergía se han calculado a partir de las relaciones

$$S_s - S_e = S^0_s - S^0_e - R \ln(P_s/P_e)^{11}$$

$$\Psi_s - \Psi_e = h_s - h_e - T_a (S_s - S_e)$$

TWIN OTTER	Estado	Temperatura	Presión	Entalpía (h)	s ^o	Entropía(s)	Exergía (ψ)
		K	psi	KJ/Kg	KJ/Kg.K	KJ/Kg.K	KJ/Kg
	1	288	10,550	288,152	1,66103	1,66103	0,000
	2	547.3771	79,125	552.0148	2.31309	1.7354	242.4445
	3	793,4938	79,125	814,819	2,7088	2,13114	391,2760
	4	508.4103	10,550	511.6826	2.2366	2.2366	57.7671

Tabla 6.6 Valores de propiedades de un ciclo de potencia de turbina de gas irreversible (PT6A-27 TWIN OTTER)

Donde la temperatura del estado 1 es la temperatura ambiente (T_a), para el estado 2 se utiliza la temperatura T_{2r} , calculada en el capítulo anterior; para el estado 3 se utiliza la temperatura del motor (T_{mot}) y en el estado 4 la temperatura es T_{4r} . Debido que en este caso la relación de presión es de 7.5, y la presión atmosférica es de 10.55 PSI, en los estados 2 y 3 se tiene:

$$P_2 = P_3 = 7.5 * 10.55 = 79.125 \text{ PSI}$$

¹¹ Termodinámica de Kenneth Wark, pág 724

Los valores de entropía (s^0) y entalpía (h) se toman de la tabla del aire.

Para obtener la entropía (s), se parte de

$$S_s - S_e = S^0_s - S^0_e - R \ln(P_s/P_e)$$

Para el estado 1 se encuentra el valor en la tabla del aire, siendo $S_1=1.661032$ KJ/Kg.K y el cual va a ser la entropía de entrada (S^0_e) = S^0_1 .

Para el estado 2 se encuentra S^0_{2s} en la tabla del aire y se tiene:

$$S_s - S_e = S^0_{2s} - S^0_e - R \ln(P_s/P_e)$$

$$S_{2s} - 1.661032 = 2,31309 - 1.661032 - (8.314/29) \ln(7.5)$$

$$S_s = 1.7354 = S_2$$

Para el estado 3 se encuentra S^0_{3s} en la tabla del aire y se tiene:

$$S_s - S_e = S^0_{3s} - S^0_e - R \ln(P_s/P_e)$$

$$S_{3s} - 1.661032 = 2,7088 - 1.661032 - (8.314/29) \ln(7.5)$$

$$S_s = 2,13114 = S_3$$

Para el estado 4 se encuentra el valor en la tabla del aire, siendo este $S^0_{4s}=2,2366$ KJ/Kg.K = S_4

Para obtener los valores de exergía en cada estado, se parte de

$$\Psi_s - \Psi_e = h_s - h_e - T_a (s_s - s_e)$$

En el estado 1, $\Psi_1 = 0$, ya que se supone que no hay trabajo útil en ese instante.

En el estado 2 se tiene:

$$\Psi_s - \Psi_e = h_s - h_e - T_a (s_s - s_e)$$

$$\Delta\Psi = 552.0148 - 288,152 - 288(1,7354 - 1,661032)$$

$$\Delta\Psi = 242.4448 \text{ KJ/Kg} = \Psi_2$$

En el estado 3 se tiene:

$$\Psi_s - \Psi_e = h_s - h_e - T_a (s_s - s_e)$$

$$\Delta\Psi = 814,8192 - 288,152 - 288(2,13114 - 1,661032)$$

$$\Delta\Psi = 391,27609 \text{ KJ/Kg} = \Psi_3$$

En el estado 4 se tiene:

$$\Psi_s - \Psi_e = h_s - h_e - T_a (s_s - s_e)$$

$$\Delta\Psi = 511.6826 - 288,152 - 288(2,2366 - 1,661032)$$

$$\Delta\Psi = 57.7670 \text{ KJ/Kg} = \Psi_4$$

En la tabla 6.7 se muestra la evaluación de las energías suministradas y obtenidas. Las irreversibilidades en el interior del compresor y de la turbina se han obtenido de $i = T_a \Delta s$ para dispositivos adiabáticos. El valor de i en la cámara de combustión es cero, ya que se supone una corriente sin fricción. El análisis energético, mostrado en la tabla 6.8, contabiliza las entradas y salidas del ciclo. En ella se indica que con los gases de escape de la turbina sale una cantidad importante de energía, sin embargo, no se proporciona información acerca de la influencia de las irreversibilidades o de la pérdida de exergía sobre el comportamiento del ciclo.

TWIN OTTER	Evaluación de la energía					
	Calor añadido			Calor rechazado		
	Trabajo del compresor	263.8628	KJ/Kg	Trabajo de la turbina	303.1366	KJ/Kg
Calor suministrado	2628177	KJ/Kg				

Tabla 6.7 Evaluación de la energía en un ciclo de potencia de turbina de gas irreversible (PT6A-27 TWIN OTTER)

Los valores del calor añadido, se obtienen de la siguiente manera:

$$\text{El trabajo del compresor } (w_c) = h_2 - h_1 = 552.01484 - 288.152 = 263.8628 \text{ KJ/Kg.}$$

$$\text{El calor consumido } (q_{23}) = h_3 - h_2 = 814.8192 - 552.0148 = 262.8044 \text{ KJ/Kg.}$$

Para el calor rechazado, se tiene:

$$\text{Trabajo de la turbina } (w_T) = h_3 - h_4 = 814.8192 - 511.6826 = 303.1366 \text{ KJ/Kg.}$$

En la tabla 6.8 se muestra la evaluación de la exergía en el ciclo. Los valores son más significativos si se aplican al balance de exergía en régimen estacionario. Escrito en forma de entrada / salida

$$\sum_j q \left(1 - \frac{T_a}{T_j}\right) + \psi_1 = \psi_4 + (w_{T,sal} - w_{C,ent}) + i_C + i_T$$

Sustituyendo los valores, se obtiene

$$148.8315 + 0 = 57.767 + 39.2738 + 21.4183 + 30.3724$$

$$\Delta\Psi_{comb} = \Psi_3 - \Psi_2$$

$$\Delta\Psi_{comb} = 391.276 - 242.445 = 148.831 \text{ KJ / Kg}$$

TWIN OTTER	Evaluación de la exergía (KJ/Kg)				
	Proceso	q	w	$\Delta\Psi$ ó Ψ	i
	Compresor	-	-262.8628	242.4445	21.4183
	Cámara de combustión	262.8044	-	148.8315	-
	Turbina	-	303.1366	-333.509	30.3724
	TOTAL	262.8044	39.2739	59.767	51.7907

Tabla 6.8 Evaluación de la exergía en un ciclo de potencia de turbina de gas irreversible (PT6A-27 TWIN OTTER)

El análisis exergético es más revelador que el energético. El suministro de exergía al ciclo es de 148.8315 KJ/Kg aparece en primer lugar como una salida de 57.767 KJ/Kg de la turbina, comparado con los 39.2738 KJ/Kg de trabajo neto obtenido. La destrucción de exergía en el compresor y en la turbina, es de 51.7907 KJ/Kg.

El rendimiento exergético o de la segunda ley para el ciclo, según el criterio de salida deseada/entrada exigida es

$$\varepsilon_{ciclo} = \frac{w_{net,sal}}{\Delta\Psi_{ccomb}} = \frac{39.2738}{148.8315} = 0.26388$$

Aproximadamente un 26% de la exergía suministrada con el calor se transforma en trabajo útil de salida.

Análisis de causa de la diferencia entre eficiencia térmica (η_T) y eficiencia exergética (ε_{ciclo})

$\eta_T = 0.1494 \rightarrow$ Esto significa que el 14.94 % del calor añadido ha sido transformado en energía mecánica para el accionamiento del aeromotor bajo el ciclo Brayton de funcionamiento.

$\varepsilon_{ciclo} = 0.26388 \rightarrow$ Representa que se aprovecha el 26.388% de la energía total disponible del combustible.

En conclusión la eficiencia térmica representa el rendimiento del proceso de trabajo en función de la relación global de presiones, mientras que la eficiencia exergética indica la cantidad de trabajo utilizado del total disponible en función de la cantidad de combustible.

6.1.3 BALANCE ENERGÉTICO Y EXERGÉTICO PARA EL AEROMOTOR JT12A-8N (SABRELINER)

Datos de entrada

Las condiciones ambientales y los datos obtenidos durante el funcionamiento del aeromotor:

Condiciones Ambientales

H: altura del terreno (Quito)

Ta: Temperatura ambiental

Pa: Presión atmosférica

γ : Es la relación de calores específicos.

Cp: Calor específico del aire

Aeromotor

Datos de operación

Tmot: Temperatura del aeromotor (take off)

rp: Relación de compresión

Pcomb: Presión del Combustible.

Tcomb: Temperatura del combustible.

Ta = (12.8+273.15) K

Tmot = (704.906+273.15) K

Ta = 285.95.15 K

Tmot = 978.056 K (Tmot en take off)

$P_a = 10.55 \text{ PSI}$ (a 2820 mSNM)

$C_p = 1005 \text{ J}/(\text{Kg}\cdot\text{K})$

$\gamma = 1.4$

$r_p = 9.5$

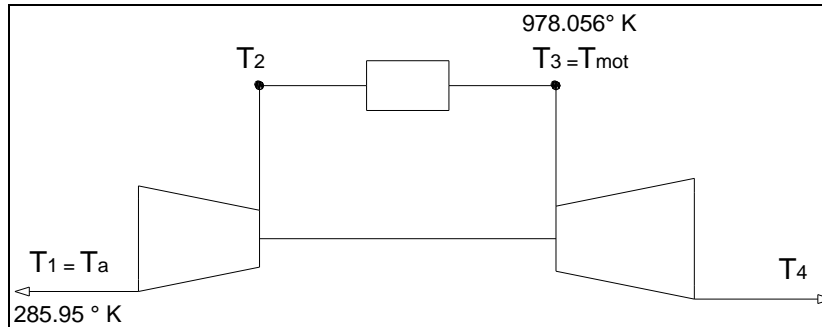


Figura 6.6 Esquema de una turbina a gas

$h_a = 286.0938 \text{ KJ} / \text{kg}$, y $P_{r1} = P_{ra} = 1.172213$

$h_{\text{mot}} = 1021.000435 \text{ KJ} / \text{kg}$, y $P_{r3} = P_{r \text{ mot}} = 104.40296$ (valores obtenidos de tablas de propiedades del aire)

Entalpías, temperaturas isentrópicas y reales

Al obtener la entalpía en la entrada de aire (h_a), se calcula la entalpía y temperatura isentrópica para el punto 2_s , así:

$$\frac{P_{r2}}{P_{r1}} = \frac{P_2}{P_1} \Rightarrow P_{r2} = P_{r1} \times \frac{P_2}{P_1}$$

$$P_{r2} = 1.172213 \times \frac{100.225 \text{ PSI}}{10.55 \text{ PSI}}$$

$$P_{r2} = 11.1360$$

Este valor permite, así mismo por medio de las tablas del aire determinar:

$h_{2s} = 544.7633 \text{ KJ} / \text{kg}$, por lo tanto, $T_{2s} = 540.4736 \text{ K}$.

Determinación de la temperatura isentrópica (ideal del ciclo) a la salida de la turbina, luego de la expansión adiabática.

$$\frac{P_{r3}}{P_{r4}} = \frac{P_3}{P_4} \Rightarrow P_{r4} = P_{r3} \times \frac{P_4}{P_3}$$

$$P_{r4} = 104.4029 \times \frac{10.55 \text{ PSI}}{100.225 \text{ PSI}}$$

$$P_{r4} = 10.9897$$

Este valor permite, así mismo por medio de las tablas del aire determinar:

$h_{4s} = 542.78 \text{ KJ / kg}$, por lo tanto, $T_{4s} = 538.489 \text{ K}$.

Considerando que la eficiencia del compresor y de la turbina no supera el 86% por condiciones de diseño¹², en el presente ciclo Brayton, se calcula h_{2r} y h_{4r} .

