



T
629.13435
ZAV
p. 2

ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DEL LITORAL

**Facultad de Ingeniería en Mecánica y Ciencias de la
Producción**

**"Cálculo y Control De Parámetros Para El Monitoreo De
Funcionamiento De Motores De Avión"**

TESIS DE GRADO

Previo a la obtención del Título de:

INGENIERO MECÁNICO



Presentada por:

Enrique Julián Zavala Pesantes

GUAYAQUIL – ECUADOR

AÑO: 2003



AGRADECIMIENTO

Este trabajo fue cumplido gracias a la colaboración de varias personas: mi esposa, Eduardo, y especialmente al Ing. Eduardo Orce, Director de Tesis que con su ayuda se logro este objetivo.



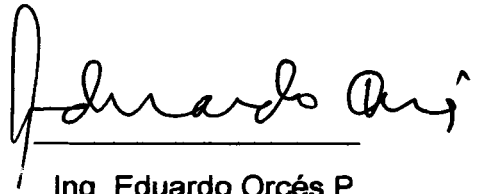
DEDICATORIA

**Dedico este trabajo a mi esposa
e hijo, sin olvidar el esfuerzo,
sacrificio y orgullo de mis
padres, y a la ayuda de mi
hermana.**

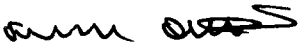
TRIBUNAL DE GRADUACIÓN



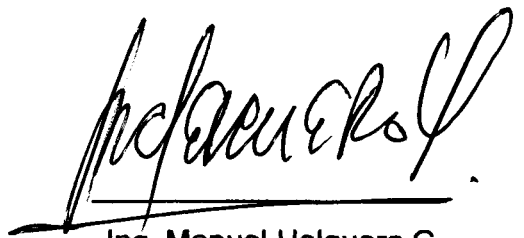
Ing. Eduardo Rivadeneira P.
DECANO DE LA FIMCP
PRESIDENTE



Ing. Eduardo Orcés P.
DIRECTOR DE TESIS



Ing. Francisco Andrade S.
VOCAL

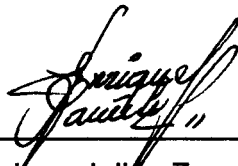


Ing. Manuel Helguero G.
VOCAL



DECLARACION EXPRESA

"La responsabilidad del contenido de esta Tesis de Grado, me corresponden exclusivamente; y el patrimonio intelectual de la misma a la ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DEL LITORAL"



Enrique Julián Zavala Pesantes

RESUMEN




Este tema es un caso de estudio del inmenso mundo de la Ingeniería

Mecánica. De una parte, pone al alcance del lector los modelos físicos de los motores de aviación, los sencillos criterios termodinámicos de estandarización de funcionamiento de un motor a condiciones sobre el nivel del mar cuando éste se encuentra operando a más 20000 pies (6.080 m) de altitud y de los principios de mecánica de fluidos para analizar la aerodinámica del aire sobre el avión.

Por otra parte, presenta el enlace técnico con la organización laboral dentro de una compañía de aviación, la utilización de herramientas como la programación para el desarrollo del programa de vigilancia, y la utilización de otros recursos por parte del ingeniero para lograr que la información que se requiere este correcta para procesarla y obtener resultados coherentes y con el mínimo porcentaje de errores aleatorios. Es así, que se podrá vigilar el funcionamiento de los motores instalados en los aviones y lograr que su operación sea segura y proporcionar a la compañía ahorro de recursos económicos gracias a la implantación del programa de vigilancia.

ÍNDICE GENERAL

	Pág.
RESUMEN.....	II
ÍNDICE GENERAL.....	III
ABREVIATURAS.....	IV
SIMBOLOGÍA.....	V
ÍNDICE DE FIGURAS.....	VI
ÍNDICE DE TABLAS.....	VII
ÍNDICE DE ANEXOS.....	VIII
INTRODUCCIÓN.....	1
 CIB - ESPOL	
CAPÍTULO 1	
1. GENERALIDADES.....	3
1.1 Conocimientos básicos sobre los motores de avión.....	3
1.2 Historia de la Compañía SAETA.....	6
CAPÍTULO 2	
2. IDENTIFICACIÓN DEL PROBLEMA.....	10
2.1 Antecedentes e inconvenientes sobre el problema de mantenimiento de motores.....	10
2.2 Decisión del Departamento de Ingeniería en Mantenimiento de SAETA.....	14

CAPÍTULO 3

3. PROCESO DE DISEÑO.....	16
3.1 Definición del problema.....	16
3.2 Análisis del problema.....	17
3.2.1 Antecedentes.....	17
3.2.2 Proceso de generación de alternativas.....	19
3.3 Alternativas de solución.....	21
3.4 Matriz de decisión y desición.....	23
3.4.1 Criterios de decisión.....	23
3.4.2 Calificación de las alternativas.....	23
3.4.3 Matriz de decisión.....	23
3.4.4 Decisión y especificación de la solución.....	23
3.5 Proceso de Diseño.....	26

CAPÍTULO 4

4. ANÁLISIS DE MOTORES Y DE LA ATMÓSFERA PARA EL MONITOREO DE FUNCIONAMIENTO DE MOTORES.....	28
4.1 Criterios básicos sobre motores turborreactores.....	28
4.2 Identificación de parámetros monitoreados.....	42
4.3 Criterios físicos de la atmósfera y propiedades termodinámicas..	42
4.4 Medición de la velocidad del aire y de la altitud.....	60

4.5 Análisis de datos de vuelo.....	80
4.5.1 Datos de vuelos observados.....	80
4.5.2 Datos de vuelos corregidos.....	82
4.5.3 Curvas línea – base del motor.....	83
4.5.4 Proceso de diseño.....	85
4.5.5 Ejemplo.....	89

CAPÍTULO 5

5. INTRODUCCIÓN AL PROGRAMA DE COMPUTACIÓN DE MONITOREO DE CONDICIÓN DE MOTORES.....	96
5.1 Generalidades del programa.....	96
5.2 Flujograma del programa.....	99
5.3 Manual del Usuario.....	99

CAPÍTULO 6

6. NECESIDADES PARA LA COLECCIÓN DE DATOS Y ANÁLISIS DE RESULTADOS.....	104
6.1 Condiciones de estado estable de crucero.....	104
6.2 Precisión de los datos en vuelo.....	105
6.3 Formulario.....	106
6.3.1 Antecedentes al diseño del formulario.....	106
6.3.2 Distribución del formulario.....	108

6.4 Validación de datos.....	109
6.5 Análisis de datos.....	111
6.6 Resultados y análisis.....	111

CAPÍTULO 7

7. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	116
7.1 Conclusiones.....	116
7.2 Recomendaciones.....	118

BIBLIOGRAFÍA



ABREVIATURAS

ADJ	Ajustado
ALT	Altitud
A/C	Aeronave
EFF	Efectivo
ENG	Motor
EPR	Razón de presión de aire del motor
Fig.	Figura
F.L.	Nivel de vuelo
HPC	Compresor de alta presión
HPT	Turbina de alta presión
K	Grados Kelvin
Kc	Factor de corrección dependiente de la temperatura
Kph	Kilogramos por hora
LPC	Compresor de baja presión
LPT	Turbina de baja presión
MACH	Número de Mach
OBS	Observado
Pamb	Presión estática del ambiente
Pd	Presión dinámica del flujo de aire sobre el avión
Po	Presión estándar a nivel del mar
Pph	Libras por hora
PRES	Presión
Ps	Presión estática del aire con respecto a la posición del avión
Pt	Presión total del aire sobre el avión
S/N	Número de serie
Rpm	Revoluciones por minuto
TAS (SAT)	Temperatura estática del aire
Tamb	Temperatura estática del ambiente
TAT	Temperatura total de aire
Tt2	Temperatura total de entrada de aire al motor

IAS

Velocidad indicada del aire

SIMBOLOGÍA

a_{33000}	Velocidad del sonido a nivel de vuelo de 33000 pies.
A/C Reg.	Registro ó matrícula de la aeronave.
F/C (F/F)	Flujo de combustible
Hg.	Simbología
N1	Velocidad del rotor de baja presión
N2	Velocidad del rotor de alta presión
θ	Theta, temperatura absoluta relativa atmosférica
θ_{t2}	Temperatura absoluta relativa total del motor.
TGE (EGT)	Temperatura de gases de escape
δ	Presión absoluta relativa
δ_{t2}	Presión absoluta relativa total del motor
σ	Densidad relativa atmosférica
ρ_{real}	Densidad real del aire a condiciones atmosféricas estándar.
P_{t2}	Presión real total a la entrada del motor
P_{t7}	Presión real total a la salida del motor



ÍNDICE DE FIGURAS

- Figura 4.1. Escala de medidas de la temperatura
- Figura 4.2. Variación de las magnitudes físicas de la atmósfera
- Figura 4.3. Esquema de la trayectoria de vuelo de un avión en función de los movimientos irregulares del aire
- Figura 4.4. Esquema del tubo de Pitot
- Figura 4.5. Posición de las tomas de presión en el avión
- Figura 4.6. Sonda de estática del avión – Pitot
- Figura 4.7. Conversión de velocidades en función de la altitud y el número de Mach
- Figura 4.8. Conversión de velocidades en función de la altitud y el número de Mach
- Figura 4.9. Esquema simplificado de un altímetro
- Figura 4.10. Influencia de las condiciones de presión y temperatura
- Figura 4.11. Esquema simple del anemómetro
- Figura 4.12. Gráfico de datos observados a diferentes temperaturas de entrada al motor
- Figura 4.13. Datos corregidos a condiciones estándar de nivel del mar
- Figura 4.14. Datos corregidos graficados con respecto a curva línea base del motor
- Figura 4.15. Establecimiento de la curva línea-base promedio
- Figura 4.16. Datos corregidos revisados con respecto a 25% de tolerancia
- Figura 4.17. Línea-base de generador de gas (Operación en Tierra)
- Figura 4.18. Línea-base del funcionamiento del motor
- Figura 4.19. Curvas línea-base de la combinación Avión/Motor. B727-200/JT8D-15
- Figura 5.1. Flujograma del programa de monitoreo de motores
- Figura 5.2. Pantalla 1: Barra de alternativas del programa