$\eta_C = 0.8514$, y $\eta_T = 0.8681$

$$h_{2r} := \frac{h_{2s} - h_a}{\eta_C} + h_a$$

$$h_{4r} := h_{mot} - \eta_T \cdot (h_{mot} - h_{4s})$$

$h_{2r} = 589.8949 \text{ KJ / kg}$

$h_{4r} = 605.8485 \text{ KJ / kg}$

Luego, en la tabla de propiedades del aire, encontramos $T_{2r} = 583.6783 \text{ K}$ y

$T_{4r} = 598.8843 \text{ K}$

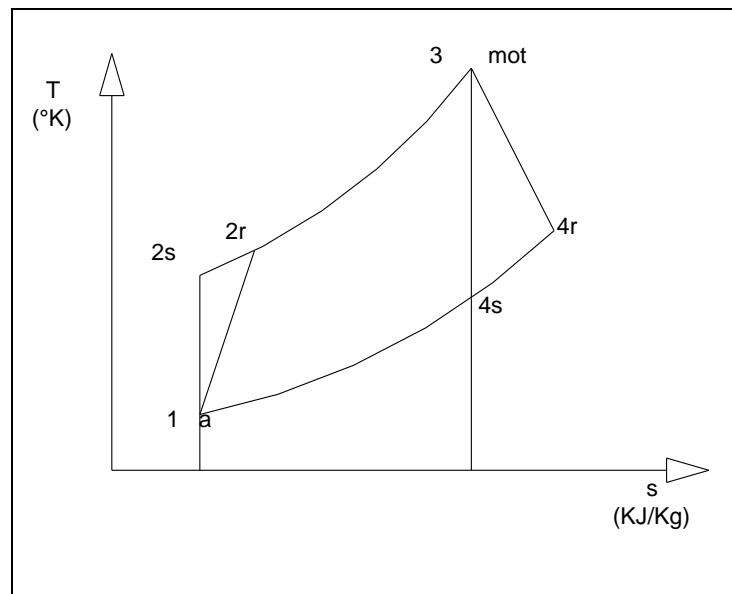


Figura 6.7 Diagrama Tvs.s ciclo Brayton

¹² Manuales de mantenimiento, Rolls Royce, Pratt & Whitney, Havillan Inc, código ATA 71

Trabajo útil

$$W_C = (h_{2r} - h_a)$$

$$W_C = (589.8948 - 286.093)$$

$$W_C = 303.80105 \text{ KJ / Kg}$$

$$W_T = (h_{mot} - h_{4r})$$

$$W_T = (1021.0436 - 605.848599)$$

$$W_T = 415.194 \text{ KJ / Kg}$$

$$W_n = W_T - W_C$$

$$W_n = 415.194 - 303.80105$$

$$W_n = 111.3939 \text{ KJ / Kg}$$

Eficiencia térmica

Ahora con estos valores se determinará la correspondiente eficiencia térmica del ciclo:

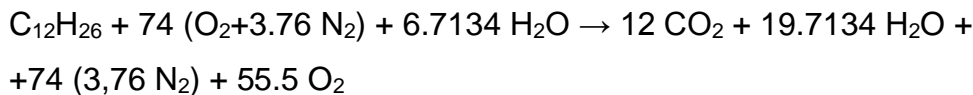
$$\eta_{ciclo_r} = 1 - \frac{h_{4r} - h_a}{h_{mot} - h_{2r}}$$

$$\eta_{ciclo_r} = 0.2583$$

Con este análisis general del ciclo se encuentra que el desempeño del aeromotor está produciendo una eficiencia del 25.83%.

Temperatura de llama Adiabática

Mediante las relaciones de entalpías generalizadas tanto del reactivo como del producto permiten determinar un valor de transferencia de calor empleando la ecuación de combustión:



Y en referencia a las ecuaciones:

$$\bar{h}_P = \eta_{CO_2} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298K})_{CO_2} + \eta_{O_2} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298K})_{O_2} + \eta_{N_2} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298K})_{N_2} + \eta_{H_2O} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298K})_{H_2O}$$

$$\bar{h}_R = \eta_{C_{12}H_{26}} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298K})_{C_{12}H_{26}} + \eta_{O_2} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298K})_{O_2} + \eta_{N_2} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298K})_{N_2} + \eta_{H_2O} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298K})_{H_2O}$$

Mediante las ecuaciones de las entalpías generalizadas, la relación que permite observar el proceso de transferencia de calor. En la tabla 6.9 se puede observar las entalpías calculadas de formación de los elementos reactivos y de los productos.

Sustancia	\bar{h}_f°	$h_{T_{2r}@583.6783}$	$h_{T@298K}$	$h_{T_{mot}@978.056K}$
	$\frac{kJ}{kmol}$	$\frac{kJ}{kmol}$	$\frac{kJ}{kmol}$	$\frac{kJ}{kmol}$
C ₁₂ H ₂₆	- 291010	–	–	–
O ₂	0	17407.337	8682	30624.5432
N ₂	0	17027.349	8669	29412.820
H ₂ O(g)	- 241820	19810.786	9904	34981.6848
CO ₂	- 393520	–	9364	41580.024

Tabla 6.9 Entalpías de formación calculadas de productos y reactantes (T_{2r}@ 583.6783)

$$\bar{h}_P = 12(-393520 + 41580.024 - 9364) + 55.5(0 + 30624.5432 - 8682) + 278.24(0 + 29412.82 - 8669) + 19.7134(-241820 + 34981.6848 - 9904)$$

$$\bar{h}_P = -1618804.04406 \frac{kJ}{kmol}$$

y,

$$\bar{h}_R = (-291010 + 0 - 0) + 74(0 + 17407.337 - 8682) + 278.24(0 + 17027.349 - 8669) + 6,7134(-241820 + 19810.786 - 9904)$$

$$\bar{h}_R = 1135886.5928 \frac{kJ}{kmol}$$

Ahora para determinar la temperatura adiabática de la combustión se analiza por medio de:

$$h_P = h_R$$

$$12(-393520 + h_{CO_2} - 9364) + 19.7134(-241820 + h_{H_2O} - 9904) + 278.24(h_{N_2} - 8669) + 55.5(h_{O_2} - 8682) = 1135886.5928$$

$$12h_{CO_2} + 19.7134h_{H_2O} + 278.24h_{N_2} + 55.5h_{O_2} - 12690857.4616 = 1135886.5928$$

$$12h_{CO_2} + 19.7134h_{H_2O} + 278.24h_{N_2} + 55.5h_{O_2} = 13826744.0545$$

De esta ecuación se puede determinar que el valor obtenido por el número de moles de los productos de la combustión se determina que $13826744.0545 / 365.4534 = 37834.4928$ kJ / kmol, luego utilizando las tablas del aire, entrando con al valor de entalpía 37834.4928 kJ / kmol podemos encontrar las temperaturas de los componentes de los gases de escape, así:

$$\text{CO}_2 \Rightarrow 908.1036 \text{ K}$$

$$\text{H}_2\text{O} \Rightarrow 1046.9807 \text{ K}$$

$$\text{N}_2 \Rightarrow 1231.29 \text{ K}$$

$$\text{O}_2 \Rightarrow 1182.818 \text{ K}$$

Como el nitrógeno posee el mayor número de moles (278.24 N_2), la temperatura de los gases de escape no debe sobrepasar los 1200 K , con esta temperatura de referencia se procede a encontrar los correspondientes valores de entalpía para los otros componentes de los gases de escape:

$$\text{CO}_2 \Rightarrow 53848 \text{ kJ / kmol}$$

$$\text{H}_2\text{O} \Rightarrow 44380 \text{ kJ / kmol}$$

$$\text{N}_2 \Rightarrow 36777 \text{ kJ / kmol}$$

$$\text{O}_2 \Rightarrow 38447 \text{ kJ / kmol}$$

Estos valores son reemplazados para determinar la igualdad:

$$12h_{\text{CO}_2} + 19.7134h_{\text{H}_2\text{O}} + 278.24h_{\text{N}_2} + 55.5h_{\text{O}_2} = 13826744.0545$$

$$12(53848) + 19.7134(44380) + 278.24(36777) + 55.5(38447) = 13826744.0545$$

$$13887697.672 \neq 13826744.0545$$

En vista de que el valor determinado es mayor que la referencia ($13826744.0545 \text{ kJ/kmol}$), para solucionar esta discrepancia entonces se procede a realizar una iteración con un valor menor a 1200 K . Se usa ahora el valor de 1160 K .

$$\text{CO}_2 \Rightarrow 51602 \text{ kJ / kmol}$$

$$\text{H}_2\text{O} \Rightarrow 42642 \text{ kJ / kmol}$$

$$\text{N}_2 \Rightarrow 35430 \text{ kJ / kmol}$$

$$\text{O}_2 \Rightarrow 37023 \text{ kJ / kmol}$$

$$12h_{\text{CO}_2} + 19.7134h_{\text{H}_2\text{O}} + 278.24h_{\text{N}_2} + 55.5h_{\text{O}_2} = 13826744.0545$$

$$12(51602) + 19.7134(42642) + 278.24(35430) + 55.5(37023) = 13826744.0545$$

$$13372662 \neq 13826744.0545$$

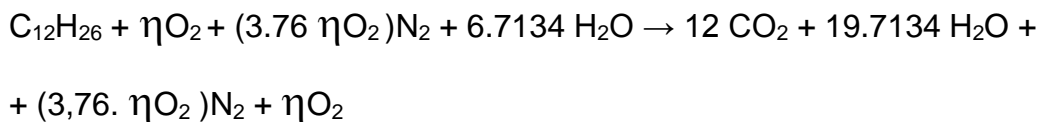
Entonces al no acercarse ningún valor al valor de referencia, se procede a realizar una interpolación entre temperaturas y entalpías:

1200K	=>	13887697.672 kJ / kmol
X	=>	13826744.0545 kJ / kmol
1160 K	=>	13372662.5028 kJ / kmol

De estas relaciones se obtiene que el valor de llama adiabática es 1195.26 K o 922.11°C.

Relación de Aire Combustible Real

Luego de analizar que el valor de la llama adiabática es mayor que T_{mot} , es necesario hallar la relación aire combustible real que se encuentra en el presente proceso, para ello es necesario conocer el número de moles de oxígeno por cada mol de aire, ya que en el proceso de toma de datos por razones de seguridad del motor no existe un instrumento exclusivo que permite conocer la velocidad del aire y por ende el flujo e masa de aire, por lo cual se lleva a cabo lo siguiente:



entonces se tiene:

$$\begin{aligned} \bar{h}_P &= 12(-393520 + 41580.024 - 9364) + \eta O_2(0 + 30624.5432 - 8682) + \\ &+ (\eta O_2 \cdot 3.76)(0 + 29423.820 - 8669) + 19.7134(-241820 + 34981.6848 - 9904) \\ \bar{h}_P &= 99939.3064\eta O_2 - 8608375.6684 \end{aligned}$$

y,

$$\begin{aligned} \bar{h}_R &= (-291010 + 0 - 0) + \eta O_2(0 + 17407.337 - 8682) + (\eta O_2 \cdot 3.76)(0 + 17072.349 - 8669) + \\ &+ 6,7134(-241820 + 19810.786 - 9904) \\ \bar{h}_R &= 40321.929\eta O_2 - 1847936.17 \end{aligned}$$

$$\eta O_2 = 113.397 \text{ Kmol } O_2 / \text{ Kmol comb}$$

$$\text{Kmol aire / Kmol comb} = 4.74 (113.397) = 537.502$$

Por lo que se obtiene una relación de aire combustible ideal, así:

$$CA_{ideal} = \frac{170}{537.502 * 28.96} = 0.0109 \frac{\text{Kg comb}}{\text{Kg aire}}$$

$$CA_{real} = 91.74 \frac{\text{Kg aire}}{\text{Kg comb}}$$

$$\frac{(A/C)_{real}}{(A/C)_{esteq}} = \frac{91.74}{15.08} = 6.08$$

Esto indica que la cantidad de aire en relación al combustible es mucho mayor, ya que hay 600 % de exceso de aire teórico.

Análisis de disponibilidad de energía y eficiencia exergética

En la tabla 6.10 se muestran los valores de las propiedades en los cuatro estados de interés para $T_a = 285.95 \text{ k}$ y $P_a = 10.55 \text{ PSI}$. La entropía de un gas ideal y la función exergía se han calculado a partir de las relaciones

$$S_s - S_e = S^0_s - S^0_e - R \ln(P_s / P_e)^{13}$$

$$\Psi_s - \Psi_e = h_s - h_e - T_a (S_s - S_e)$$

SABRELINER	Estado	Temperatura	Presión	Entalpía (h)	s ⁰	Entropía(s)	Exergía (ψ)
		K	psi	KJ/Kg	KJ/Kg.K	KJ/Kg.K	KJ/Kg
	1	285,95	10,550	286,0938	1,6538	1,6538	0,000
	2	583.6783	100,225	859.8949	2.38007	1.7346	280.6862
	3	978,056	100,225	1021,043	2,9424	2,29698	551,0552
	4	598.8843	10,550	605.8485	2.40705	2.40705	104.2342

Tabla 6.10 Valores de propiedades de un ciclo de potencia de turbina de gas irreversible (JT12A-8N SABRELINER)

¹³ Termodinámica de Kenneth Wark, pág 724

Donde la temperatura del estado 1 es la temperatura ambiente (T_a), para el estado 2 se utiliza la temperatura T_{2r} , calculada en el capítulo anterior; para el estado 3 se utiliza la temperatura del motor (T_{mot}) y en el estado 4 la temperatura es T_{4r} . Debido que en este caso la relación de presión es de 9.5, y la presión atmosférica es de 10.55 PSI, en los estados 2 y 3 se tiene:

$$P_2 = P_3 = 9.5 * 10.55 = 100.225 \text{ PSI}$$

Los valores de entropía (s^0) y entalpía (h) se toman de la tabla del aire.

Para obtener la entropía (s), se parte de

$$S_s - S_e = S^0_s - S^0_e - R \ln(P_s / P_e)$$

Para el estado 1 se encuentra el valor en la tabla del aire, siendo $S_1 = 1,6538$ KJ/Kg.K y el cual va a ser la entropía de entrada (S^0_e) = S^0_1 .

Para el estado 2 se encuentra S^0_{2s} en la tabla del aire y se tiene:

$$S_s - S_e = S^0_{2s} - S^0_e - R \ln(P_s / P_e)$$

$$S_{2s} - 1,6538 = 2,38007 - 1,6538 - (8.314/29) \ln(9.5)$$

$$S_s = 1,7346 = S_2$$

Para el estado 3 se encuentra S^0_{3s} en la tabla del aire y se tiene:

$$S_s - S_e = S^0_{3s} - S^0_e - R \ln(P_s / P_e)$$

$$S_{3s} - 1,6538 = 2,9424 - 1,6538 - (8.314/29) \ln(9.5)$$

$$S_s = 2,29698 = S_3$$

Para el estado 4 se encuentra el valor en la tabla del aire, siendo este $S^0_{4s} = 2,40705$ KJ/Kg.K = S_4

Para obtener los valores de exergía en cada estado, se parte de

$$\Psi_s - \Psi_e = h_s - h_e - T_a (s_s - s_e)$$

En el estado 1, $\Psi_1 = 0$, ya que se supone que no hay trabajo útil en ese instante.

En el estado 2 se tiene:

$$\Psi_s - \Psi_e = h_s - h_e - T_a (s_s - s_e)$$

$$\Delta\Psi = 589.8948 - 286,0938 - 285,95(1,7346-1,6538)$$

$$\Delta\Psi = 280.6962 \text{ KJ/Kg} = \Psi_2$$

En el estado 3 se tiene:

$$\Psi_s - \Psi_e = h_s - h_e - T_a (s_s - s_e)$$

$$\Delta\Psi = 1021,0435 - 286,0938 - 285,95(2,2969-1,6538)$$

$$\Delta\Psi = 551,0552 \text{ KJ/Kg} = \Psi_3$$

En el estado 4 se tiene:

$$\Psi_s - \Psi_e = h_s - h_e - T_a (s_s - s_e)$$

$$\Delta\Psi = 605.8485 - 286,0938 - 285,95(2.4075-1,6538)$$

$$\Delta\Psi = 104.2342 \text{ KJ/Kg} = \Psi_4$$

En la tabla 6.11 se muestra la evaluación de las energías suministradas y obtenidas. Las irreversibilidades en el interior del compresor y de la turbina se han obtenido de $i = T_a \Delta s$ para dispositivos adiabáticos. El valor de i en la cámara de combustión es cero, ya que se supone una corriente sin fricción. El análisis energético, mostrado en la tabla 6.12, contabiliza las entradas y salidas del ciclo. En ella se indica que con los gases de escape de la turbina sale una cantidad importante de energía, sin embargo, no se proporciona información acerca de la influencia de las irreversibilidades o de la pérdida de exergía sobre el comportamiento del ciclo.

SABRELINER	Evaluación de la energía					
	Calor añadido			Calor rechazado		
	Trabajo del compresor	303.80105	KJ/Kg	Trabajo de la turbina	415.1949	KJ/Kg
Calor suministrado	431.1487	KJ/Kg				

Tabla 6.11 Evaluación de la energía en un ciclo de potencia de turbina de gas irreversible (JT12A-8N SABRELINER)

Los valores del calor añadido, se obtienen de la siguiente manera:

El trabajo del compresor (w_c) = $h_2 - h_1 = 589.8948 - 286.093 = 303.80105$ KJ/Kg.

El calor consumido (q_{23}) = $h_3 - h_2 = 1021.043 - 589.8948 = 431.1487$ KJ/Kg.

Para el calor rechazado, se tiene:

Trabajo de la turbina (w_T) = $h_3 - h_4 = 1021.043 - 605.8485 = 415.1949$ KJ/Kg.

En la tabla 6.12 se muestra la evaluación de la exergía en el ciclo. Los valores son más significativos si se aplican al balance de exergía en régimen estacionario. Escrito en forma de entrada / salida

$$\sum_j q \left(1 - \frac{T_a}{T_j}\right) + \psi_1 = \psi_4 + (w_{T,sal} - w_{C,ent}) + i_C + i_T$$

Sustituyendo los valores, se obtiene

$$270.359 + 0 = 104.234 + 111.3939 + 23.1048 + 31.6261$$

$$\Delta\Psi_{comb} = \Psi_3 - \Psi_2$$

$$\Delta\Psi_{comb} = 551.0552 - 280.6862 = 270.367 \text{ KJ / Kg}$$

El análisis exergético es más revelador que el energético. El suministro de exergía al ciclo es de 270.359KJ/Kg aparece en primer lugar como una salida de 104.234KJ/Kg de la turbina, comparado con los 111.3939KJ/Kg de trabajo neto obtenido. La destrucción de exergía en el compresor y en la turbina, es de 54.7395KJ/Kg.

SABRELINER	Evaluación de la exergía (KJ/Kg)				
	Proceso	q	w	$\Delta\Psi$ ó Ψ	i
	Compresor	-	-303.801	280.6862	23.10485
	Cámara de combustión	431.1487	-	270.359	-
	Turbina	-	415.1949	-446.821	31.6261
	TOTAL	424.944	111.3939	104.234	54.7395

Tabla 6.12 Evaluación de la exergía en un ciclo de potencia de turbina de gas irreversible (JT12A-8N SABRELINER)

El rendimiento exergético o de la segunda ley para el ciclo, según el criterio de salida deseada/entrada exigida es

$$\varepsilon_{ciclo} = \frac{w_{net,sal}}{\Delta\psi_{ccomb}} = \frac{111.3939}{270.359} = 0.41202$$

Aproximadamente un 41% de la exergía suministrada con el calor se transforma en trabajo útil de salida.

Análisis de causa de la diferencia entre eficiencia térmica (η_T) y eficiencia exergética (ε_{ciclo})

$\eta_T = 0.2583 \rightarrow$ Esto significa que el 25.83 % del calor añadido ha sido transformado en energía mecánica para el accionamiento del aeromotor bajo el ciclo Brayton de funcionamiento.

$\varepsilon_{ciclo} = 0.4102 \rightarrow$ Representa se aprovecha el 41.02% de la energía total disponible del combustible.

En conclusión la eficiencia térmica representa el rendimiento del proceso de trabajo en función de la relación global de presiones, mientras que la eficiencia exergética indica la cantidad de trabajo utilizado del total disponible en función de la cantidad de combustible.

6.1.4 BALANCE ENERGÉTICO Y EXERGÉTICO PARA EL AEROMOTOR T56 – A – 15 (C-130)

Datos de entrada

Las condiciones ambientales y los datos obtenidos durante el funcionamiento del aeromotor:

Condiciones Ambientales

H: altura del terreno (Quito)

Ta: Temperatura ambiental

Pa: Presión atmosférica

γ : Es la relación de calores específicos.

Cp: Calor específico del aire

Aeromotor

Datos de operación

T_{mot} : Temperatura del aeromotor (take off)

r_p : Relación de compresión

P_{comb} : Presión del Combustible.

T_{comb} : Temperatura del combustible.

$T_a = (18+273.15) \text{ K}$

$T_{mot} = (1074.25+273.15) \text{ K}$

$T_a = 291.15 \text{ K}$

$T_{mot} = 1347.4 \text{ K}$ (T_{mot} en take off)

$P_a = 10.55 \text{ PSI}$ (a 2820 mSNM)

$C_p = 1005 \text{ J}/(\text{Kg}\cdot\text{K})$

$\gamma = 1.4$

$r_p = 9.5$

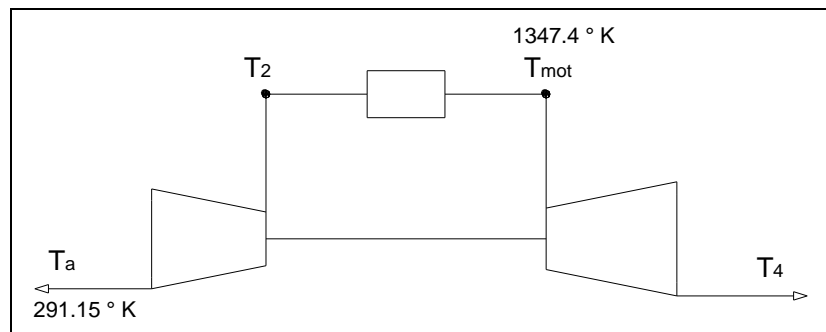


Figura 6.2 Esquema de una turbina a gas

$h_a = 291.312 \text{ KJ / kg}$, y $P_{r1} = P_{ra} = 1.186411$

$h_{mot} = 1452.4208 \text{ KJ / kg}$, y $P_{r3} = P_{r\ mot} = 383.872$ (valores obtenidos de tablas de propiedades del aire)

Entalpías, temperaturas isentrópicas y reales

Al obtener la entalpía en la entrada de aire (h_a), se calcula la entalpía y temperatura isentrópica para el punto 2_s , así:

$$\frac{P_{r2}}{P_{r1}} = \frac{P_2}{P_1} \Rightarrow P_{r2} = P_{r1} \times \frac{P_2}{P_1}$$

$$P_{r2} = 1.18641 \times \frac{100.225 \text{ PSI}}{10.55 \text{ PSI}}$$

$$P_{r2} = 11.2709$$

Este valor permite, así mismo por medio de las tablas del aire determinar:

$$h_{2s} = 544.43 \text{ KJ / kg, por lo tanto, } T_{2s} = 542.249 \text{ K.}$$

Determinación de la temperatura isentrópica (ideal del ciclo) a la salida de la turbina, luego de la expansión adiabática.

$$\frac{P_{r3}}{P_{r4}} = \frac{P_3}{P_4} \Rightarrow P_{r4} = P_{r3} \times \frac{P_4}{P_3}$$

$$P_{r4} = 383.872 \times \frac{10.55 \text{ PSI}}{100.225 \text{ PSI}}$$

$$P_{r4} = 40.407608$$

Este valor permite, así mismo por medio de las tablas del aire determinar:

$$h_{4s} = 784.2722 \text{ KJ / kg, por lo tanto, } T_{4s} = 765.576 \text{ K.}$$

Considerando que la eficiencia del compresor y de la turbina no supera el 87% por condiciones de diseño¹⁴, en el presente ciclo Brayton, se calcula h_{2r} y h_{4r} .

$$\eta_c = 0.8182, \text{ y } \eta_T = 0.8765$$

$$h_{2r} := \frac{h_{2s} - h_a}{\eta_c} + h_a$$

$$h_{4r} := h_{mot} - \eta_t \cdot (h_{mot} - h_{4s})$$

$$h_{2r} = 600.6548 \text{ KJ / kg}$$

$$h_{4r} = 866.7392 \text{ KJ / kg}$$

Luego, en la tabla de propiedades del aire, encontramos $T_{2r} = 593.937 \text{ K}$ y

$$T_{4r} = 840.59 \text{ K}$$

¹⁴ Manuales de mantenimiento, Rolls Royce, Pratt & Whitney, Havillan Inc, código ATA 71

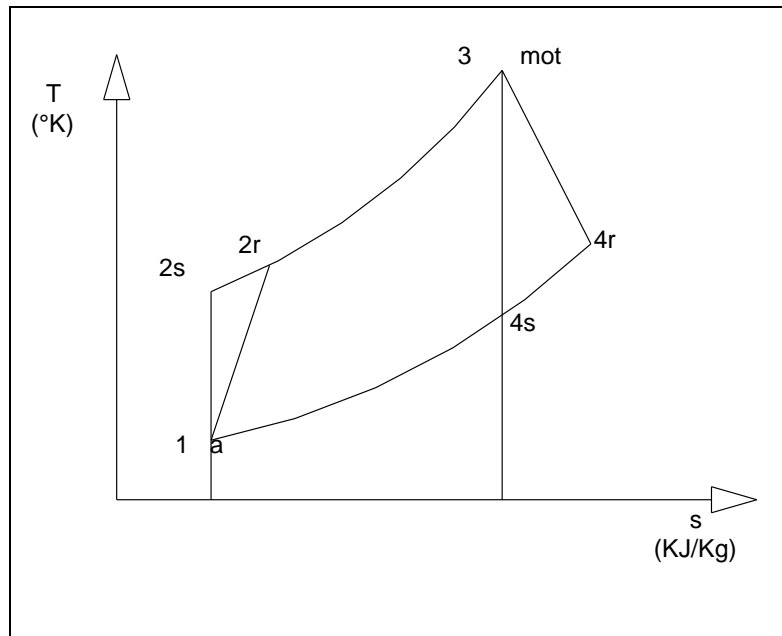


Figura 6.3 Diagrama Tvs.s ciclo Brayton

Trabajo útil

$$W_C = (h_{2r} - h_a)$$

$$W_C = (600.6548 - 291.3123)$$

$$W_C = 309.3425 \text{ KJ / Kg}$$

$$W_T = (h_{mot} - h_{4r})$$

$$W_T = (1452.4208 - 866.7392)$$

$$W_T = 585.6816 \text{ KJ / Kg}$$

$$W_n = W_T - W_C$$

$$W_n = 585.6816 - 309.3425$$

$$W_n = 276.3391 \text{ KJ / Kg}$$

Eficiencia térmica

Ahora con estos valores se determinará la correspondiente eficiencia térmica del ciclo:

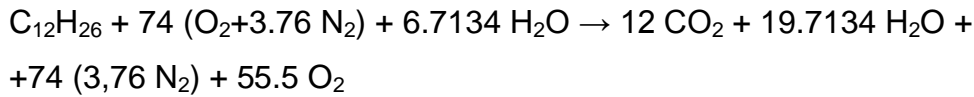
$$\eta_{ciclo_r} = 1 - \frac{h_{4r} - h_a}{h_{mot} - h_{2r}}$$

$$\eta_{ciclo_r} = 0.6323$$

Con este análisis general del ciclo se encuentra que el desempeño del aeromotor está produciendo una eficiencia del 63.23%.

Temperatura de Llama Adiabática

Mediante las relaciones de entalpías generalizadas tanto del reactivo como del producto permiten determinar un valor de transferencia de calor empleando la ecuación de combustión:



Y en referencia a las ecuaciones:

$$\bar{h}_P = \eta_{\text{CO}_2} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298\text{K}})_{\text{CO}_2} + \eta_{\text{O}_2} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298\text{K}})_{\text{O}_2} + \eta_{\text{N}_2} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298\text{K}})_{\text{N}_2} + \eta_{\text{H}_2\text{O}} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298\text{K}})_{\text{H}_2\text{O}}$$

$$\bar{h}_R = \eta_{\text{C}_{12}\text{H}_{26}} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298\text{K}})_{\text{C}_{12}\text{H}_{26}} + \eta_{\text{O}_2} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298\text{K}})_{\text{O}_2} + \eta_{\text{N}_2} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298\text{K}})_{\text{N}_2} + \eta_{\text{H}_2\text{O}} \cdot (\bar{h}_f^\circ + h_T - h_{T@298\text{K}})_{\text{H}_2\text{O}}$$

Mediante las ecuaciones de las entalpías generalizadas, la relación que permite observar el proceso de transferencia de calor. En la tabla 6.13 se puede observar las entalpías calculadas de formación de los elementos reactivos y de los productos.