- Figura 5.3. Pantalla 2: Opción de mantenimiento de aviones**
- Figura 5.4. Pantalla 3: Opción de mantenimiento de motores**
- Figura 5.5. Pantalla 4: Instalación de motores**
- Figura 5.6. Pantalla 5: Tabla de datos de atmósfera estándar (Fuente OACI – 1993)**
- Figura 5.7. Pantalla 6: Ingreso de los datos de vuelo**
- Figura 5.8. Pantalla 7: Ingreso de los datos de funcionamiento de los motores**
- Figura 5.9. Pantalla 8: Tabla de resultados de las desviaciones de los parámetros monitoreados**
- Figura 5.10. Pantalla 9: Gráfica de resultados de las tendencias de las desviaciones del parámetro; Flujo de Combustible**
- Figura 5.11. Pantalla 10: Gráfica de resultados de las tendencias de las desviaciones del parámetro; Velocidad del rotor de baja presión (N1)**
- Figura 5.12. Pantalla 11: Gráfica de resultados de las tendencias de las desviaciones del parámetro; Velocidad del rotor de alta presión (N2)**
- Figura 5.13. Pantalla 12: Gráfica de resultados de las tendencias de las desviaciones del parámetro; Temperatura de gases de escape**
- Figura 6.1. Formulario de SAETA para la consignación de los datos de vuelo**
- Figura 7. Muestra de taller: Alabes directrices de la primera etapa de turbina quemados**
- Figura 8. Muestra de taller: Alabes directrices de la segunda etapa de turbina quemados.**

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 3.1.	Matriz de decisión.
Tabla 6.1.	Reglas de Decisión
Tabla 6.2.	Búsqueda de fallas

ÍNDICE DE ANEXOS

- Anexo 1. Paquete del programa de Monitoreo de Motores de Avión
(6 disquetes de 3.1/2)**

INTRODUCCIÓN

Este tema es un caso de estudio que sirve como introducción al inmenso mundo de la Ingeniería Mecánica. El tema cumple una doble función; de una parte, pone al alcance del lector los modelos físicos de los motores de aviación, los sencillos criterios termodinámicos de estandarización de funcionamiento de un motor a condiciones sobre nivel del mar cuando éste se encuentra operando a más de 20000 pies (6080 metros) de altitud y poder poderlos monitorear como si su operación fuera en un banco de pruebas. Esto es posible gracias a un programa de control estadístico que incluye dentro de su sistema: 1) varios bancos de datos históricos con respecto a los aviones y motores de la flota de una compañía de aviación; y, 2) varias hojas de cálculo donde se realizan las operaciones respectivas y poder mostrar como resultados las tendencias de los parámetros fundamentales de la operación de un motor estandarizados termodinámicamente, que son: temperatura de gases de escape (EGT), flujo de combustible (W_f), porcentaje de revoluciones de compresor de baja presión (%N1) y porcentaje de revoluciones de compresor de alta presión (%N2). Adicionalmente, este tema



utiliza principios básicos de mecánica de fluidos básicos para analizar la aerodinámica del aire sobre el avión.

Por otra parte, en el conjunto global ingenieril, es el enlace técnico con la organización laboral dentro de una compañía y/o industrias, la utilización de herramientas de otros campos como la programación para el desarrollo del programa de vigilancia, y la utilización de todos los recursos disponibles por parte del ingeniero para lograr que la información que se requiere este correcta para procesarla y obtener resultados coherentes y con el mínimo porcentaje de errores aleatorios.

Es así, que se podrá vigilar el funcionamiento de los motores instalados en los aviones y lograr que su operación sea segura y proporcionar a la compañía ahorro de recursos económicos gracias a la implatación del programa de vigilancia.

CAPITULO 1

1. GENERALIDADES

1.1 CONOCIMIENTOS BÁSICOS SOBRE LOS MOTORES DE AVIÓN.

Los aviones son las máquinas que se sustentan en la atmósfera por la acción dinámica del aire.

La acción del aire se manifiestan en fuerzas que se ejercen sobre el avión. Todas estas fuerzas se llaman aerodinámicas.

Aunque son innumerables los tipos y las aplicaciones de los aviones, se puede hablar de una forma básica común.

Todos los aviones tienen los componentes básicos que son los siguientes: fuselaje, alas, cola, superficies de control, motor o motores, y tren de aterrizaje.

Estudiamos entonces los motores, por separado, con objeto de introducirlos en la ingeniería del motor.

Los aviones necesitan un grupo motopropulsor para desplazarse en el aire y vencer la resistencia al avance, salvo los veleros. En el caso más común, de avión propulsado, la función de los motores es proporcionar la fuerza de empuje necesaria para conseguir el vuelo prolongado, independientemente de las corrientes de aire de la atmósfera.

Los motores de aviación pueden ser de explosión, turbohélices y turboreactores. En la aviación general se emplean los tres tipos, aunque la aviación comercial emplean el tipo de motor turboreactor denominado motor de doble flujo.

El motor turboreactor es un motor en el que se quema continuamente una determinada cantidad de combustible. La energía que produce la combustión se aprovecha para impulsar y descargar en la atmósfera a gran velocidad los gases que pasan por el motor.

A la acción de descarga de los gases a gran velocidad corresponde una reacción igual y opuesta que es precisamente la fuerza de empuje que se aplica al avión.

El motor turborreactor es un motor con ventilador de entrada y de flujo axial, que consta de varias etapas de compresión que están conectadas a las etapas de turbina. El trabajo del motor es de la siguiente manera:

- El aire ingresa al motor, empieza a comprimirse a medida que atraviesa las etapas que trabajan con dos velocidades de operación, luego se produce la ignición en las cámaras de combustión y el gas quemado mueve las etapas de turbina. El diseño y construcción de las etapas de compresor y turbina dependen del tamaño del motor de acuerdo a su empuje y del fabricante.

El compresor de baja tiene un número determinado de etapas (baja presión N_1), es decir con baja velocidad de rotación N_1 , y está conectado a las etapas de baja presión de la turbina por medio de un eje.

El compresor de alta tiene un mayor número de etapa, que el compresor de baja (alta presión N_2), es decir con alta velocidad de

rotación N2, y está conectado con la etapa o etapas de alta presión de la turbina con un eje hueco por el cual atraviesa el eje que conecta el compresor con la turbina de baja presión.

El ventilador de entrada está equipado con una o dos etapas al igual que el diseño y construcción de las etapas de compresión y expansión depende del empuje y el fabricante del motor. El tubo de descarga es un conducto de descarga anular, esto permite que el aire proveniente del ventilador (flujo de aire secundario) sea descargado, y no escape en conjunto con los flujos de gases primarios provenientes de la ignición. Todos los gases de escape salen por la tobera posterior del motor.

Cabe anotar que el empuje del motor es proporcionado en un 70% por el flujo de aire secundario que es impulsado por el ventilador y el 30% por el flujo de aire primario cuya función principal es mantener el ciclo de trabajo de las etapas de compresión y de expansión (turbina).

Los conjuntos de rotación son soportados por un número determinado de rodamientos.

1.2 HISTORIA DE LA COMPAÑÍA SAETA.



SAETA S.A. (Sociedad Ecuatoriana de Transporte Aéreo) es una compañía que fue fundada por el Sr Dn Roberto Dunn Barreiro en el año de 1985 y su finalidad es la de transportar pasajeros de un destino a otro a nivel nacional como Quito-Cuenca, Quito-Guayaquil, Guayaquil-San Cristóbal, y Guayaquil-Cuenca; y a nivel internacional a Miami, New York, Caracas, Bogotá, Lima y Santiago de Chile.

La compañía SAETA utiliza los aviones como su herramienta de trabajo y los opera por medio del sistema de arrendamiento mercantil con opción a compra después de determinado tiempo; SAETA durante sus 15 años de operación ha tenido diversos tipos de aviones en su flota como se indica a continuación: de la fábrica BOEING ha operado tres aviones modelo 707, tres aviones modelo 727-100, tres aviones modelo 727-200, y tres aviones modelo 737-200. De la fábrica AIRBUS INDUSTRIE ha operado dos aviones modelo A310-300 y tres aviones modelo A320-200.

Dado que la herramienta de trabajo es el avión, el mismo debe recibir un mantenimiento muy prolijo para asegurar que la aeronave se encuentre en buen estado de operación y poder transportar en forma segura a los pasajeros de un destino a otro. Por esta razón el Departamento de Mantenimiento de SAETA, que dentro del

organigrama general de la empresa se encuentra como parte de la Vicepresidencia Técnica la misma que tenía su base principal en el Aeropuerto SIMÓN BOLÍVAR de la ciudad de Guayaquil, entre LAN-ECUADOR y SAETA-CARGO.

El control de las tareas del área técnica las realiza el Departamento de Ingeniería en Mantenimiento, el cual se encarga de recopilar, procesar y archivar la información técnica de cada una de las aeronaves , dentro de este departamento existe el área de Ingeniería de Motores, la cual se encarga de la información de los motores de la flota, vigilar a diario la operación de los motores y elaborar todas las tareas de mantenimiento y los reportes mensuales de operación.

Dentro del programa de mantenimiento la responsabilidad de vigilancia de la operación de los motores, la compañía SAETA tiene establecido trabajos específicos de inspección de rutina que serán explicados con mayor detenimiento en el Capítulo 2 pero dado el avance de las compañías de aviación y su expansión a nivel de flota de aviones operados se han visto obligadas ha incorporar sistemas de vigilancia lo más confiables y económicos. Asegurando que la operación de los motores se encuentra dentro de los rangos

permitidos para cada uno de los parámetros controlados de los motores, estos parámetros serán especificados posteriormente.