Sustancia	\bar{h}_f°	$h_{T_{2r}@593.937}$	$h_{T@298\text{K}}$	$h_{T_{mot}@1347.4\text{K}}$
	$\frac{\text{kJ}}{\text{kmol}}$	$\frac{\text{kJ}}{\text{kmol}}$	$\frac{\text{kJ}}{\text{kmol}}$	$\frac{\text{kJ}}{\text{kmol}}$
C ₁₂ H ₂₆	- 291010	—	—	—
O ₂	0	17735.0146	8682	43742.51
N ₂	0	17380.5325	8669	41793.56
H ₂ O(g)	- 241820	20181.9479	9904	50948.33
CO ₂	- 393520	—	9364	62235.5

Tabla 6.13 Entalpías de formación calculadas de productos y reactantes (T_{2r}@ 593.937K)

$$\bar{h}_P = 12(-393520 + 62235.5 - 9364) + 55.5(0 + 43742.51 - 8682) + 278.24(0 + 41793.56 - 8669) + 19.7134(-241820 + 50948.33 - 9904)$$

$$\bar{h}_P = 3116682.78642 \frac{kJ}{kmol}$$

y,

$$\bar{h}_R = (-291010 + 0 - 0) + 74(0 + 17735.0146 - 8682) + 278.24(0 + 17380.5325 - 8669) + 6,7134(-241820 + 20181.9479 - 9904)$$

$$\bar{h}_R = 1248375.4763 \frac{kJ}{kmol}$$

Ahora para determinar la temperatura de los productos se analiza por medio de los planteamientos del siguiente análisis:

$$h_P = h_R$$

$$12(-393520 + h_{CO_2} - 9364) + 19.7134(-241820 + h_{H_2O} - 9904) + 278.24(h_{N_2} - 8669) + 55.5(h_{O_2} - 8682) = 1248375.47063$$

$$12h_{CO_2} + 19.7134h_{H_2O} + 278.24h_{N_2} + 55.5h_{O_2} - 12690857.4616 = 1248375.47063$$

$$12h_{CO_2} + 19.7134h_{H_2O} + 278.24h_{N_2} + 55.5h_{O_2} = 13995454.7361$$

De esta ecuación se puede determinar que el valor obtenido por el número de moles de los productos de la combustión se determina que $13995454.7361 / 365.4534 = 38142.2992$ kJ / kmol, luego utilizando las tablas del aire, entrando con el valor de entalpía 38142.2992 kJ / kmol podemos encontrar las temperaturas de los componentes de los gases de escape, así:

$$CO_2 \Rightarrow 913.8966 \text{ K}$$

$$H_2O \Rightarrow 1054.3269 \text{ K}$$

$$N_2 \Rightarrow 1240.3923 \text{ K}$$

$$O_2 \Rightarrow 1191.4529 \text{ K}$$

Como el nitrógeno posee el mayor número de moles (278.24 N₂), la temperatura de los gases de escape no debe sobrepasar los 1240 K, con esta temperatura de referencia se procede a encontrar los correspondientes valores de entalpía para los otros componentes de los gases de escape:

$$CO_2 \Rightarrow 56108 \text{ kJ / kmol}$$

$$H_2O \Rightarrow 46136 \text{ kJ / kmol}$$

$$N_2 \Rightarrow 38129 \text{ kJ / kmol}$$

$$O_2 \Rightarrow 39877 \text{ kJ / kmol}$$

Estos valores son reemplazados para determinar la igualdad:

$$12h_{CO_2} + 19.7134h_{H_2O} + 278.24h_{N_2} + 55.5h_{O_2} = 13995454.7361$$

$$12(56108) + 19.7134(46136) + 278.24(38129) + 55.5(39877) = 13995454.7361$$

$$14404979.8824 \neq 13995454.7361$$

En vista de que el valor determinado es mayor que la referencia (13995454.7361 kJ/kmol), para solucionar esta discrepancia entonces se procede a realizar una iteración con un valor menor a 1240 K. Se usa ahora el valor de 1200 K.

$$CO_2 \Rightarrow 53848 \text{ kJ / kmol}$$

$$H_2O \Rightarrow 44380 \text{ kJ / kmol}$$

$$N_2 \Rightarrow 36777 \text{ kJ / kmol}$$

$$O_2 \Rightarrow 38447 \text{ kJ / kmol}$$

$$12h_{CO_2} + 19.7134h_{H_2O} + 278.24h_{N_2} + 55.5h_{O_2} = 13995454.7361$$

$$12(49369) + 19.7134(40923) + 278.24(34092) + 55.5(35606) = 13995454.7361$$

$$13887697.672 \neq 13995454.7361$$

Entonces al no acercarse ningún valor al valor de referencia, se procede a realizar una interpolación entre temperaturas y entalpías:

$$1240K \Rightarrow 14404979.8824 \text{ kJ / kmol}$$

$$X \Rightarrow 13995454.7361 \text{ kJ / kmol}$$

$$1200 K \Rightarrow 13887697.672 \text{ kJ / kmol}$$

De estas relaciones se obtiene que el valor de llama adiabática es 1208.3325 K o 935.1825 °C, como la temperatura de llama adiabática no puede ser menor a la t_{mot} , esto implica que existieron errores en la adquisición de los datos o que tengan imperfectos los indicadores.

Aeromotor	rp	Trabajo útil (KJ/Kg)	Eficiencia del ciclo (%)	Temperatura. llama adiab. (°K)	Temperatura motor (°K)	Relación A/C (Kg _{air} /Kg _{comb})	Exceso de aire (%)	$\Delta\phi$ (KJ/Kg)	Eficiencia exergía (%)
Dart MK 534-2 (Avro)	5.64	162.135	24.97	1131.81	1091.56	0.0176	376.60	370.666	48.65
PT6A-27 (Twin Otter)	7.5	39.276	14.14	1164.36	793.49	0.0641	915	148.833	26.38
JT12A-8N Sabreliner	9.5	111.393	25.83	1195.26	978.056	0.0109	537.502	270.367	41.02
T56-A-15 C-130	9.5	276.339	63.23	1208.00	1347.4	No aplica	No aplica	No aplica	No aplica

Tabla 6.14 Tabla de resumen de resultados de los diferentes aeromotores

El valor de temperatura de llama adiabática en el sistema T56-A-15 es mayor que la temperatura indicada en su instrumento, lo cual indica que posiblemente existen discrepancias en el normal funcionamiento del sistema indicador por lo que no permite continuar con los respectivos cálculos y análisis correspondientes.

La eficiencia térmica se define como la fracción del calor bruto que entra a un sistema durante un ciclo y se convierte en trabajo neto a la salida del mismo.

La temperatura ideal de la llama máxima tiene lugar cuando un combustible se quema completamente. La combustión incompleta, la radiación y el exceso de aire reducen la temperatura de la llama.

De estos datos se deduce brevemente que el consumo de combustible es excesivo considerando el tamaño y operación del sistema JT12A-8N y a su vez se puede notar que el sistema aeromotor más económico con respecto al consumo de combustible es el sistema PT6A-27.

Para cada cámara de combustión hay una relación máxima (rica) y una relación mínima (pobre) de combustible aire. Si la relación de combustible aire está fuera de dichos límites la llama pierde estabilidad.

CAPÍTULO 7

ESTUDIO, DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE SISTEMA EXPERIMENTAL AUTOMÁTICO DE ADQUISICIÓN DE DATOS

7.1 CARACTERIZACIÓN DE SEÑALES QUE LLEGAN A LOS INSTRUMENTOS EN LA CABINA

El funcionamiento durante la operación del aeromotor es observado y controlado desde la cabina de mando mediante los instrumentos instalados en el panel, este conjunto de instrumentos indicadores permiten a la tripulación realizar los respectivos procedimientos durante la operación de la aeronave.

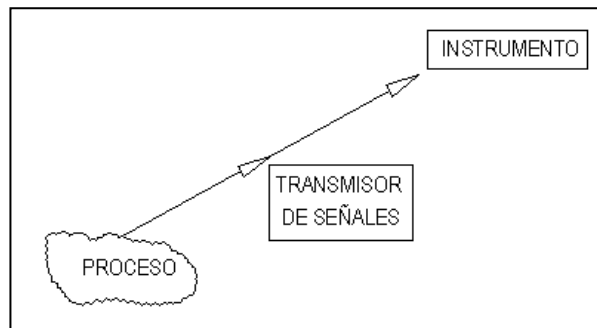
Cabe señalar que las lecturas mostradas en los instrumentos son producto de una interacción entre los sensores, transductores y transmisores instalados en el aeromotor con los instrumentos indicadores mediante una transmisión recepción de señales que son de tipo analógicas. Esta característica ha sido brevemente expuesta debido a que el principio de funcionamiento de éstos instrumentos es de utilidad para el control y observación de aeromotor, a continuación se muestran los componentes fundamentales en el panel de control para observación y monitoreo de aeromotores:

- Generador tacométrico
- Flujómetro de combustible
- Generador torquímetro
- Sensores de temperatura

7.1.1 GENERADOR TACÓMETRO

El número de revoluciones por minuto (RPM) que realiza el eje interno del aeromotor es medido por medio del generador tacométrico, las señales eléctricas generadas por este transductor son dirigidas hacia los instrumentos instalados en la cabina, para así observar la evolución de la rotación del eje principal del aeromotor.

El funcionamiento de este sistema se basa en conectar este transductor al eje, sea directa o indirectamente (caja reductora), con este movimiento giratorio el transductor genera un voltaje, debido a que este es un generador dínamo. La configuración observada en la figura 7.1 muestra aproximadamente como se trabaja el proceso de emisión recepción de señales.



3.1.1.5. Figura 7.1 Proceso de emisión-recepción de señales

Las señales eléctricas transmitidas hacia los instrumentos son directamente proporcionales a la velocidad angular del eje interior del aeromotor, como ejemplo se puede citar una relación en la figura 7.2

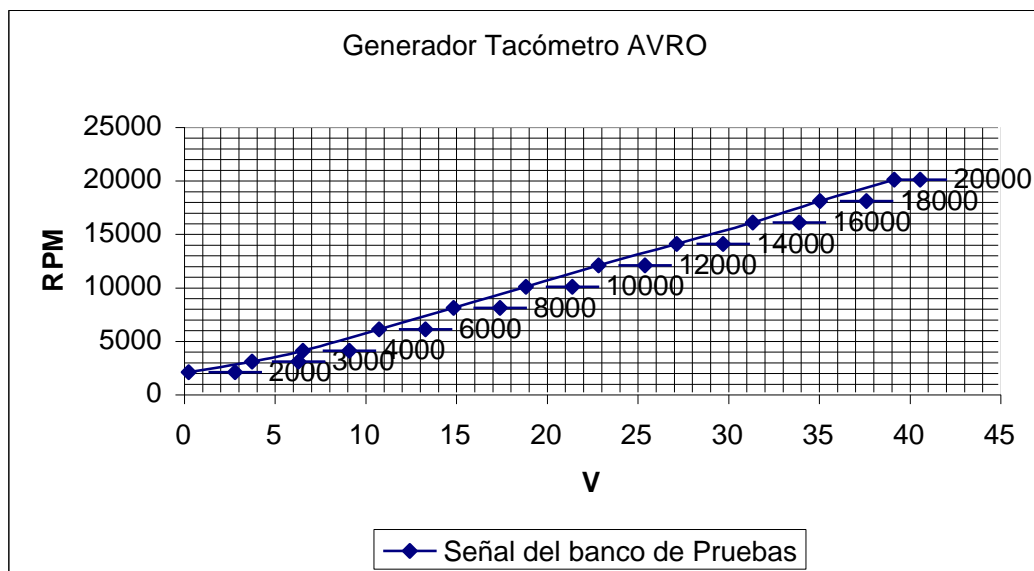
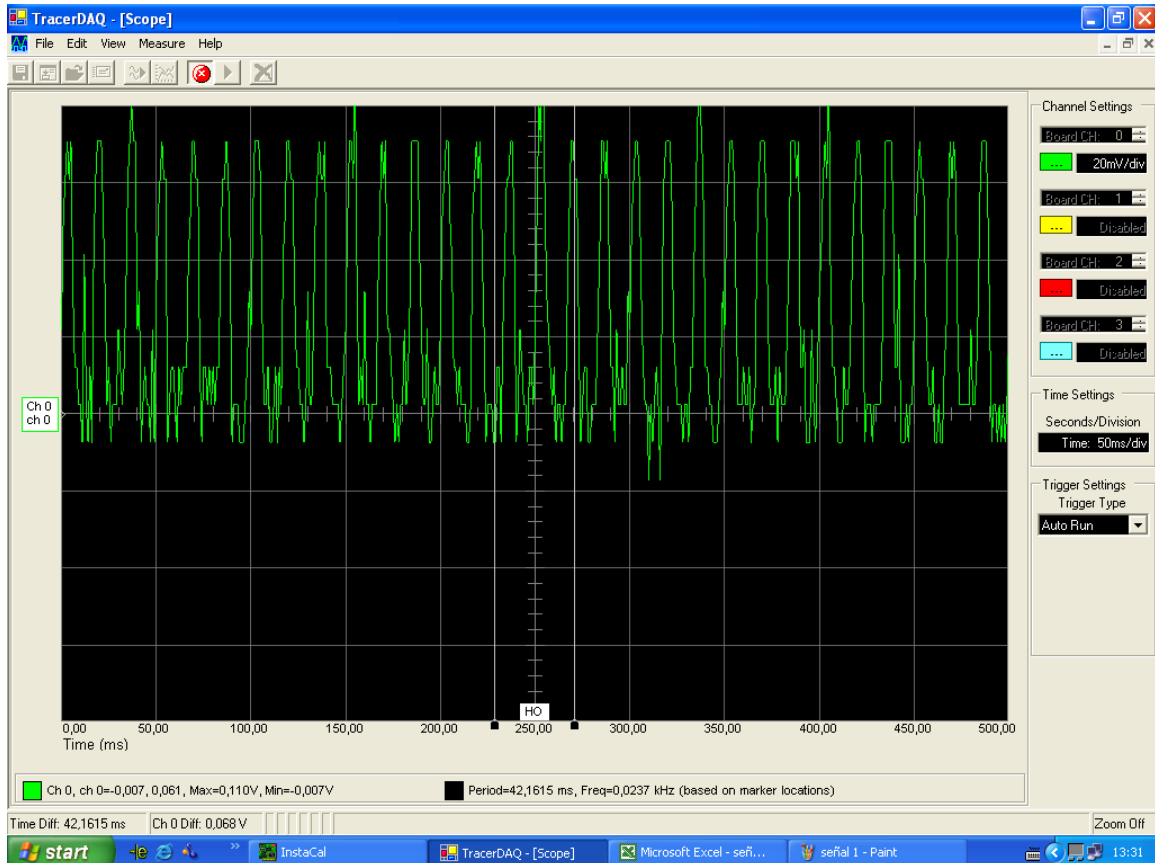


Figura 7.2 Ilustración de la evolución RPM vs. Voltaje

La figura 7.2 permite observar la relación entre la evolución de la velocidad angular y el voltaje generado, pero, desde un punto de vista electromagnético ya que se puede observar en la figura 7.3 la señal transmitida por el

transductor, ya que en función de este espectro se puede a su vez analizar los parámetros de funcionamiento del instrumento. Como se puede observar la variación de la amplitud de este espectro varía de 0 a 40 voltios.



3.1.1.6. Figura 7.3 Espectro de la señal emitida por el generador Tacómetro

7.1.2 FLUJO DE COMBUSTIBLE (FUEL / FLOW)

Los flujómetros instalados en las cañerías de paso de combustible permiten observar en la cabina la proporción de combustible que se consume en una tasa de libras por hora.

Como ya se ha indicado anteriormente la señal emitida por el transmisor funciona en un rango de 0 a 40V por medio de un sistema de diferenciales de voltaje, en este punto hay una consideración muy especial: el flujo de combustible se encuentra íntimamente relacionado con el aumento de temperatura, por lo que se puede asegurar que el voltaje emitido por el transmisor de la señal de flujo de combustible está relacionado de forma directamente proporcional a la temperatura emitida por los sensores termopares. Desde un punto de vista electromagnético se puede observar en la figura 7.4 la configuración de la señal emitida por el transductor, mediante el espectro se pueden analizar los parámetros de funcionamiento del instrumento, cuya señal oscila con una amplitud de 0 a 40 voltios.



Figura 7.4 Espectro de la señal emitida por el Flujómetro

7.1.3 TORQUÍMETRO

Esta señal proviene de un transductor que emite en los instrumentos una señal que representa la medida de la torsión generada por la turbina del aeromotor.

A continuación se muestra el espectro generado por este transductor en la figura 7.5, esta señal generada se encuentra dentro del rango de 0 a 40 voltios.

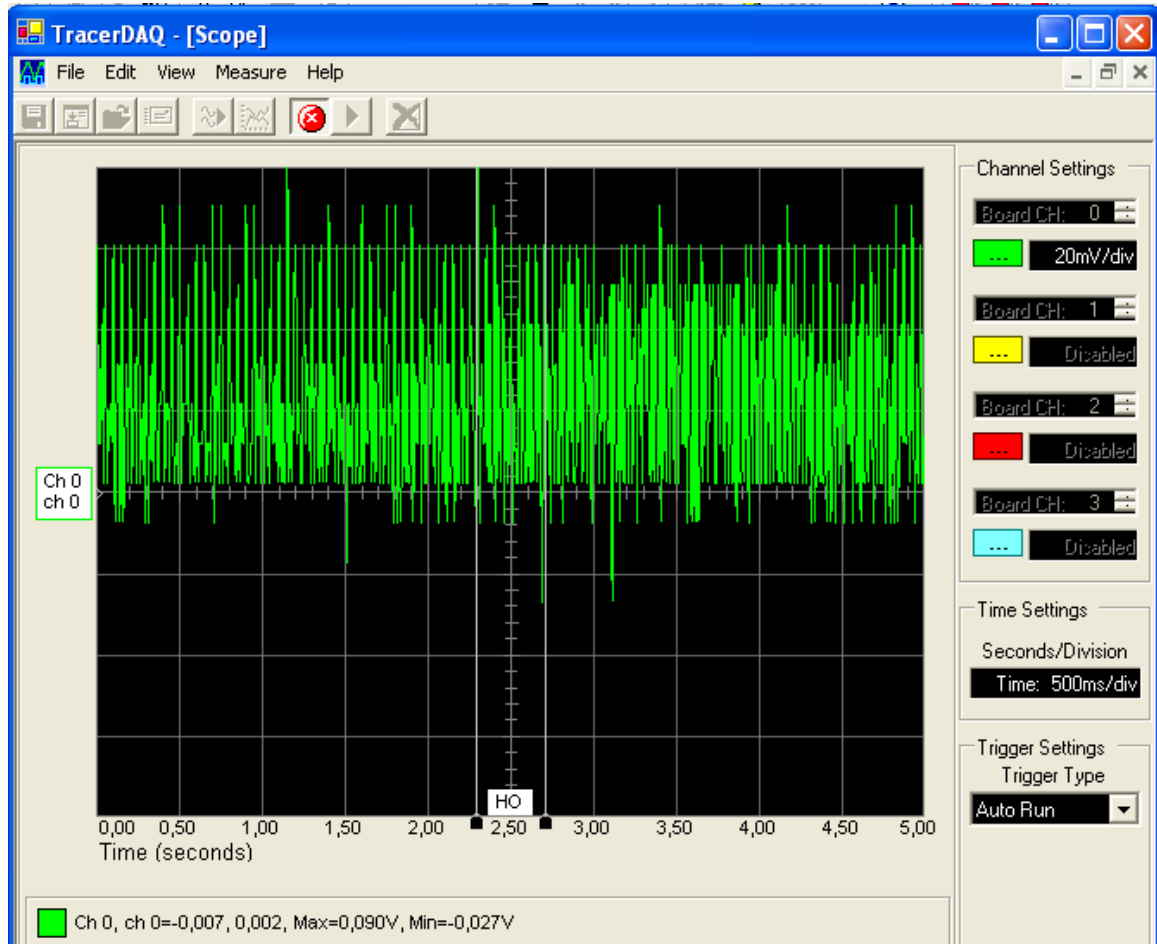


Figura 7.5 Espectro de la señal emitida por el Torquímetro

7.1.4 TEMPERATURA

El control de la temperatura del aeromotor es importante, ya que tienen una señal auto-generada y cumple con la función matemática siguiente:

$$E = \sum_{i=0}^8 b_i t_{68}^i + 125 \exp \left[-\frac{1}{2} \left(\frac{t_{68}^i - 127}{65} \right)^2 \right] \mu V$$

donde:

$$b_0 = -1,8533063273 \times 10^{+1}$$

$$b_1 = 3,8918344612 \times 10^{+1}$$

$$b_2 = 1,6645154356 \times 10^{-2}$$

$$b_3 = -7,8702374448 \times 10^{-5}$$

$$b_4 = 2,2835785557 \times 10^{-7}$$

$$b_5 = -3,5700231258 \times 10^{-10}$$

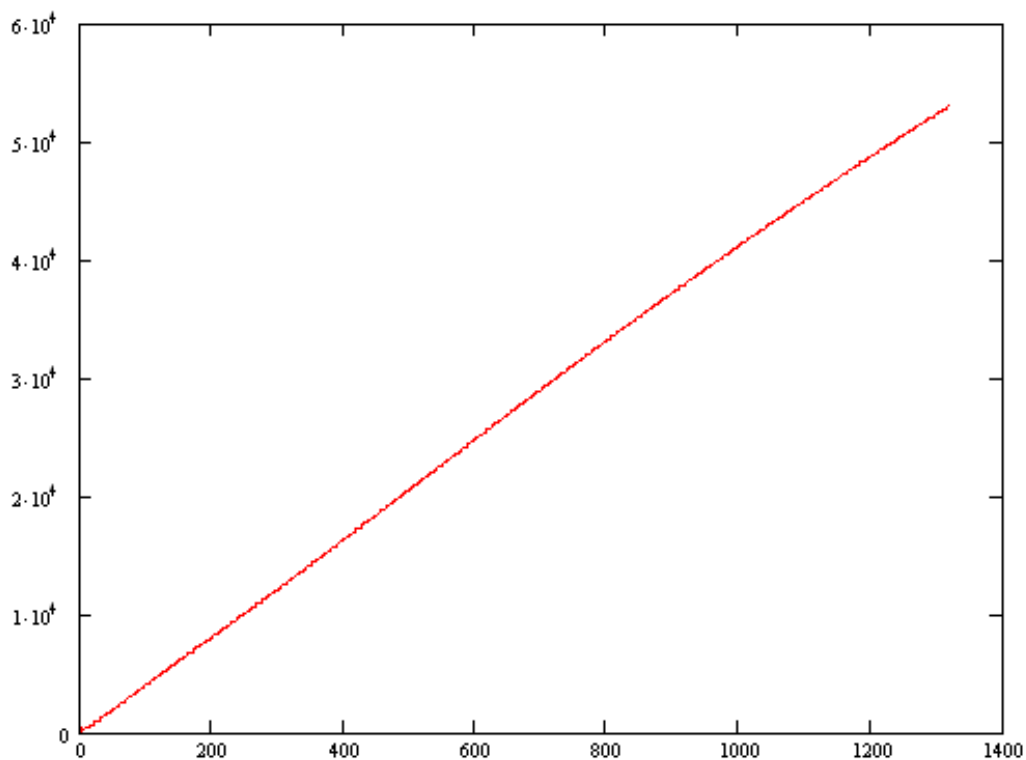
$$b_6 = 2,9932909136 \times 10^{-13}$$

$$b_7 = -1,2849848798 \times 10^{-16}$$

$$b_8 = 2,2239974336 \times 10^{-20}$$

Siempre y cuando, la temperatura esté dentro del rango de 0°C a 1372°C.¹⁵

La función de voltaje con respecto a la temperatura permite observar que existe relación directamente proporcional entre estos dos parámetros, observe en la figura 7.6 la relación representada gráficamente.



3.1.1.7. Figura 7.6 Función Voltaje vs. Temperatura para termopares tipo K

7.2 NECESIDAD DE ACONDICIONAR LAS SEÑALES

¹⁵ Instrumentación industrial de Antonio Creus Solé

El sistema a ser utilizado para el presente Proyecto presta facilidades por medio de dos diferentes modos:

- Escaneo continuo; y,
- Escaneo a ráfaga

La mayoría de las señales requieren de preparación antes de poder ser digitalizadas. Por ejemplo, una señal de un termopar es muy pequeña y necesita ser amplificada antes de pasar por el digitalizador. Los transductores tales como acelerómetros, generadores de voltaje DC, etc. requieren que sus señales de voltaje puro sea tratado por medio de tecnología para bloquear señales grandes de modo común o picos. Todas estas tecnologías de preparación son formas de acondicionamiento de señal.

Puesto que existe un amplio rango de tecnologías, el papel que desempeña y la necesidad de cada una de estas se puede volver confuso. A continuación se indica una guía de los tipos de acondicionamiento de señal más comunes, su funcionalidad y ejemplos de cuando usarlos.

Aislamiento: Las señales de voltaje fuera del rango del digitalizador pueden dañar el sistema de medición y ser peligrosas para el operador. Por esta razón, es preciso tener el aislamiento y la atenuación para proteger al sistema y al usuario de voltajes de alta tensión o picos. También se puede necesitar aislamiento si el sensor está en un plano de tierra diferente al del sensor de medición (como un termopar montado en una máquina).

Amplificación: Cuando los niveles de voltaje que va a medir son muy pequeños, la amplificación se usa para maximizar la efectividad de su digitalizador. Al amplificar la señal de entrada, la señal acondicionada usa más efectivamente el rango del convertidor analógico-digital (ADC) y mejora la precisión y resolución de la medición. Algunos sensores que típicamente requieren de amplificación son los termopares.

Atenuación: La atenuación es lo opuesto a la amplificación. Es necesario cuando el voltaje que se va a digitalizar es mayor al rango de entrada del digitalizador. Esta forma de acondicionamiento de señal disminuye la amplitud

de la señal de entrada, para que la señal acondicionada este dentro del rango del ADC. La atenuación es necesaria para medir voltajes altos.

Multiplexeo: Típicamente, el digitalizador es la parte más costosa del sistema de adquisición de datos. Al multiplexar, se puede rutear secuencialmente un cierto número de señales a un solo digitalizador, logrando así un sistema de bajo costo y extendiendo el número de conteo de señales de su sistema. El multiplexeo es necesario para cualquier aplicación de alto conteo de canales.