El trabajo de incorporación de estos sistemas de control o vigilancia obligó al responsable del área de motores a realizar investigación, consulta con fabricantes, con otros operadores de los modelos de motores que opera SAETA, revisión de información técnica que de sustento a los cálculos que se realizaron para poder incorporar en un sistema las fórmulas necesarias; y así, obtener resultados en forma gráfica. Dichos resultados permiten al responsable del área para poder detectar problemas a tiempo y poder darles solución sin tener que realizar una parada de operación de un avión por mal funcionamiento de uno de sus motores y provocar pérdidas económicas para la compañía por la cancelación de un vuelo, los cambios de itinerarios, y poner en riesgo la seguridad de vuelo del avión. El responsable de esta área, el Ingeniero de Motores, es una persona que debe cumplir con prolijidad y precisión su trabajo de vigilancia. Por lo cual los motores, que son parte fundamental de un avión, estén en buen estado de salud.

CAPITULO 2

2. IDENTIFICACIÓN DEL PROBLEMA

2.1 ANTECEDENTES E INCONVENIENTES SOBRE EL PROBLEMA DE MANTENIMIENTO DE MOTORES DE AVIÓN

En las aerolíneas latinoamericanas, en especial las aerolíneas locales en vías de desarrollo, sus programas de mantenimiento están basados en recomendaciones del fabricante que se encuentran consignadas en un documento escrito, el cual ha sido elaborado y revisado por el Departamento de Ingeniería en mantenimiento de cada aerolínea, y, a su vez, ese documento ha sido aprobado por las respectivas autoridades aeronáuticas de cada país. Para el mantenimiento de motores de aviación existe la filosofía "Bajo Condición, que significa realizar las siguientes actividades para controlar la vida útil de los motores:

1. Inspecciones especiales (inspecciones boroscópicas), en las zonas de compresor y turbina cada 5500 horas o 7500 ciclos, lo que ocurra primero, y que sean planificadas en los chequeos de mantenimiento programado que se realizan cada cierto tiempo dependiendo del tipo de avión y de su programa de mantenimiento para una parada de avión no programada con los consiguientes problemas de pérdidas económicas por dejar de operar.
2. Tomar muestras de aceite del motor cada 1000 horas y realizar una análisis para verificar si existe contaminación y deterioro, además de cambiar los filtros si estos ya se encuentran muy sucios.
3. Control de Componentes/accesorios de vida limitados montados en los motores como lo son: bomba de combustible, unidad de control de combustible, válvulas de control, entre otros, que son indispensables para la operación normal y segura de los motores.
4. Los reportes de los pilotos sobre problemas que se presentan en el avión durante vuelo, que son observados en los instrumentos e indicadores de la cabina; estas observaciones son consignadas por los pilotos en el libro de mantenimiento que está a bordo del avión, el mismo que es revisado a diario por el Departamento de Ingeniería y estar vigilantes ante la aparición de algún problema para proceder a investigar el origen y tomar acciones correctivas de solución.

Los costos de las inspecciones especiales en las zonas de compresor y turbinas son elevados debido al equipo (boroscopio) y al personal calificado (inspector) que lo debe realizar, además de los costos de los análisis de las muestras de aceite.

Estos costos se los puede desglosar de la siguiente manera:

1. Inspecciones especiales, en las cuales se contrata al personal calificado con su respectivo equipo, y adicionalmente la compañía debe cubrir los gastos de transporte, alimentación y hotel lo cual tiene un costo real aproximado de USD 12.000,00 cada dos años.
2. Los análisis de las muestras de aceite realizados cada 1000 horas en los laboratorios autorizados por la Autoridad Aeronáutica tienen un costo de USD 1.500,00 por muestra, lo cual se realiza una vez por mes.
3. El Control de componentes/accesorios implica el costo administrativo del trabajo de un Ingeniero y el movimiento logístico que éste debe llevar con los talleres o estaciones reparadoras de componentes, este rubro representa en un mes USD 10.000,00.

Estos rubros representan en un mes USD 12.000,00 para un solo motor, en un año USD 250.000,00 de costos de mantenimiento para

una compañía con un solo avión en su flota con tres motores montados.

Por esta razón las aerolíneas se ven obligadas a implementar un método de alternativo el cual permita disminuir costos de mantenimiento para una compañía de aviación que no opera un sólo avión en su flota sino con un grupo de 4 a 7 , en la cual el costo de mantenimiento va a incrementarse en forma proporcional al tamaño de la flota de motores.



En las compañías latinoamericanas que realizan estas cuatro actividades para cumplir con la filosofía "BAJO CONDICIÓN", para mantenimiento de motores se enfrentan en varias dificultades las cuales provocan que los resultados de las inspecciones especiales revelen daños severos en el interior del motor y se deban tomar acciones emergentes como son buscar arrendar un motor, bajar y cambiar motor, y enviar al taller con todos los costos que estas acciones implican.

Estas dificultades son las siguientes:

1. Los reportes de los pilotos acerca de novedades observadas en los instrumentos e indicadores de los motores son de mala calidad, es

decir, no tienen detalles de lecturas y precisión, o en el peor de los casos no reportan hasta que los indicadores dan las señales en rojo o lecturas que rebasan el límite máximo.

2. Los técnicos de mantenimientos al trabajar en tareas para los motores durante los chequeos programados , encuentran problemas y no buscan el origen del mismo para darle solución sino que en base del Manual de Mantenimiento dan solución temporal al problema y dado que el problema persiste en el motor comienza el deterioro del último.

2.2 DECISIÓN DEL DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA EN MANTENIMIENTO DE SAETA.

Dados los antecedentes de los problemas de mantenimiento de motores decidió consultar a otros operadores y a los fabricantes de motores alternativas para poder aprovechar los recursos disponibles y de esta manera lograr un objetivo que satisfaga las necesidades de SAETA, y a su vez el impacto de la misma sea a favor primero de la compañía y luego de la Vicepresidencia Técnica donde el Departamento de Ingeniería en Mantenimiento tiene sus funciones.

Por esta razón se planificaron reuniones de trabajo con el área de Operaciones para poder llegar a un objetivo definitivo y que no se

presenten decisiones bilaterales entre las áreas de Mantenimiento y Operaciones. Este objetivo es reducir considerablemente los costos de mantenimiento en un 50% y disminuir la razón de visitas a las estaciones reparadoras de los motores en avanzado estado de deterioro lo cual implica un ahorro al conservar y mantener los motores en buen estado, y aumentar la confiabilidad de operación. Estas alternativas serán explicadas y analizadas en la Sección 3.2.

CAPITULO 3

3. PROCESO DE DISEÑO

3.1 DEFINICIÓN DEL PROBLEMA

En el mundo de mantenimiento de aviones, el manejo de la información que está consignada en los manuales de mantenimiento debe ser usada para resolver los problemas que se presentan durante los vuelos en el avión. Para detectar un problema a tiempo, es necesario que la comunicación entre los tripulantes de las aeronaves y los técnicos de mantenimiento sea excelente.

La realidad es que entre tripulantes y los técnicos existen diferencias de idiosincrasia, lo que provoca que los documentos que permiten el flujo de información entre ambas áreas sean incompletos; y esta falta de información origina que los problemas que se presenta en los aviones puedan resolverse a tiempo sin comprometer la vida útil de los componentes, equipos, accesorios, y motores.

Para el problema de mantenimiento de motores vamos a proceder a definir las variables de entrada y salida del mismo:

Estado de Entrada: Información de los tripulantes sobre la operación y funcionamiento de los motores.

Estado de Salida: Reporte de Resultados de la operación de los motores para tomar acciones de mantenimiento.

Problema: Colectar información de los tripulantes, procesar, analizar y diagnosticar el funcionamiento de motores.

La solución del problema consiste en diseñar un herramienta por visualizar el funcionamiento y cuantificar su condición para tener una Planificación de Mantenimiento y Administración de Motores.

3.2 ANÁLISIS DEL PROBLEMA.

3.2.1 ANTECEDENTES.

En la compañía SAETA dentro de su organigrama general tiene a la Vicepresidencia Técnica (en la cual se encuentran el Departamento de Mantenimiento y el de Ingeniería), y la

Vicepresidencia de Operaciones (en la cual se encuentra el Departamento de Tripulación).

Desde el inicio de la compañía SAETA en la aviación comercial existieron diferencias entre las Vicepresidencias mencionadas anteriormente; el origen de estas se debe a los logros ó conquistas que los Vicepresidentes de cada una de las áreas para tener mayores beneficios para sus colaboradores.

Es así, que los primeros Vicepresidentes de Operaciones lograron que los tripulantes perciban un sueldo con mayores beneficios de la compañía, tener una capacitación obligatoria y técnica realizando cursos, seminarios y entrenamientos en el exterior. Mientras, los Vicepresidentes Técnicos buscaron ahorrar gastos de mantenimiento confinando a sus técnicos e ingenieros a un sueldo menor y una planificación mínima de cursos de entrenamiento.

Otra diferencia es la responsabilidad de trabajo; por un lado los tripulantes dicen: "Los pilotos tenemos la responsabilidad de transportar el avión desde el aeropuerto de partida hasta el de destino en forma segura y confiable para tranquilidad de los

pasajeros". Por el otro lado los técnicos e ingenieros de mantenimiento dicen: "Nosotros en cada aeropuerto recibimos el avión en condiciones de posibles problemas o no, y es nuestra responsabilidad liberar o despachar el avión para el siguiente vuelo en condiciones seguras".

Las responsabilidades de ambas áreas tienen cierta diferencia, pero el fundamento es el mismo, que es: el avión debe ser transportado y chequeado en forma prolija y segura. Pero los tripulantes siempre han hecho prevalecer que la responsabilidad de transportar es mayor que la de los técnicos e ingenieros de mantenimiento.

Estas diferencias han provocado el distanciamiento entre los tripulantes y los técnicos; distanciamiento que se refleja en la poca comunicación de los problemas que se presentan en el avión durante los vuelos, la falta comunicación no sólo es verbal sino que los documentos a bordo de las aeronaves, como son las bitácoras, no son llenadas en forma prolija y precisa.

3.2.2 PROCESO DE GENERACIÓN DE ALTERNATIVAS.

Para poder lograr un acercamiento entre los colaboradores de ambas áreas, se citaron varias reuniones de trabajo entre los jefes departamentales de tripulación, mantenimiento e ingeniería para obtener las diferencias arriba explicadas y plantear alternativas que faciliten el flujo de información y comunicación entre tripulantes, y técnicos e ingenieros.

De esta manera las alternativas tienen dos objetivos muy claros, los cuales son:

1. Mejorar las relaciones interpersonales entre los colaboradores de dos áreas distintas dentro de una misma compañía; y,
2. Poder resolver los problemas que se presentan a tiempo lo que implica ahorro de dinero para la compañía.

Las reuniones de trabajo se realizaron tanto en Quito (base de la Vicepresidencia de Operaciones) como en Guayaquil (base de la Vicepresidencia Técnica); cuatro reuniones alternadas de dos a tres horas de duración que se extendieron desde el mes de Abril de 1998 hasta el mes de Julio de 1998.

Posterior a la última reunión, el Departamento de Ingeniería por medio del ingeniero de motores, dio inicio al proyecto que le convenía implantar a SAETA.

3.3 ALTERNATIVAS DE SOLUCIÓN

La aerolínea SAETA decidió sobre dos alternativas de solución para disminuir los costos de mantenimiento, las cuales son:

1. En base a las experiencias de otros operadores en darle mantenimiento a sus respectivas flotas de motores se toma en consideración lo siguiente:

La Filosofía "Tiempo Fijo" en la que el motor se convierte en un componente controlado a 5.000 horas, es decir al cumplir 5.000 horas ó 7.000 ciclos de operación, lo que se cumpla primero y el motor sea desmontado y enviado a taller para ser inspeccionado y en caso de ser necesario cambiar componentes que se encuentren en proceso de deterioro y poder disponer del motor en un periodo de tres meses para obtener y evitar que el costo del taller sea elevado.

La planificación de visitas menores y mayores (o reparaciones), se realizan de la siguiente manera: Un motor debe cumplir una visita

menor al taller cada dos años y después que haya cumplido dos visitas menores al taller le corresponde una visita mayor.

Una cifra aproximada de la visita menor al taller es USD 75.000,00 y la visita mayor tiene un costo de USD 500.000,00 .

* Esta planificación debe ser respaldada técnicamente con el seguimiento de los reportes de pilotos para monitorear las posibles fallas prematuras y lograr que el motor sea más confiable.

1) Definir un proceso por el cual los datos en operación del motor puedan ser observados durante el transcurso del tiempo y detectar cambios en los parámetros de funcionamiento y por ende que permita decidir si el motor se encuentra operando en buen estado. Los costos de implantar el monitoreo de parámetros son: incorporar formularios exclusivos para motores donde se recolecta los datos durante el vuelo, preparar charlas de familiarización con los tripulantes para el correcto llenado de formularios, instalar una hoja electrónica en el computador que permita realizar el ingreso de los datos, procesarlos, y graficarlos.

2) Consiste en la alternativa No. 2 sin incorporar formularios exclusivos para motores y usar los reportes de los pilotos de la

alternativa No. 1, para consignar en ellos los problemas registrados en los motores durante los vuelos.

3.4 MATRIZ DE DECISIÓN, Y DECISIÓN

3.4.1 CRITERIOS DE DECISIÓN

1. Ahorro de Dinero en talleres	35%
2. Fiabilidad	30%
3. Ahorro de Dinero en plataforma de vuelo	15%
4. Planificación de Mantenimiento	20%

3.4.2 CALIFICACIÓN DE LAS ALTERNATIVAS

1. INSUFICIENTE
2. REGULAR
3. BUENO
4. MUY BUENO
5. EXCELENTE

3.4.3 MATRIZ DE DECISIÓN

Ver tabla 3.1 de Matriz de Decisión.

3.4.4 DECISIÓN Y ESPECIFICACIÓN DE LA SOLUCIÓN

De acuerdo a la suma total de las calificaciones obtenidas de las tres alternativas, el Departamento de Ingeniería decidió desarrollar el proyecto que implica la alternativa de solución No. 2.

De esta forma la compañía se ahorra en los costos de inspecciones mencionadas anteriormente dado que la implantación de este programa proporciona la oportunidad de poder extender los tiempos de inspección de 5000 horas hasta 6000 ó 6500 horas de operación. Las muestras de aceite se extenderán de 1000 horas a 1500 horas, y el Ingeniero empleará su tiempo no solo en controlar los componentes/accesorios con vida límite sino que también dedicará una fracción de su jornada laboral a monitorear la condición de funcionamiento de los motores, lo cual implica que los recursos ahorrados sirvan para las mejoras del programa y adicionalmente prever problemas que se pueden presentar en los motores, para poder ejecutar la toma de acciones correctivas y evitar que el motor se deteriore hasta llegar a quemar sus componentes.

Adicionalmente el Departamento de Ingeniería podrá planificar correctamente las visitas menores y mayores a los talleres de motores.

El control sobre los motores es para asegurar su funcionamiento y aprovechar al máximo su vida útil. Por esta razón se decidió monitorear los parámetros esenciales de funcionamiento de los motores. El departamento de Ingeniería en Mantenimiento de SAETA empezó a desarrollar este proyecto para implementarlo en sus sistemas de control.

De esta manera se realizaron los cálculos respectivos para traducir las lecturas en vuelo de los motores; mediante criterios termodinámicos de la atmósfera, mecánica de fluidos (criterios de tubo de Pitot y aerodinámica), y de cinemática de partículas, para el análisis del movimiento de un avión. Estos criterios técnicos serán explicados en el capítulo 4.



Esto fue posible dado que la Ingeniería de Motores realizó los cálculos y desarrolló el respectivo programa, donde se ingresan las lecturas de los parámetros, se realiza la corrección de datos de acuerdo a los criterios físicos arriba mencionados, y se

procede a graficar las tendencias que son observadas a diario para asegurar la operación normal de los motores de la flota.

Adicionalmente el Departamento de Ingeniería preparó un programa de charlas para los tripulantes que consistía en la familiarización con los formularios que se diseñaron, la correcta y precisa colección de los datos y así la información que se procesará sea confiable y los resultados del programa muestren las tendencias de los parámetros monitoreados en sus respectivas gráficas sin que existan problemas de resultados aleatorios.

3.5 PROCESO DE DISEÑO.

El desarrollo de los criterios termodinámicos de la atmósfera que influyen directamente sobre la operación de los motores de avión, de mecánica de fluidos para entender el comportamiento de los instrumentos de indicación de parámetros de operación de los motores utilizados por los tripulantes en la cabina del avión, cinemática de partículas para realizar los cálculos de la velocidad del avión, y de matemáticas para poder consignar los resultados obtenidos en gráficas para que el análisis del comportamiento de los motores sea sencilla.

La introducción al análisis de datos son explicados en el Capítulo 4 desde la sección numeral 4.1 hasta la 4.4; y todos estos cálculos se detallan en el Capítulo 4, sección numeral 4.5. desde la subsección numeral 4.5.1. hasta la 4.5.5.

CAPITULO 4

4. ANÁLISIS DE MOTORES Y DE LA ATMÓSFERA PARA EL MONITOREO DE FUNCIONAMIENTO DE MOTORES.

4.1 CRITERIOS BÁSICOS SOBRE MOTORES TURBORREACTORES.

La propulsión de un móvil se efectúa a través de dos órganos: el motor y el propulsor. Son dos cosas distintas, aunque a veces, en la práctica, no es fácil distinguirlos.

Un motor es un mecanismo que transforma la energía química que está presente en el combustible en energía mecánica. Normalmente, la energía mecánica se manifiesta en la rotación de un eje de la máquina, o como se dice a veces en una toma de potencia, al que es posible unir el sistema o mecanismo que se quiere accionar.

Esta energía se puede emplear en infinidad de situaciones prácticas: para bombear agua, para producir energía eléctrica, etc. La energía mecánica, pues, está presente en el eje del motor y se puede emplear para fines múltiples.

Uno de estos fines es el mecanismo de la propulsión. El propulsor es el órgano que transforma la energía mecánica del motor en energía mecánica.

Los motores de aviación se clasifican en dos grandes grupos:

- Motores alternativos, llamados también motores de émbolo o motores de explosión.
- Motores de turbina.

Cada uno de estos grupos se puede subdividir en varios subgrupos. En lo que sigue nos vamos a referir a las clases que conectan con los fines de nuestra exposición.

4.1.1 PRINCIPIOS DE LA PROPULSIÓN POR REACCIÓN.

La propulsión por reacción se basa en la 3ra Ley de Newton, el Principio de acción y reacción.

Se llaman motores de reacción las máquinas térmicas en las cuales la energía química del combustible-oxidante se



transforma en energía cinética del chorro de gases que salen del interior del motor.

Tómese en cuenta lo siguiente:

- Hablamos de combustible-oxidante que se transforma en el motor por el hecho de que existen motores de reacción que funcionan fuera de la atmósfera terrestre, donde no existe oxígeno que mezclar con el combustible.
- La definición incide de nuevo en el término básico de la propulsión por reacción: gases que salen del interior del motor.

4.1.2 CLASIFICACIÓN DE LOS MOTORES DE REACCIÓN.

Los motores de reacción se clasifican de acuerdo con la posición del motor que se lleva a montado y a las dos especies necesarias para la combustión, o bien porta una de ellas y capta la otra del ambiente donde vuela (aire).

Según esto, los motores de reacción pueden ser:

- Motores cohete.
- Motores aerorreactores.

En este caso, hablaremos de los motores aerorreactores, que son motores no autónomos en el sentido de que necesitan captar el aire atmosférico para la combustión. El combustible se porta en el motor-vehículo pero el oxidante se debe captar en la atmósfera. Es claro que el vuelo de estos motores está supeditado a altitudes donde exista suficiente oxígeno.