Filtrado: Los filtros son necesarios para remover cualquier componente de frecuencia no deseada en una señal, principalmente para prevenir aliasing y reducir la señal de ruido. Algunas mediciones de termopares generalmente requieren de filtros para bajos con el fin de remover el ruido de las líneas de poder. Las mediciones de vibración normalmente requieren de filtros antialiasing para remover componentes de señales más allá del rango de frecuencias del sistema de adquisición de datos.

Excitación: Muchos sensores, como RTD, galgas, transductores y acelerómetros, requieren de alguna fuente de poder para hacer la medición. La excitación es la tecnología de acondicionamiento de señal requerida para proveer esa fuente. Esta excitación puede ser voltaje o corriente dependiendo del tipo de sensor.

Linealización: Algunos tipos de sensores producen señales de voltaje que no son lineales en relación con la cantidad física que están midiendo. La linealización, el proceso de interpretar la señal del sensor como una medición física, puede realizarse a través de acondicionamiento de señal o software. Los termopares son un ejemplo típico de un sensor que requiere linealización.

Compensación de Junta Fría Otra tecnología requerida para mediciones de termopares es la compensación de junta fría (CJC). Siempre que se conecta un termopar a un sistema de adquisición de datos, la temperatura de la conexión debe ser conocida para poder calcular la temperatura verdadera que el termopar esta midiendo. Un sensor CJC debe estar presente en el lugar de las conexiones.

Muestreo Simultáneo Cuando es crítico medir dos o más señales en un mismo instante, el muestreo simultáneo es indispensable. El acondicionamiento de señal apropiado al frente de su sistema es una opción de bajo costo para realizar esta operación sin tener que comprar un digitalizador para cada canal. Algunas de las aplicaciones que podrían requerir de muestreo simultáneo incluyen las mediciones de vibración y mediciones de diferencias de fase.

7.3 ADQUISICIÓN DE LOS DATOS (DAQ).

El desempeño de un determinado proceso desarrollado por un sistema, permite realizar un análisis que puede llevarse a cabo mediante la recopilación de información que permita observar comportamientos durante un funcionamiento u operación, esta manipulación de la información obtenida del sistema junto con los rangos de operación especificados por los manuales del fabricante del sistema (Órdenes Técnicas) , permiten tener referencias que facilitan la aplicación de las correspondientes acciones correctivas en caso de suscitar situaciones anormales o para aplicar procedimientos de rutina o normales con total seguridad en caso de no experimentar estas mencionadas anomalías.

Al trabajar con un sistema que analice y estudie acontecimientos sucedidos durante las operaciones realizadas por el proceso, se podrán encontrar situaciones especiales que permitan predecir un acontecimiento anormal que ponga en riesgos tanto las actividades del sistema como la seguridad del personal.

Es así como la aplicación de herramientas modernas de monitoreo exigen la presencia de sistemas electrónicos que fortalezcan al sistema de control tanto por seguridad como por eficiencia, para determinar comportamientos del proceso y actuar oportunamente en futuros daños del sistema. En definitiva en esta etapa del proyecto se realiza el análisis del proceso llevado a cabo en los aeromotores, análisis que por razones de ser nuevo dentro de la FAE ha exigido dos formas de alternativas para la adquisición de datos, los cuales son:

- Adquisición de datos por parte del personal de tripulación;
- Adquisición de datos por parte de un sistema electrónico digital.

Los elementos más importantes en los sistemas de instrumentación son: transductores, amplificadores, convertidores, sistemas de despliegue, fuentes de poder, microcontroladores, microprocesadores o microcomputadoras, multicanalizadores (MUX). En la figura 7.7 se muestran los diferentes elementos localizados dentro de un lazo genérico de medición del proceso.

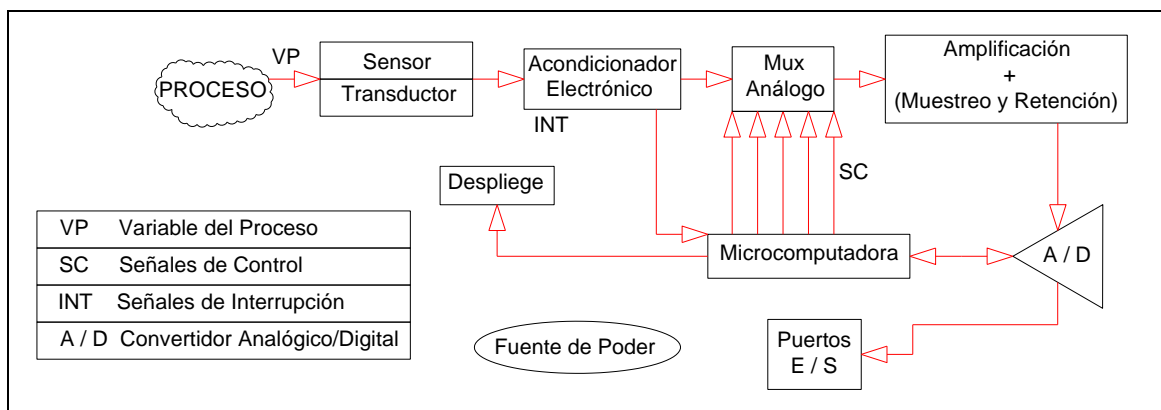


Figura 7.7 Lazo genérico de medición del proceso

Transductores: Convierten la magnitud a medir a una salida utilizable (por lo general esta salida es una señal eléctrica).

Acondicionador: Convierte la salida del transductor a una magnitud eléctrica adecuada para el sistema de conversión de señales o para el sistema de despliegue de información.

Convertidor: Transforma el modo de la señal a las necesidades específicas del sistema de despliegue o procesamiento.

Despliegue: Ilustración de la información acerca de la magnitud que se mide.

Fuente de poder: Proporciona la energía eléctrica para la operación del sistema completo.

Microcontrolador, Microprocesador o Microcomputadora: Procesa la información capturada para desplegar las mediciones en forma consistente y fácil de interpretar.

Multicanalizador (MUX): Sistema selector de entradas.

7.4 DISEÑO DEL SISTEMA HMI (INTERFAZ HOMBRE-MÁQUINA).

Con el diseño de este sistema se puede modernizar la instrumentación de las aeronaves pertenecientes a la flota de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, ya que se puede realizar un procesamiento de información realizada en vuelo y a su vez ser transmitida al personal de técnicos que se encuentran laborando en tierra.

Un ordenador ayudado de un sistema de información consiste en tres principales componentes: hardware, software y usuario. La interacción de estos componentes es una de las más importantes partes del sistema: el interfaz hombre-máquina.

Para el presente proyecto, el nexo entre los parámetros a ser analizados y el ordenador, es una tarjeta de adquisición de datos (convertidor analógico-digital), en la figura 7.8 se puede observar el diagrama de bloques del funcionamiento del convertidor analógico digital seleccionado.

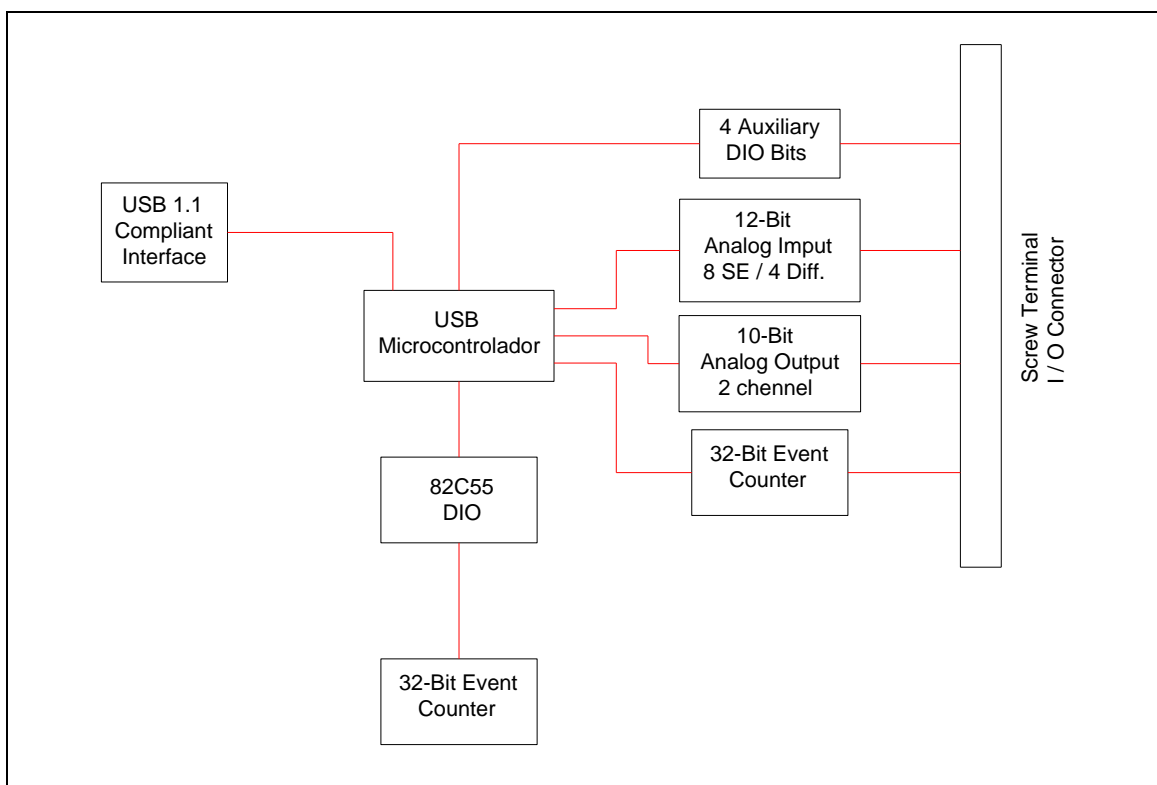


Figura 7.8 Esquema de funcionamiento del convertidor analógico digital

Como segundo componente básico lo constituye un sistema de acondicionamiento de señales, mismo que regula y prepara la señal analógica de entrada dentro de los rangos permisibles o limitantes que son determinados por el convertidor analógico digital (tarjeta de adquisición de datos). El diagrama del circuito del acondicionador de señal, se lo puede ver en el anexo 8.

El hardware ocupado para el desarrollo del sistema constituye básicamente, la tarjeta DAQ Minilab 1008™.

El software utilizado para este sistema de adquisición de datos es el Install Call y LabVIEW 7.0, los cuales fueron los mas apropiados debido a la compatibilidad con el hardware seleccionado.

7.5 IMPLEMENTACIÓN Y CALIBRACIÓN DEL SISTEMA DAQ

7.5.1 ESTRUCTURA DEL SISTEMA

Básicamente la estructura del sistema de adquisición de datos está conformado por los siguientes componentes:

- Ordenador PC
- Tarjeta DAQ
- Acondicionador de señal
- Conductores (cableado)
- Transductores, transmisores y sensores

Como se puede observar en la figura 7.9 , esta es la representación gráfica del orden

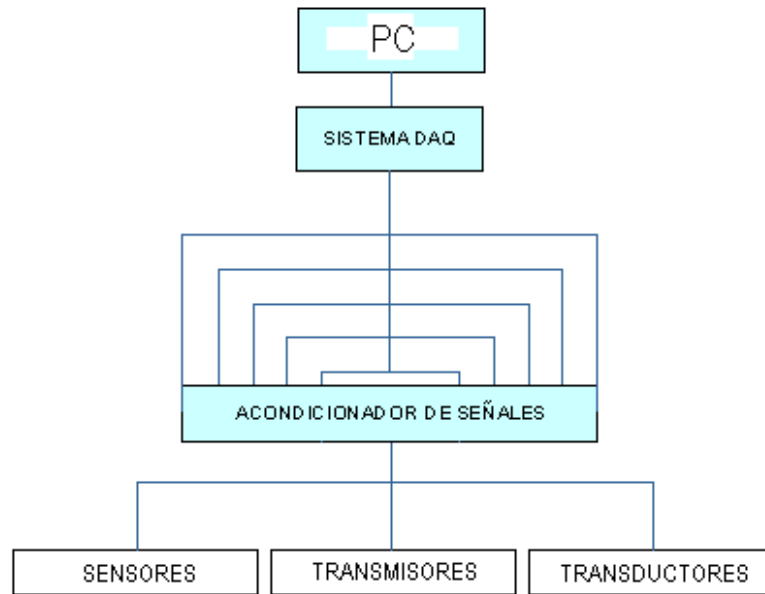


Figura 7.9 Estructura del sistema DAQ

7.5.2 MONTAJE DEL SISTEMA

Durante el montaje del sistema es importante tener presente que debido a las altas temperaturas generadas en el funcionamiento del aeromotor, es necesario contar con conductores debidamente protegidos por un recubrimiento adicional de asbesto.

Para la instalación de estos conductores es necesario tener a mano el correspondiente manual de cableado de cada tipo de aeromotor según la respectiva orden técnica, en este manual especifica que es recomendable realizar un bypass de conexiones en el arnés que se encuentra ubicado justo después haber cruzado la pared de fuego de la estructura soporte del aeromotor.

Seguidamente el conductor es adjuntado al sistema de cableados, para así acondicionar momentáneamente en la caja de circuitos adicionales una salida directa al sistema DAQ.

También es importante realizar las debidas verificaciones de continuidad para evitar errores durante la adquisición de datos. Cabe mencionar que antes de que la señal sea llevada a la tarjeta DAQ, esta debe ser tratada por el circuito

de acondicionamiento de señales analógicas. De la tarjeta DAQ, pasa la información al ordenador mediante un cable USB, el esquema del montaje del sistema se lo puede ver en la figura 7.10.