Los aerorreactores se dividen, a su vez, en motores de compresión dinámica y motores de compresión mecánica.

La compresión del aire es necesaria en todas las máquinas térmicas. El aire comprimido se necesita porque, a efectos de la combustión, cuanto mayor cantidad de aire se introduzca en la máquina mayor energía es posible obtener de la combustión. Se trata de introducir en la cámara el mayor número de moléculas de aire por unidad de volumen. Esta circunstancia obliga a comprimir el aire.

La compresión del aire que alimenta el motor aerorreactor se puede efectuar bien por medios mecánicos o por medios dinámicos. Según se efectúe de un modo u otro el proceso se

llama de compresión mecánica o compresión dinámica, respectivamente.

Para los motores de aviones comerciales, de los cuales, estamos hablando; la compresión mecánica se efectúa mediante mecanismos llamados compresores. Este tipo de compresión es el fundamental en los motores de turbina. Esto quiere decir que puede haber una parte de compresión que sea dinámica. En efecto, siempre que hay velocidad del avión respecto al aire es posible obtener un efecto de compresión dinámica, que se añade a la mecánica producida en el compresor. De hecho, en nuestros aviones actuales y a la velocidad de crucero, la compresión del aire por efecto dinámico es un factor nada despreciable.

4.1.3 GENERADOR DE GAS.

Todos los motores de turbina tienen un elemento común que se llama generador de gas. El generador de gas de los motores de turbina es el productor de energía. Una vez que se ha obtenido la energía existen otros mecanismos que se encargan de emplear la energía para obtener fuerza propulsiva.

El generador de gas está formado por el compresor, la cámara de combustión y la turbina de expansión.

El compresor es el órgano encargado de comprimir de aire de alimentación del motor.

La cámara de combustión es el órgano encargado de producir la combustión de la mezcla aire-combustible. El aire procede del compresor y el combustible procede de los mecanismos de alimentación de combustible del motor.

La turbina es el órgano encargado de producir una expansión parcial del gas de combustión. La turbina va unida al compresor mediante un eje, de manera que giran a la misma velocidad.

Es importante observar estas cuestiones:

- Todos los motores de turbina llevan el generador de gas.
- Siempre que hay expansión de un gas se puede obtener trabajo del mismo. Por tanto la turbina es un órgano que absorbe trabajo del gas, es decir, es un órgano que empieza a aprovechar la energía liberada en la combustión.

- En la turbina del generador de gas se produce una expansión parcial del gas. Esto quiere indicar que aún queda en el gas suficiente energía para ser utilizada. La turbina del generador de gas no emplea toda la energía de los gases de combustión; de hacerlo sería un productor de energía sin utilidad, pues su única actividad sería mantenerse en funcionamiento.
- Si el generador de gas es el elemento común de los motores de turbina, esto quiere decir que a partir de él se podrán definir y constituir los tipos de motores existentes. Dicho de otro forma: a partir del generador de gas podemos añadir mecanismos para definir los distintos tipos de motores de turbina.

No obstante, veamos con anterioridad la constitución del generador de gas.

Los compresores que emplean los motores de turbina son de dos tipos:

- Compresor centrífugo.
- Compresor axial.

Nosotros vamos a revisar los compresores axiales, que se llaman así porque la dirección principal que sigue el aire en su interior es en dirección axial, según el eje longitudinal del compresor.

El compresor axial consta de dos elementos fundamentales:

- Rotor.
- Estator.

El rotor es el conjunto giratorio del compresor. El rotor está unido por un eje al rotor de la turbina, y recibe de ésta la energía necesaria para girar.

El rotor del compresor axial está compuesto por un conjunto de discos metálicos que se unen al eje del motor. En la periferia de los discos se sitúan álabes o paletas de perfil aerodinámico. El rotor es, pues, un conjunto de discos interconectados en cuya periferia se disponen los álabes.

El estator del compresor axial es un conjunto estacionario como su propio nombre indica. Está constituido normalmente por dos semicárteres cilíndricos donde se sitúan los álabes fijos. Estos

dos semicárteres se ensamblan durante el montaje para formar un conjunto cilíndrico.

El compresor axial está formado por conjunto de álabes móviles y álabes fijos. A cada disco de álabes móviles sigue un conjunto de álabes fijos del estator. Se llama etapa de compresión axial al conjunto de una rueda de álabes móviles y una corona o juego de álabes fijos. Por esta razón se dice que un compresor axial está compuesto de varias etapas de compresor axial.

En lugar de etapa de compresor, se emplea a menudo el término escalón de compresor.

El siguiente conjunto del generador de gas es la cámara de combustión. La cámara de combustión es el órgano del generador de gas que efectúa la combustión de la mezcla de aire y combustible. El aire procede del compresor y por tanto llega a la entrada de la cámara de alta presión. El combustible se inyecta en la zona interior de la cámara y procede del sistema de alimentación de combustible del motor.

Existen dos tipos de cámaras de combustión y un tercero derivado de ellos.

La cámara de combustión tubular está formada por una serie de tubos cilíndricos que se colocan, interconectados, alrededor del eje del motor. Uno o más tubos de combustión está equipado de bujías que producen la ignición de la mezcla aire y combustible. Las tuberías de conexión entre los tubos se encargan de propagar la llama a los tubos que no van equipados con bujías.

La cámara de combustión anular consiste en una carcasa continua formada por dos paredes: exterior e interior. La combustión se produce en el volumen interior a las paredes. Estas paredes se llaman comúnmente forros de combustión. Nótese que no existen tubos individuales de combustión en la cámara de combustión anular, sino que todo el volumen interior es zona de combustión.

La cámara de combustión tubo-anular es intermedia entre las dos anteriores. La evolución del diseño de cámara de combustión a progresado desde la cámara tubular a la anular, pasando por la tubo-anular. La gran mayoría de los motores de

turbina actuales emplean la cámara anular por las ventajas que aporta.

Una vez efectuada la combustión de la mezcla de aire y combustible se produce un gas de elevada presión y temperatura, o dicho de otro modo, un gas con reserva de energía potencial. A partir de esta sección del generador debemos ocuparnos del aprovechamiento de la energía potencial del gas.

El primer consumo de energía que hay que hacer se debe a la necesidad de arrastrar el compresor. El compresor necesita una gran cantidad de energía para comprimir el aire y esta energía se obtiene de la turbina.

En general, se llaman turbinas a los mecanismos giratorios que extraen energía de una corriente fluida, en este caso aire. Durante el proceso de extracción de energía es importante tener en cuenta que se modifican las condiciones del gas antes y después del proceso, entre la entrada y salida del mecanismo. Dicho en otros términos, cuando el gas de combustión pasa por la turbina pierde parte de su energía potencial; la misma

cantidad que entrega a la turbina en forma de energía de rotación. El movimiento de rotación que adquiere la turbina se comunica al compresor a través del eje común. Desde el punto de vista aeronáutico sólo tiene importancia la llamada turbina axial.

En el estado actual de la tecnología aeronáutica, con motores de muy alta relación de compresión, lo que se llama turbina es en realidad un conjunto de etapas de turbina. El esquema es similar al del compresor axial. Cada etapa de turbina axial consiste en un anillo de álabes fijos y una rueda de álabes móviles. Cada par de álabes fijos forman una tobera o canal de paso del gas de combustión. El conjunto de álabes fijos se llama estator de la turbina, el eje y el conjunto de álabes móviles o conjunto de ruedas de álabes se llama rotor de la turbina. Una etapa de turbina es el conjunto formado un rotor y un estator, es decir, una rueda de álabes móviles y un anillo de álabes fijos.

El generador de gas es, pues, el productor de energía de los motores de turbina. Si el generador de gas es el elemento común de todos los motores de turbina sería posible, a partir de él, constituir o definir todos los motores existentes. No hay que

olvidar que cuando el gas deja el generador de gas aún tiene una gran reserva de energía potencial, es cierto que se ha gastado una parte en la propia turbina del generador (en accionar el compresor), pero queda suficiente energía para ser utilizada. Sino fuera así, el generador de gas sería una máquina inútil.

4.1.4 MOTORES DE TURBINA DE DOBLE FLUJO AXIAL.

Hay tres tipos de motores de turbina:

- Turborreactor básico, o turborreactor.
- Turbohélice.
- Motor de doble flujo.

El motor de doble flujo o turbofan, como se llama a veces de forma resumida, tiene dos flujos:

- Flujo normal de aire que es el que pasa por el generador de gas y es canalizado a la tobera de salida, después pasa por el compresor, la cámara de combustión y la turbina de combustión.
- Flujo de aire que es el que atraviesa una o más ruedas que son de las dos primeras etapas del compresor y es

conducido por la tobera al exterior, sin pasar por el generador de gas.

El flujo normal de aire, señalado en el párrafo anterior, se llama flujo primario. Se denomina primario porque se somete a los procesos normales de los motores de turbina, esto es compresión mecánica en el compresor, combustión en la cámara, y expansión en la turbina del generador. El flujo secundario sólo se somete a un proceso de compresión y es expulsado a la atmósfera.



El motor de doble flujo (turbofan), es un generador de gas al que se han añadido los mecanismos siguientes:

- Un compresor secundario, colocado normalmente en la parte delantera o anterior del motor, cuya función es la de comprimir la corriente de aire.
- Un conducto doble para el paso de aire, que da lugar a dos flujos: el flujo primario es el flujo normal de aire en los motores de turbina, es decir, el que pasa por el generador de gas, y el flujo secundario que pasa por el compresor secundario y es expulsado a la atmósfera por una tobera independiente y concéntrica a la del flujo primario.

Por tanto, el motor de doble flujo consta de los siguientes componentes:

- Compresor.
- Cámara de combustión.
- Turbina, que acciona el compresor primario.
- Turbina, que acciona el compresor secundario.
- Tobera de salida del flujo primario.
- Tobera de salida del flujo secundario.