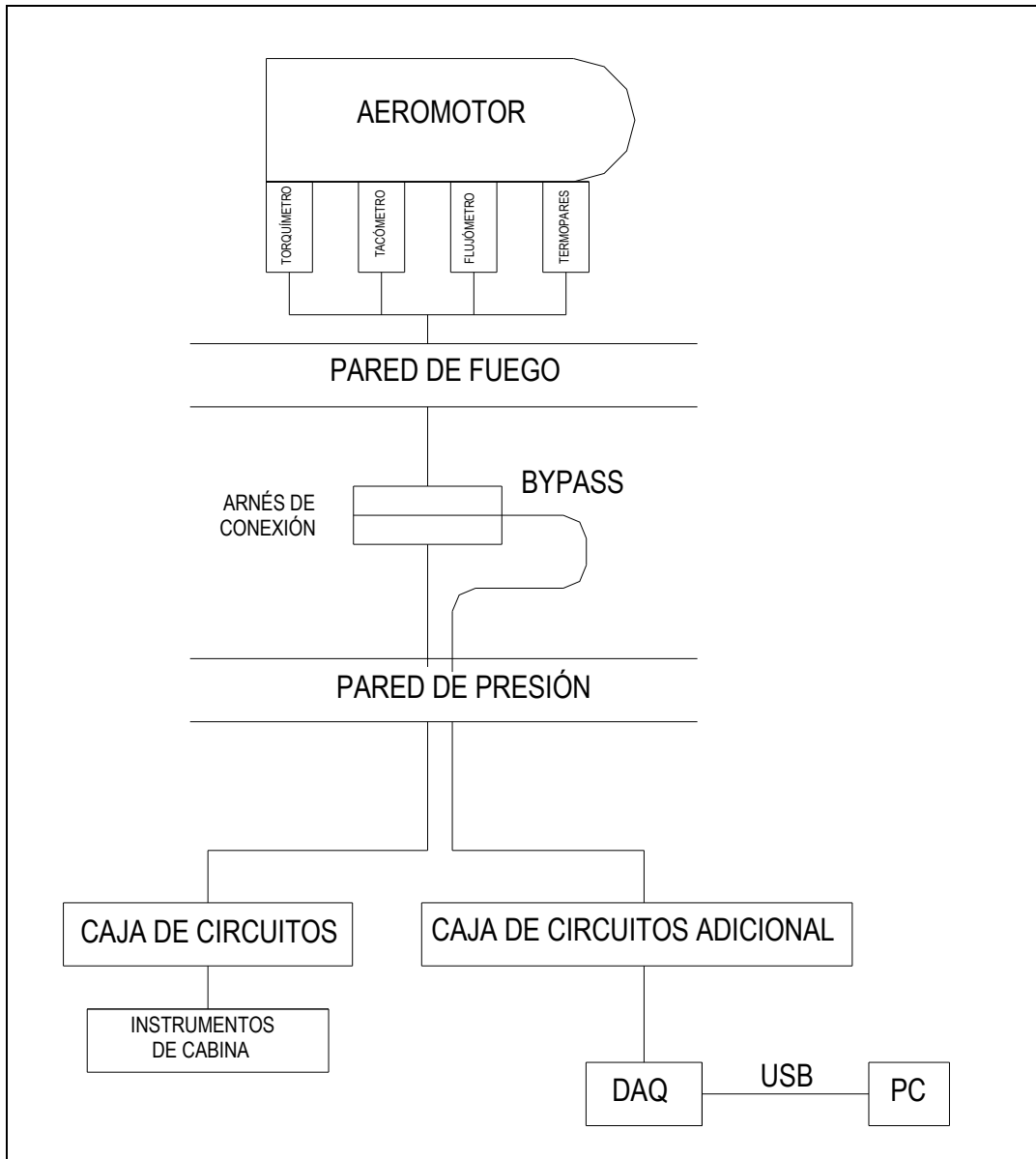


Figura 7.10 Montaje del sistema

7.5.3 CALIBRACIÓN DEL SISTEMA

Al realizar un calibración se debe tener en cuenta un patrón de referencia que permita llevar a cabo la correspondiente configuración inicial del sistema programado, es así como mediante la ayuda de distintos bancos de prueba se puede realizar este trabajo antes mencionado.

En el caso de los generadores tacométricos es importante disponer de un motor eléctrico con la correspondiente caja reductora que haga las veces de simulador de rpm del eje principal de un aeromotor o eje de una turbina de gas. En la figura 7.11 se puede observar el banco de pruebas para indicadores de RPM



Figura 7.11 Banco de pruebas de RPM

Para la correspondiente calibración de un indicador de temperatura se debe contar con un banco generador de milivoltios el cual se lo puede observar en la figura 7.12, de esta forma mediante las señales generadas y con un indicador patrón de temperatura, observe figura 7.13 se puede llevar a cabo la correspondiente tabla de datos que permite determinar la función matemática de calibración.



Figura 7.12 Banco de pruebas generador de milivoltios



Figura 7.13 Indicador de temperatura de referencia para calibración (°C)

En el caso de los torquímetros solo se requiere de un generador de voltaje dentro de un rango correspondiente de 0 a 40 voltios, ya que este es el general la amplitud de operación de los indicadores del panel de control, la figura 7.14 muestra el equipo que permite llevar a cabo determinado trabajo.



Figura 7.14 Banco de pruebas para indicadores torquímetros de voltaje diferencial.

Entre otras funciones adicionales es importante observar que al realizar las correspondientes calibraciones en los diferentes sistemas de indicadores se han encontrado consideraciones especiales que recaen en el mal funcionamiento de instrumentos de uso cotidiano, es decir, se ha encontrado procesos de mantenimiento que no han sido observados durante un lapso de cinco años, es decir, se observó la necesidad de calibrar los instrumentos mediante la remoción de componentes electrónicos disponibles en el mercado local.

CAPÍTULO 8

EVALUACIÓN ECONOMICA Y FINANCIERA

1.6.

1.7.

8.1 ANÁLISIS ECONÓMICO.

En este capítulo se analizan los costos involucrados para llevar a cabo el proyecto.

Para que el proyecto sea factible, se debe recuperar la inversión realizada en cierto tiempo. Debido a que en un análisis energético se pueden encontrar rápidamente pérdidas ocasionadas en un sistema, la inversión se ha planteado en recuperarla en un lapso menor a dos años.

Existen diversos costos que intervienen directa e indirectamente en la realización del proyecto, los mismos que fueron asumidos por los beneficiarios del proyecto.

Costos Directos

Son los que intervienen directamente en la construcción del sistema de adquisición de datos y en la investigación del proyecto:

- Costos de materiales

- Costo de uso máquinas-herramientas

- Costo de mano de obra

Costos de materiales

Son el valor de cada material que interviene para la realización del proyecto, estos costos se dividen en dos:

Materiales Directos

Son aquellos que constituyen la implementación del sistema de adquisición de datos e investigación. También se ha considerado como material directo el combustible utilizado en las corridas de motores (JP1).

Materiales Indirectos

Son los que se utilizan durante la ejecución del proyecto, necesarios para llevar a cabo el mismo.

Costo de uso máquinas-herramientas

Para estos costos se ha tomado en cuenta principalmente el uso de bancos de pruebas, ya que éstos son los que pusieron a punto el correcto funcionamiento de la tarjeta de adquisición de datos .

Costo de mano de obra

Debido a que en la empresa donde se realizó el proyecto (Aia de Transporte No. 11 de la FAE), los empleados reciben un sueldo mensual por parte de la empresa, se ha asignado un valor el cual justifique económicamente el tiempo invertido específicamente en el proyecto.

Costos Indirectos

Son costos que no forman parte del desarrollo proyecto, pero que intervienen en la realización del mismo.

- Servicios Básicos
- Gastos Administrativos
- Movilización

- Imprevistos.

Para la cantidad de combustible, se ha tomado un promedio de consumo de 45 galones diarios, tomando en cuenta que únicamente tres días a la semana se realizaban las corridas de motores; los costos del combustible y del resto de materiales directos, se los puede apreciar en la tabla 8.1.

$$\text{Cant comb} = 45 \text{ gal} * 3 \text{ (días/sem)} * 4 \text{ (semanas/mes)} * 8 \text{ (meses)} = 4320 \text{ gal}$$

Materiales Directos				
Descripción de rubros	Cant.	Especificación	Costo Unitario	Subtotal
Cables	50 (m)	Con recubrimiento de asbesto	1.25 (m)	62.5
Elementos electrónicos	-	Diferentes tipos (incl. suelda)	-	15
Tarjeta DAQ	1	Minilab 1008 (inc. envío)	160	160
Combustible JP1	4320	Kerosene de aviación	1.27	5486.4
Otros	-	Libros, seminarios, otros		125
Total USD				5848.9

Tabla 8.2 Costo de Materiales Directos

Costo de Materiales Indirectos			
Descripción de rubros	Cant.	Costo Unitario	Subtotal
Overol de trabajo	2	23	46
Protector de oídos	2	12	24
Tintas Penetrantes	1	55	55
Guantes de protección	16	.75	12
Útiles de oficina	-	30	30
Impresiones y copias	-	-	60
Otros	-	25	25
Total USD			252

Tabla 8.2 Costo de Materiales Indirectos

Para obtener el valor de los costos de mano de Obra y de Uso de Maquinaria (bancos de pruebas), se han asignado tarifas, las cuales se promedian por hora invertida en el proyecto

Mano de Obra = 1.50 USD

Servicios = 0.35 USD

Maquinaria = 3.50 USD

El proyecto tardó algo más de un año y medio en la realización, pero para el análisis se ha tomado en cuenta, ocho meses, trabajando cuatro horas diarias,

debido a que las personas que han intervenido en la elaboración del proyecto, tenían también otras obligaciones con la institución; tomando en cuenta que al menos se necesitaban dos personas para la toma de datos, se obtiene un costo de mano de obra:

$$\text{Mano de obra} = 1.50(\text{USD}) * 2 * 640 \text{ (horas)} = 1920 \text{ USD}$$

Para servicios y maquinaria, se ha invertido al menos una hora diaria, por lo cual el rubro costos de maquinaria queda:

$$\text{Costo Maquinaria} = [0.35 \text{ (USD)} + 3.5 \text{ (USD)}] * 160 \text{ (horas)} = 616 \text{ (USD)}$$

Los Costos Indirectos se exponen en la tabla 8.3.

Costos Indirectos USD	
Item	Costos USD
Montaje-Implementación	40
Luz	48
Agua	20
Teléfono	80
Internet	30
Movilización	160
Alimentación	640
Imprevistos	120
Total USD	1138

Tabla 8.3 Costos Indirectos

La tabla 8.4, muestra rubros relacionados con el montaje del sistema, y costos de remuneración para los egresados.

Costos del Sistema DAQ			
Item	Costo al mes	Tiempo	Subtotal
Egresado (1)	240	8	3840
Impresiones	5	8	40
Pruebas del sistema	2	8	16
Material Técnico	3	8	14
Total USD			3910

Tabla 8.4 Costos de Implementación del Sistema DAQ

Luego de analizar todos los costos que intervinieron en desarrollo del proyecto, se obtiene el costo total que es la suma de todos los costos antes mencionados y se los puede apreciar en la tabla 8.5.

Costo Total del proyecto	
Item	Valor USD
Costo Materiales	6100,9
Costos Indirectos	1138
Costo de Implementación	3910
Costo Maquinaria	616
Costo Mano de Obra	1920
Total	13684,9

Tabla 8.5 Costo Total del proyecto

Todos los costos fueron tomados en cuenta específicamente para el desarrollo del proyecto, ya que la mayoría de materiales se encuentran en bodega del Ala de Transporte No. 11, pero para el análisis, se han tomado precios referenciales de los mismos.

8.2 ANÁLISIS FINANCIERO.

Luego de conocer los costos que se han invertidos se debe analizar si el proyecto es o no rentable; para ello con ayuda de las matemáticas financieras se puede realizar el estudio de inversiones.

En la evaluación de un proyecto, las matemáticas financieras consideran la inversión como el menor consumo presente y la cuantía de los flujos de caja en el tiempo como la recuperación que debe incluir esa recompensa.

El criterio del valor actual neto

Este criterio plantea que el proyecto debe aceptarse si su valor actual neto (VAN) es igual o superior a cero, donde el VAN es la diferencia entre todos sus ingresos y egresos expresados en moneda actual.

$$VAN = \sum_{t=1}^n \frac{BN_t}{(1+i)^t} - I_0 \quad (8.1)$$

Donde:

BN_t : Beneficio neto del flujo del período t

I_0 : Inversión Inicial

n : Número de años

i : Tasa de descuento

Este método(VAN) nos permite conocer la rentabilidad del proyecto, interpretando el resultado obtenido.

Se debe calcular un flujo de caja, de acuerdo a los ingresos obtenidos mensualmente por la empresa, ya que el uso de los recursos de esta institución son sin fines de lucro, sino el fin de ellos es brindar un servicio a los clientes, se ha estimado un valor de ganancias promedio, en referencia a los vuelos logísticos realizados durante el año; siendo en Diciembre las más altas ganancias debido a que en esas fechas festivas, mucha gente hace uso del servicio de los vuelos.

Existen muchas herramientas de cálculo, las cuales permiten obtener de manera rápida y precisa los cálculos financieros, utilizando el excel como herramienta, se puede obtener los valores del TIR y el VAN, para lo cual se procede a llenar los rubros, calculados en el análisis económico, y las ganancias mensuales, valores que se incrementan en el transcurso del año. La figura 8.1 muestra una tabla en excel con los valores antes mencionados.