4.2 IDENTIFICACIÓN DE PARÁMETROS MONITOREADOS

El programa diagnosticada mostrará gráficamente las tendencias de los siguientes parámetros que son dependientes del ciclo del motor, es decir, muestran el comportamiento termodinámico del motor: y estos son:

- Temperatura de gases de escape (EGT)
- Flujo de combustible (FC)
- Velocidad de rotación de baja (N1)
- Velocidad de rotación de alta (N2)

4.3 CRITERIOS FÍSICOS DE LA ATMÓSFERA Y PROPIEDADES TERMODINÁMICAS.

4.3.1 DEFINICIÓN DE MAGNITUDES DE LA ATMÓSFERA.

Es importante definir las magnitudes físicas que aparecen de forma muy frecuente en la teoría y en la práctica de vuelo. De hecho, se precisan en todos los temas referentes a la aeronáutica.

Las magnitudes físicas de mayor interés son: presión estática, temperatura, y densidad del aire. Son magnitudes que afectan directamente al origen de las fuerzas aerodinámicas, y por tanto, al vuelo del avión.

4.3.1.1 PRESIÓN ESTÁTICA.

La presión estática del aire es la fuerza por unidad de área que ejerce sobre un cuerpo en reposo. La superficie terrestre, por supuesto, es un cuerpo en reposo a estos fines.

La fuerza que da origen a la presión, se debe al peso del aire que hay por encima de la altitud que consideramos para hacer la medida.

Supongamos que queremos medir la presión que el aire ejerce sobre una superficie de un metro cuadrado, en una montaña a la altitud de 5000 metros. La presión estática del aire a 5000 metros es el peso de una columna de aire de un metro cuadrado de sección, y que está comprendida entre 5000 metros y la atmósfera exterior. Por atmósfera exterior se entiende las últimas capas de aire que gravitan sobre la tierra.

Hecha la medida, obtendremos la presión estática del aire a 5000 metros de altitud.

Si hacemos la medición a nivel del mar, la columna de aire se extiende desde la superficie a nivel del mar hasta el límite de la atmósfera exterior. Es la presión estática a nivel del mar.

Hay que tener en cuenta la siguiente información:

- La presión estática del aire disminuye con la altura. En efecto, a mayor altura, la longitud de la columna de aire es menor. La columna de aire pesa menos.

▪ Hasta el momento hemos hablado de altitud y altura sin más distinción. Note las diferencias:

- Altitud es la distancia vertical que existe entre un objeto, o punto determinado y el nivel del mar.

- Altura es el distancia vertical que existe entre un objeto, o punto determinado y una referencia determinada. Por ejemplo una cima de una montaña. Así, decimos: "el avión vuela a una altura de 3000 metros sobre el terreno". O bien, si observamos el altímetro durante el aterrizaje decimos, "estamos a una altura de 20 metros del suelo".

- Elevación es la distancia que existe entre un punto de la superficie de la tierra y el nivel medio del mar. Así, decimos: "la elevación del aeropuerto de Guayaquil es 5 metros".

▪ En aeronáutica contamos con un buen número de unidades para medir la presión del aire. Las más importantes son las que siguen:

- Pulgadas de mercurio ("Hg).
- Milímetros de mercurio (mm Hg).
- Kilogramos por centímetro cuadrado (kg/cm^2).
- Libras por pulgada cuadrada (p.s.i.).

- **Newton por metro cuadrado. (N/m^2).**
 - Si bien la presión estática del aire disminuye con la altitud, la realidad es que el cambio no se produce a ritmo constante. El ritmo de disminución de la presión con la altitud es mucho más rápido cerca del suelo que en capas más altas; así, por ejemplo en los primeros 10000 pies la presión estática disminuye 31600 (N/m^2). En los siguientes 10000 pies, esto es, de 10000 a 20000 pies la presión disminuye 23100 N/m^2 . En cierta forma, hay un fundamento lógico en estas cifras si tenemos en cuenta que el aire se puede comprimir. El aire es más denso cerca del suelo, sencillamente porque la masa de aire que hay encima comprime el que está más abajo.

4.3.1.2 TEMPERATURA

La troposfera es la capa de la atmósfera más cercana a la superficie terrestre. La temperatura del aire en la troposfera disminuye con la altitud. Esto no es óbito, sin embargo, para que en condiciones no normales se pueda producir la "inversión de temperatura", con zonas locales donde no puede cumplirse la ley general.

¿Por qué el aire tiene mayor temperatura cerca del suelo?

El motivo se debe a que la tierra absorbe una gran cantidad de calor por la radiación solar. Este calor, en parte, se trasmite al aire más cercano a la superficie terrestre. El sol, desde luego, calienta toda la atmósfera, pero la radiación solar pasa por ella sin calentarla apreciablemente. Sin embargo, la Tierra tiene un comportamiento distinto a la atmósfera, absorbe mucho calor y lo cede, en parte, a las capas de aire más cercanas. La cesión de calor a las capas cercanas representa un aumento de la temperatura del aire.

Hay diversas escalas para medir la temperatura. En aeronáutica empleamos casi todas, bien con fines operacionales o con fines técnicos.

Las escalas de interés son las escalas de Fahrenheit, Celsius, Kelvin, y de Rankine. Las dos primeras se emplean en la vida cotidiana, y las dos últimas son escalas científicas. Ver figura 4.1

- Escala de Celsius. Es la escala centígrada. El punto 100 ($100\text{ }^{\circ}\text{C}$) corresponde a la temperatura del vapor de agua en ebullición, a una presión de 760 mm de Hg. El punto cero de la escala ($0\text{ }^{\circ}\text{C}$) corresponde a la temperatura de fusión del hielo. Entonces, el tramo entre las dos medidas se dividen en 100 partes, y cada parte es un grado centígrado.
- Escala de Fahrenheit. Es igual que en el caso anterior. Sin embargo, en esta escala, se atribuye el valor 32 ($32\text{ }^{\circ}\text{F}$) al punto de fusión del hielo y al punto de ebullición del agua se le atribuye el valor 212 ($212\text{ }^{\circ}\text{F}$). El tramo entre las dos medidas (que es 180, como puede observar) se divide en 180 partes, y cada parte es un grado fahrenheit.
- Escala de Kelvin. Es la escala de medida que emplean los científicos. La definición de la escala es complicada, ya que posee un carácter muy técnico, pero digamos que se basa en una propiedad muy curiosa del agua, en la cual coexisten las tres fases del agua: hielo, líquido y vapor saturado. El equilibrio de las tres fases sólo es posible a una temperatura determinada a la presión de una atmósfera. Este punto exacto

corresponde a 273,15 K, igual a 0,01 °C. Entonces, a efectos prácticos para pasar de la escala centígrada a la escala kelvin basta sumar 273 a los grados centígrados. Así, 15 °C es igual a (15 + 273)= 288 K. Para su información las relaciones generales entre escalas son las siguientes:

Para transformar °C a °F se aplica la fórmula:

$$^{\circ}\text{F} = 32 + (9/5)^{\circ}\text{C} \quad (4-1)$$

Para transformar °F a °C se aplica la fórmula:

$$^{\circ}\text{C} = (5/9)(^{\circ}\text{F} + 32) \quad (4-2)$$

Para transformar °C a K se aplica la fórmula:

$$\text{K} = ^{\circ}\text{C} + 273 \quad (4-3)$$

- Escala Rankine se emplea a veces en la documentación técnica americana. Equivale al concepto de la escala kelvin pero referido a la escala de fahrenheit. Los grados rankine (°R) se obtiene sumando 459 a los grados fahrenheit.

$$^{\circ}\text{R} = ^{\circ}\text{F} + 459 \quad (4-4)$$

4.3.1.3 DENSIDAD

La densidad del aire es, sin duda, la propiedad más importante de la aerodinámica aplicada. Afecta a las actuaciones del avión y del motor. Las fuerzas aerodinámicas que se ejercen sobre el avión, o la potencia y empuje de los motores, dependen de la densidad del aire en la cota del vuelo de la aeronave.

En general, la densidad de una sustancia se define como la masa de sustancia que hay por unidad de volumen. Al igual que la presión, la densidad disminuye con la altitud, de tal manera, que a 20.000 pies el aire es la mitad de denso que al nivel del mar; a 40.000 pies el aire tiene la cuarta parte de la densidad al nivel del mar.

En los cursos previos a la orientación universitaria se enseña que la presión, temperatura y densidad de un gas están relacionadas. Se dice que la presión depende directamente de la densidad y de la temperatura. La dependencia es tal que un incremento en una de ellas produce el incremento de las otras dos.

Sabemos por la experiencia que cuando aumenta la temperatura ambiente disminuye la densidad del aire. El Globo asciende porque se calienta el aire interior, pesa menos, es decir, es menos denso que el aire exterior, y el globo se eleva. La práctica del vuelo, pues, nos enseña estos cambios de manera muy precisa; ciertas operaciones de despegue y subida del avión son más aceleradas cuando la temperatura ambiente es alta. Se debe tanto a que el aire "sustenta menos", como que los motores proporcionan menos potencia.

En realidad hay múltiples posibilidades de combinar estas magnitudes del aire en aplicaciones técnicas y operacionales.

4.3.1.4 VELOCIDAD DEL SONIDO

Todas las perturbaciones que se producen en el aire se propagan mediante ondas o impulsos de presión. La propagación se efectúa a una cierta velocidad, a la "velocidad del sonido".

Consideremos el ejemplo de un observador que aprecia el disparo de un arma de fuego. Supongamos que el observador se encuentra a una cierta distancia D de ella. El observador puede calcular la velocidad del sonido. Para ello, debe medir el tiempo que transcurre entre el fogonazo y el estampido que percibe. La velocidad del sonido en ese instante se obtiene dividiendo la distancia D , que le separa del arma de fuego, por el tiempo transcurrido entre la visión del fogonazo y la percepción del estampido.

4.3.2 LA ATMÓSFERA ESTÁNDAR

Los profesionales de las diversas ramas de la aeronáutica aplicada necesitan conocer ciertos datos de las propiedades del aire para realizar estudios e implementar aplicaciones. El conjunto de datos de las propiedades del aire se emplean de forma muy diversa: para analizar las actuaciones del avión en vuelo, o para determinar el empuje del motor en unas condiciones determinadas de funcionamiento, para fabricar altímetros, etc.

La atmósfera real nunca permanece con valores constantes, ni siquiera entre puntos geográficos próximos. La idea de normalización, esto es, de definir valores de referencia, que todo el mundo emplea, surge entonces de forma inmediata. Si hay un modelo fijo de atmósfera, quiere decirse que todas las actuaciones de los aviones se pueden expresar con referencia a dicho modelo. Así decimos que el avión equis tiene un régimen de subida de tantos miles de pies por minuto "en condiciones estándar".

Las palabras "condiciones estándar" representan la clave como pauta de referencia, pues al establecer la misma base es posible la comparación y normalización.



4.3.2.1 DEFINICIÓN DE ATMÓSFERA ESTÁNDAR

Se denomina Atmósfera estándar a la distribución vertical teórica de la presión, temperatura y densidad del aire, definida por acuerdos internacionales.

Se han definido diversas atmósferas estándar. Las diferencias son más de extensión en altitud que de contenido. La atmósfera estándar adoptada

internacionalmente es la **Atmósfera Normal** de la Organización de Aviación Civil Internacional.

La más amplia es la **US Standard Atmosphere**. Consta de dos partes: una para altitudes inferiores a 120 kilómetros, y otra que cubre la banda entre 120 kms y 1.000 km. La última banda tiene interés en viajes espaciales.

La **US Standard Atmosphere** coincide con la de la OACI hasta la altitud de 65.617 pies.

4.3.2.2 MAGNITUDES NORMALIZADAS

En aerodinámica y en el estudio de las actuaciones del avión es muy frecuente referirse a las magnitudes relativas o normalizadas de presión, temperatura y densidad. Estas magnitudes se definen de la forma siguiente:

- Presión normalizada

Se llama presión normalizada o relativa al cociente:

$$\delta = \frac{\text{presión real}}{\text{presión nivel mar atmósfera estándar}} = \frac{p}{p_0} \quad (4-5)$$

- **Temperatura normalizada**

Se llama temperatura normalizada o relativa al cociente:

$$\theta = \frac{\text{temperatura real}}{\text{temperatura nivel mar atmósfera estándar}} = \frac{T}{T_0} \quad (4-6)$$

- **Densidad normalizada**

Se llama densidad normalizada o relativa al cociente:

$$\sigma = \frac{\text{densidad real}}{\text{densidad nivel mar atmósfera estándar}} = \frac{\rho}{\rho_0} \quad (4-7)$$

Las magnitudes normalizadas o relativas tienen la ventaja de que carecen de dimensión, pues son cocientes de magnitudes similares; resultan independientes del sistema de unidades utilizado.

Entre ellas se cumple la relación fundamental de los gases perfectos:

$$\delta = \sigma \cdot \theta \quad (4-8)$$

4.3.2.3 VARIACIÓN DE LAS MAGNITUDES EN LA ATMÓSFERA ESTÁNDAR

La Fig .4.2 muestra cómo varían las magnitudes en estudio: presión, densidad, temperatura y velocidad del

sonido, en función de la altitud. La variación dibujada se corresponde con la US Standard Atmosphere. Emplea unidades del Sistema Internacional, que se analizarán a continuación.

El eje de la vertical corresponde a la altitud expresada en km. Por su parte, el eje vertical de la derecha expresa la extensión de la capa de la atmósfera.

El eje horizontal incluye cuatro escalas:

- La primera es la temperatura del aire, expresada en grados Kelvin.
- La segunda corresponde a la presión de aire expresada en Newton por metro cuadrado.
- La tercera escala corresponde a la densidad del aire, expresada en Kg por m³.
- La cuarta escala es la velocidad del sonido en el aire, expresada en metros por segundo.

El gráfico se maneja de la forma que sigue: para leer, por ejemplo, la densidad del aire, debe hacer coincidir el

punto elegido de la curva de densidad con el punto de la escala horizontal correspondiente.

La zona de interés de la atmósfera para nosotros es la tropopausa. Observamos en ella lo siguiente:

- La presión del aire disminuye con la altitud. Para explicar el ritmo de variación se define el gradiente vertical de presión. El gradiente vertical de presión es la variación de la presión de aire con la altitud. La línea de variación de la presión tiene pendiente suave en cotas o altitudes bajas, luego, la pendiente es más pronunciada.
- La temperatura disminuye con la altitud. En el gráfico la línea que representa la variación de la temperatura del aire con la altitud se desplaza recta hacia la izquierda. Se define el gradiente vertical de temperatura como la variación de la temperatura del aire con la altitud. La temperatura del aire disminuye $2\text{ }^{\circ}\text{C}$ cada 1000 pies de altitud.
- La densidad del aire disminuye con la altitud. Esto quiere decir que cada vez hay menos partículas de aire, y explica que el vuelo y la propulsión se hagan

difíciles más allá de cierta altura, donde no hay suficiente cantidad de aire.

- La velocidad del sonido disminuye con la altitud. En el gráfico las líneas de variación de la velocidad del sonido y de la temperatura del aire guardan un comportamiento similar. La razón es que la velocidad del sonido está relacionada con la movilidad de las partículas de aire. Las partículas de aire constituyen el medio de propagación de las ondas sonoras, por tanto, que la movilidad de las partículas dependen de su temperatura. Así, a mayor temperatura es mayor la agitación de las partículas de aire y favorece la propagación de la onda sonora.

En una masa de aire cuya temperatura normalizada es $\sqrt{\theta}$, la velocidad del sonido es:

$$a_{\text{real}} = \sqrt{\theta} (a_{\text{Nivel de Vuelo}}) \quad (4-9)$$

4.3.2.4 CONDICIONES A NIVEL DEL MAR

Las condiciones a nivel de mar son las siguientes:

- Presión (p_0) = 101.325 N/m² = 29,92 pulg. Hg = .013,2 Mb

- Temperatura (T_0)= 288,1K= 15,1 °C
- Densidad (ρ_0)= 1,225 Kg/m³
- Velocidad del sonido = 340,3 m/seg

4.3.2.5 ATMÓSFERA REAL

La atmósfera real no coincide con la atmósfera estándar. Sería una casualidad que en un día cualquiera esto suceda. Los efectos de calentamiento del sol, la rotación de la tierra, la presencia de los continentes y los factores atmosféricos como vientos y turbulencias explican que la atmósfera real se caracteriza por su falta de uniformidad.

La formación del viento se debe a cinco factores principales:

- Diferencia de presión entre masas de aire.
- Gravedad terrestre.
- Curvatura de las isobaras.
- Rotación de la tierra.
- Fricción con la superficie terrestre.

Los efectos que actúan sobre los aviones se manifiestan en la navegación del avión y en la propia aerodinámica del vuelo.

La formación de turbulencias se debe a causas diversas:

- Calentamiento desigual de la superficie terrestre, produce las llamadas corrientes convectivas.
- Zonas montañosas.
- Las tormentas.

Los efectos que actúan sobre los aviones son que incomoda a la tripulación durante el vuelo, produce esfuerzos adicionales en la estructura del avión, dificulta la lectura de los instrumentos de cabina y compromete la seguridad del avión. Ver figura 4.3.

4.4 MEDICIÓN DE LA VELOCIDAD DEL AIRE Y DE LA ALTITUD.

4.4.1 MEDIDA DE LA VELOCIDAD DEL AIRE.

Vamos a analizar en este párrafo una aplicación práctica del principio del Bernoulli. La aplicación se basa en un aparato cuyo esquema se muestra en la figura 4.4, denominada esquema del tubo de Pitot.

La sonda se emplea para medir la velocidad del avión respecto al aire. Por tanto, la sonda está en comunicación con el instrumento del avión que mide la velocidad. El instrumento del avión que mide la velocidad se llama anemómetro.

4.4.2 CONSTRUCCIÓN DE LA SONDA ESTÁTICA - PITOT

En su forma más simple, la sonda estática - Pitot tiene forma de un tubo. El tubo tiene dos conductos: uno de ellos, el conducto central, está abierto por su extremo anterior. Es el extremo que se enfrenta a la corriente de aire. Se llama tubo de Pitot, ó tubo de impacto.

El otro conducto es envolvente y rodea al anterior. Recibe el nombre de tubo estático. El tubo estático se caracteriza porque tiene taladrado, en su pared lateral, unos pequeños orificios. Por tanto, los orificios laterales están al abrigo de la corriente de impacto. Están expuestos a la presión ambiente que rodea el tubo y por ello se denominan orificios de estática.

Los extremos de salida de los dos tubos se conducen por tuberías independientes a una cámara especial del



instrumento de medida de velocidad de aire. La cámara está separada, en dos compartimientos, por una membrana flexible. Los detalles del instrumento se verán más adelante, de manera que nuestra atención se fija de momento en la sonda de medida.

La sonda estática - Pitot debe estar situada en un lugar despejado de la aeronave, allí donde no hay interferencia de la corriente con otras partes del avión.

Hemos visto que la sonda contiene, en el mismo tubo, el orificio de impacto y los de estática. como indica la fig 4.4., ó fig 4.6. posterior. Sin embargo, otras veces, como muestra la fig. 4.5., el tubo de impacto y las sondas de presión estática están sitios distintos; el motivo es que el fabricante del avión encuentra que es la posición más adecuada para tomar las medidas de presión estática. El detalle concreto de instalación varía de avión a avión; incluso, en la mayor parte de las aeronaves, hay dos tubos de Pitot para tener una señal segura y confiable.