Presupuesto de Inversión



TNA

					NO PERIÓDICO	
Fecha	Rubro	Inversión	Ganancia	VAN(al 0%)	TIR Anual	VAN(0,125)
15/12/04	Costos Materiales	6100,9		-6.100,90		-6.100,90
15/12/04	Costos Indirectos	1138		-7.238,90		-7.238,90
15/12/04	Costo de implementación	3910		-11.148,90		-11.148,90
15/12/04	Costo maquinaria	616		-11.764,90		-11.764,90
15/12/04	Costo mano de obra	1920		-13.684,90		-13.684,90
15/01/05			3.000,00	-10.684,90		-10.714,76
15/02/05			3.000,00	-7.684,90		-7.774,19
15/03/05			3.000,00	-4.684,90		-4.860,06
15/04/05			3.500,00	-1.184,90		-1.494,09
15/05/05			3.500,00	2.315,10	85,56%	1.839,46
15/06/05			3.500,00	5.815,10	241,64%	5.139,82
15/07/05			4.000,00	9.815,10	427,28%	8.875,33
15/08/05			4.000,00	13.815,10	597,58%	12.573,65
15/09/05			4.000,00	17.815,10	742,88%	16.235,17
15/10/05			4.500,00	22.315,10	877,59%	20.314,68
15/11/05			4.500,00	26.815,10	985,34%	24.353,59
15/12/05			4.500,00	31.315,10	1071,02%	28.353,59

Figura 8.1 Cálculo del TIR y del VAN

A medida que se va ingresando los componentes del flujo de fondo, se obtiene:

VAN (al 0%): Es el Valor Actual Neto descontado a tasa 0 %, es la suma directa de los movimientos.

TIR Anual: Es la Tasa Interna de Retorno del flujo de fondos. Debido a que ésta es mucho mayor que la tasa de descuento asumida se puede decir que el proyecto es rentable.

VAN (al 0.12.5%): Es el valor actual neto a la tasa TNA (Tasa Nominal Anual) ingresada. Para este proyecto hemos utilizado una TNA = 12.5 %.

El mismo programa arroja una gráfica, indicando el tiempo en el que se recupera el dinero y se puede apreciar la rentabilidad del proyecto. La figura 8.2 muestra la evolución de la inversión en el transcurso del primer año.

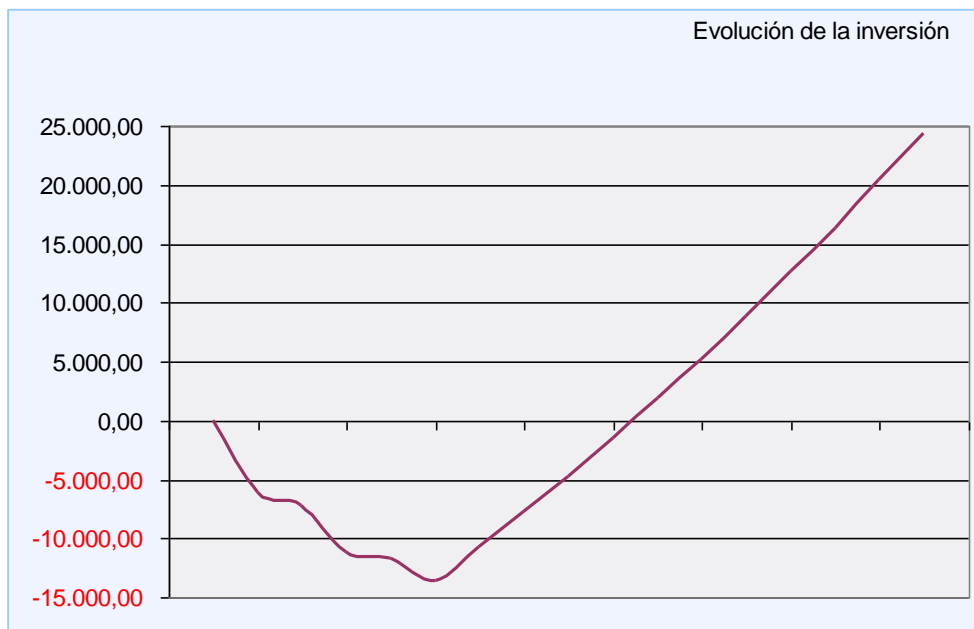


Figura 8.2 Evolución de la inversión

En la figura se puede ver que a partir del séptimo mes, se generan ganancias, lo cual indica que el proyecto es rentable.

CAPÍTULO 9

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

9.1 CONCLUSIONES.

1. Se logró conocer fundamentos básicos para el funcionamiento de una turbina a gas propiamente dicha, mediante las diferentes configuraciones que se presentaron en los aeromotores T56-A-15 (C-130), Dart MK 534-2 (AVRO), PT6A-27(TWIN OTTER) y JT12A-8N (SABRELINER), al referirse a la configuración es necesario destacar lo siguiente:

- Para el caso del aeromotor T56-A-15, se observó que el sistema genera un esfuerzo de torque significativo, mismo que no se encuentra relacionado con la evolución de revoluciones del eje de la turbina a gas, ya que esta mantiene constante sus RPM y el sistema a su vez se encuentra respaldado por el trabajo realizado en la caja reductora frontal la cual genera presiones necesarias de aceite que dan funcionalidad al gobernador (governor) el cual determina el cambio del ángulo de paso en las palas de la hélice o rotores principales (propellers). Su alta relación de compresión se respalda en la existencia de un sistema anti-ice que además de prevenir el congelamiento de los álabes de la primera etapa del compresor genera temperatura adicional al aire que ingresa en la cámara de combustión.
- Debido a que el aeromotor Dart MK 534-2 es un modelo antiguo, su análisis fue más práctico ya que sus órdenes técnicas cuentan con diagramas de correcciones que son recomendaciones de control en el torque principalmente, anexo 10, el sistema adicionalmente está complementado mediante la inyección de la mezcla agua-metanol misma que permite el aumento de la eficiencia del ciclo para generar un empuje y tracción segura para un correcto decolaje, debido a que el sistema de compresión ($r_p=5.64$) no soporta suficientemente al sistema al decolar en alturas próximas a 9000 [ft] (eficiencia del ciclo 24.56%). El

sistema de gobernador se encuentra relacionado directamente con el indicador de RPM, presión y temperatura.

- Para el caso del aeromotor PT6A-27 se debe tener presente que es un sistema diseñado exclusivamente para prestar facilidades en mantenimiento ya que la etapa de turbina libre se encuentra desvinculado de la primera etapa de turbina y del eje que se encuentra directamente acoplado al sistema de compresión, el sistema de reducción que transmite movimiento a la hélice principal (propeller) se encuentra así mismo desvinculado de igual manera que la turbina libre y acoplado a esta.
- El aeromotor JT12A-8N también es un modelo antiguo que debido a su configuración de turbo jet implica altos costos de mantenimiento ya que su temperatura de operación en la cámara de operación es muy alta, lo cual implica realizar cambios frecuentes de lubricantes y material fungible así como también frecuentemente realizar inspecciones de partes calientes (HSI).

2. Mediante el correspondiente análisis energético y exergetico se puede notar que la disponibilidad en la etapa de turbina es mayor que el trabajo generado por ésta, es decir que para accionar el sistema de compresión se está utilizando más energía de la normalmente requerida debido a irreversibilidades que se encuentran en un rango de 15 a 25 KJ/Kg, de esto se obtuvo que el porcentaje del rendimiento en estos aeromotores oscilan de 30 a 46 %

3. Se ha creado una base de datos que permiten llevar un control ordenado de los parámetros existentes en una corrida de motores o chequeo funcional en tierra.

4. Se debe tomar en cuenta que por no estar sometidos bajo regulaciones RDAC a nivel mantenimiento de aeromotores se puede llevar a cabo canibalización de componentes de sistemas reportados, lo cual antes de ser realizado debe necesariamente estar respaldado en un documento que contenga el reporte del performance del sistema que se encuentra reportado o con discrepancias para así evitar que componentes defectuosos que sean

instalados en sistemas aeromotores en buen estado afecten el performance del sistema a ser reparado. Dentro de este control de performance de componentes debe elaborarse un documento en el cual conste un registro de función óptima por secciones luego de realizada en inspecciones por mantenimiento programado.

5. Se ha propuesto un modelo electrónico digital prototipo que facilite la adquisición de datos ya que no es recomendable por razones de seguridad estar realizando una operación de un aeromotor y a la vez estar escribiendo en una hoja de datos los eventos ocurridos durante comprobaciones en tierra así como también es importante indicar que los parámetros de control de un aeromotor no se pueden limitar únicamente a controles de temperatura ya que en muchos de los casos existen relaciones directas entre las RPM , flujo de combustible y aumento de presiones del aceite.

6. De los diferentes procedimientos para obtener la temperatura de llama adiabática se puede concluir que toda reparación u overhaul que sea llevado a cabo en la sección de la cámara de combustión debe tener la capacidad de soportar esta mencionada temperatura ya que la indicación expuesta en los instrumentos es menor a la temperatura máxima (temperatura de llama adiabática).

9.2 RECOMENDACIONES

1. En proyectos complementarios al presente, es necesario destacar la importancia de estudiar al aeromotor por sistemas separados, en el siguiente orden de complejidad:

- Dart MK 534-2 (AVRO),
- PT6-A27 (TWIN OTTER)
- T56-A-15 (C-130)
- JT12A-8N (SABRELINER)

Subsecuentemente debe seleccionarse solo una de las siguientes etapas para su debido análisis:

- Etapa de compresión, válvulas de sangrado y diferenciales de presión dentro del compresor.
- Análisis de flujo de masa de aire y velocidad del aire en el sector situado entre la boca del ducto de aire y la entrada del compresor de aire, mediante instalaciones provisionales de tubos pitot.
- Análisis de flujo dinámico de aire en la sección de combustión.
- Análisis de funcionamiento y procedimiento de limpieza de inyectores para cámaras annulares, cannulares.
- Sistema de enfriamiento de álabes de turbina.
- Análisis y estudio de cajas reductoras de accesorios.
- Análisis de sistemas gobernador (governor).
- Análisis y estudio funcional de sistema FCU (Fuel Control Unit), Unidad de Control de Combustible.
- Sistemas anticongelantes para álabes de compresor.
- Sistemas de lubricación con respectivas simulaciones.
- Análisis y estudio del eje principal de la turbina de gas.
- Análisis y desarrollo de prácticas de balance dinámico de discos de soporte de álabes.

2. Mediante el análisis energético y exergético se ha dado un paso importante en el campo de aeromotores ya que el conocimiento empírico puede ser respaldado con una base metódica, misma que tratada profundamente permite realizar y respaldar proyectos de control, esfuerzo y eficiencia del sistema, permitiendo que en un futuro próximo se realicen tareas de overhaul.

3. Mediante formatos presentados con respectivas modificaciones sugeridas debe llevarse un estricto control de parámetros de temperatura y en función del conocimiento obtenido ir incrementando variables complementarias que permitan dar un soporte técnico para así valorar la confiabilidad del sistema.

4. Para la realización de canibalización de diferentes componentes es recomendable que cada componente tenga su respectivo documento de confiabilidad.

5. El prototipo electrónico de adquisición de datos debe ser habilitado y utilizado únicamente en chequeos funcionales o corridas de motores, de ser posible es recomendable proyectar una modernización como equipo de seguridad y control alterno para así con el respectivo análisis técnico tratar de evitar discrepancias no programadas.

6. Debido a esfuerzos térmicos que fatigan el material es recomendable que al realizar trabajos en la sección de combustión se prevea la temperatura máxima producto del proceso mismo de combustión, tomando en cuenta que la temperatura de operación del motor es menor a la temperatura de llama adiabática.

BIBLIOGRAFÍA

PRATT & WHITNEY. Manual de Mantenimiento JT12A-8N.

PRATT & WHITNEY. Manual de Mantenimiento PT6A-27.

GM DIVISIÓN ALLISON, Manual de Mantenimiento T56-A-15.

ROLL ROYCE, Manual de Mantenimiento Dart MK 534-2.

VAN WYLEN G. y SONNTANG R. Fundamentals of Classical Thermodynamics. Segunda ed. Michigan. John Wiley and Sons, Inc., 1978. Versión SI pp. 521-525.

WARK K. y RICHARDS D. Termodinámica. Traducido al español por Pablo de Assas Martínez, Teresa de Jesús Leo Mena e Isabel Perez Grande. Sexta ed. Madrid. Mc Graw Hill, 2001. pp. 179-845.

BATHIE W. Fundamentos de Turbinas de Gas. Traducido al español por Juan Naves Ruíz y Jaime de Cervantes Gortaire. Primera ed. México D.F. Editorial Limusa S.A., 1987. pp.15-407.

RAMÓN PAYAS A. Sensores y Acondicionadores de Señal. Primera ed. Barcelona. Alfaomega, 2001. pp. 29-464.

LEVIN R. y RUBIN D. Estadística para administradores. Traducido al español por Ángel Homero Flores y Juan Torre Marina. Sexta ed. México D.F. Prentice may, 1996. pp. 49-468.

ANEXOS

ANEXO 1

ECUACIÓN DE TORQUE

ANEXO 2

MEDIDORES DE MOMENTO ANGULAR

ANEXO 3

DATOS OBTENIDOS DEL AEROMOTOR T56-A-15 (C-130)

ANEXO 4

DATOS OBTENIDOS DEL AEROMOTOR DartMK 534-2 (AVRO)

ANEXO 5

**DATOS OBTENIDOS DEL AEROMOTOR
PT6-A-27 (TWIN OTTER)**

ANEXO 6

**DATOS OBTENIDOS DEL AEROMOTOR
JT12-8N (SABRELINER)**

ANEXO 7

PÁGINAS DE INTERNET