4.4.3 FUNCIONAMIENTO DEL TUBO DE PITOT

Cuando el avión se desplaza respecto al aire, a una velocidad determinada el tubo central del sistema de estática - Pitot se llena de aire inmediatamente, pues el orificio frontal está expuesto a la corriente. El aire entra en el tubo y se detiene completamente. En realidad, lo que sucede es que las moléculas de aire se apilan más y más en el interior del tubo hasta que no hay más presión en la corriente para comprimirlas dentro del recinto, que queda bloqueado.

Físicamente, lo que ha sucedido es que la presión dinámica del aire (correspondiente a la velocidad del aire) se transforma en presión estática, pues el movimiento del aire se ha detenido. La presión así obtenida se añade a la presión estática ambiente. Por tanto, el tubo hueco está sometido a la presión total del aire, es decir, la suma de la presión estática más la presión dinámica del aire.

La fig. 4.6. es un detalle adicional de la sonda estática - Pitot, con sus conexiones para el instrumento y el adaptador de calefacción. La calefacción del Pitot se emplea para evitar el bloqueo de los conductos por el hielo. El bloqueo de los

conductos por el hielo falsea completamente las lecturas de velocidad del instrumento. La calefacción es un sistema propio de los aviones que vuelan en condiciones meteorológicas todo tiempo.

Ya hemos dicho que la sonda de presión estática, en lugar de estar instalada en el tubo de Pitot, puede estar en otro lugar.

Normalmente, se coloca en una placa circular montado al costado del avión, con los orificios de toma de presión estática. En buena de diseño del avión, debe de haber una placa en cada costado del fuselaje, con el fin de evitar errores de presión estática durante los movimientos de bajadas abruptas del avión.

Tanto si los orificios de estática están situados en el tubo de Pitot o en los costados del fuselaje de la aeronave, es cierto que están al abrigo de la corriente. Están expuestos, desde luego, al "ambiente que rodea el tubo", pero no a la entrada directa del aire. Como la presión actúa siempre perpendicular a la superficie de un cuerpo sumergido en él, resulta que los orificios del tubo estático están sometidos a la presión estática del aire.

Entonces, si la presión total del tubo de Pitot (existente en el tubo central) se canaliza hacia una cámara hermética del instrumento, y la estática al otro lado de la cámara del mismo actúa sobre la membrana depende únicamente de la velocidad de la corriente. Esto es así porque la presión estática actúa en ambos lados de la membrana y se anula mutuamente. Sólo permanece, como fuerza no compensada en la membrana, la correspondiente a la presión dinámica.

La fuerza que ejerce la presión dinámica sobre la membrana es función de la velocidad del avión respecto al aire. Por tanto el tubo estática - Pitot es un instrumento que sirve para medir la velocidad de la aeronave respecto al aire.

El anemómetro de la aeronave, o indicador de velocidad respecto al aire, está basado en este dispositivo.

4.4.4 VELOCIDAD DEL AIRE

Es imprescindible, a partir de este momento, precisar la velocidad de aire que interviene en el cálculo de los datos de condición de vuelo y de los factores de corrección de los

parámetros monitoreados. En aviación manejamos la velocidad indicada del aire que es la lectura del instrumento de cabina.

Esta velocidad, la lectura directa en el dial, incluye y corrige los posibles errores que tiene el instrumento procedentes de fabricación. Las siglas de velocidad indicada con IAS, siempre se mide en nudos.

Antiguamente, los indicadores de velocidad se calibraban según la Ley de Bernoulli para fluidos incomprensibles, admitiendo que la densidad del aire era invariable con la velocidad; pero ésta práctica se abandonó con la llegada de aviones de altas prestaciones. Los indicadores de velocidad se calibran hoy día de acuerdo con ecuaciones que reducen al mínimo los errores de compresibilidad. La presión dinámica calibrada y corregida que se emplea en la actualidad es:

$$p = 0,0658 \cdot V^2 (1 + 0,57 V^2 \cdot 10^{-6}) \quad (4-10)$$

donde p se mide en mm de agua y V en nudos

Hemos visto que el anemómetro mide velocidades tomando como base la presión dinámica del aire.

- La presión dinámica depende de la velocidad al cuadrado y de la densidad del aire. * resulta, entonces que la aguja del anemómetro responde a los dos factores.
- La velocidad es mayor en altura, crece con la altitud de vuelo. Se puede determinar fácilmente mediante tablas gráficas. Lo importante es el concepto: si el sistema de estática - Pitot proporciona una marcación donde la velocidad. digamos que compensa, por la cía de aumentar la velocidad respecto al aire, la disminución de densidad propia de volar en un ambiente menos denso.

Se afirma, entonces, que la velocidad indicada es útil para el vuelo y la corrección de la misma es útil para la navegación. En efecto, las actuaciones de vuelo dependen de la velocidad indicada.

La densidad del aire interviene en todas las relaciones de fuerzas aerodinámicas, bien de empuje de motores.

Las figuras 4.7. y 4.8. son tablas de conversión de velocidades. Las dos tablas son similares, la primera llega hasta Mach 0.7 y la segunda hasta Mach 1.2.

4.4.5 MEDIDA DE ALTITUD

La altitud de vuelo del avión se determina midiendo en cada instante, a bordo, la presión atmosférica.

- Sabemos que existe en la atmósfera estándar una relación entre altitud y la presión, de manera que conociendo ésta se puede determinar la altitud de vuelo. Así, si disponemos de un instrumento que mide a bordo la presión podemos decir que volamos a determinar la altitud según la Atmósfera estándar.
- El altímetro es el instrumento que mide la altitud de vuelo.
- El altímetro es sencillamente una barómetro, un medidor de la presión del aire. Se denomina altímetro baramétrico porque su escala de medidas, en lugar de estar graduada en unidades de presión, está graduada en pies. Transforma los datos de presión estática en indicación de altitud.
- Altitud es la distancia vertical que existe entre un punto determinado y un nivel de referencia. La altitud de presión es la que marca el altímetro cuando se ajusta a 1013,2 mb (ó a 29,29 pul Hg.), la presión estándar al nivel del mar. El ajuste se efectúa en la llamada ventanilla de Kollsman.

- En día estándar, el altímetro señala la altitud de presión. Cuando se emplea este ajuste del altímetro, se dice que el avión vuela en un Nivel del vuelo. Resulta, entonces, que el nivel de vuelo y altitud de presión son términos equivalentes. Nivel de vuelo 90 es equivalente a altitud de presión de 9.000 pies.

El nivel de vuelo quita los dos últimos ceros de la altitud de presión.

Se llama Nivel de Vuelo a la superficie isobárica, identificable cuando el altímetro está calado a 1.013,2 Mb, cuyos valores de presión se diferencian en cantidades tales que distancia entre dos consecutivas es de 500 pies.

4.4.6 APLICACIÓN

4.4.6.1 PRINCIPIO DE FUNCIONAMIENTO DEL ALTÍMETRO

El principio de funcionamiento del altímetro es sencillo, en teoría. El mecanismo Fig. 4.9 consiste en una cápsula metálica, de pared muy delgada y flexible. en el interior de la cápsula se ha efectuado un vacío parcial, muy alto desde luego, y de ahí proviene la denominación de cápsula aneroide. La cápsula está sometida, en el

exterior, a la presión atmosférica ambiente, a través de un orificio.

La cápsula también se conecta a la aguja del indicador del instrumento mediante un sistema de palancas y engranajes de transmisión. El hecho importante es advertir que la cápsula cambia de volumen cuando varía la presión del ambiente que la rodea. Así, si la presión atmosférica exterior disminuye, la cápsula aumenta de volumen. A la inversa, si la presión atmosférica ambiente aumenta, comprime la cápsula y disminuye su volumen. Estos movimientos de expansión y contracción de la cápsula son transmitidos a la aguja del altímetro de forma conveniente, mediante sistemas de palancas, y permiten fijar la altitud del avión.

Observe las cuestiones siguientes:

- La cápsula tiene forma de fuelle para aumentar su velocidad de respuesta frente a los cambios de presión.

- El altímetro es de los llamados de lectura digital; porque muestra la altitud en dígitos, en forma directa. Es una de las formas de presentación del altímetro.
- La presión en el interior de la cápsula es la que sirve de referencia de medida, esto es, continuamente se está comparando la presión ambiente en la atmósfera donde vuela el avión con la presión interna de la cápsula, que es prácticamente cero.
- Los altímetros actuales no tienen sólo una cápsula. En realidad, es normal la presencia de tres cápsulas con un vacío interior muy alto. La presencia de tres cápsulas favorece a la respuesta del instrumento a los cambios de presión; mejora, pues, la sensibilidad del altímetro.

En la realidad, los movimientos de las cápsulas frente a los cambios de presión son muy pequeños, de manera que el sistema de accionamiento de las agujas precisa de amplificadores de transmisión.

4.4.6.2 INFLUENCIA DE LAS CONDICIONES LOCALES DE PRESIÓN Y TEMPERATURA.

Hasta el momento hemos supuesto el caso ideal (e improbable) de que la presión, temperatura, y densidad del aire permanecen constantes a lo largo de la ruta.

La fig.4.10. es un esquema real. La aeronave se desplaza desde una zona de bajas presiones y procede hacia otra donde la presión es la estándar.

Desde ahí progresa a otra zona de altas presiones. Veamos los efectos sobre la altitud verdadera del avión.

A la izquierda, el avión, con su altímetro calado a 1.013,2 Mb, se encuentra en una zona de bajas presiones volando, digamos, a Nivel de vuelo 050, con una presión de 835 Mb , que es más baja que la estándar correspondiente a dicha altitud (843 Mb). En realidad el avión, que mantiene el Nivel de vuelo asignado, se encuentra más bajo que la altitud que le correspondería volar en una atmósfera estándar, pues la presión estática en la zona de vuelo es más baja.

Como todos los aviones que vuelan en la zona llevan el mismo ajuste de altímetro, no hay problemas de separación vertical entre ellos, pero sí ha de tenerse en cuenta que, sobre el terreno, el avión vuela más bajo en una zona de bajas presiones. Cuando el avión del esquema se aproxima a la zona donde las condiciones de la masa de aire se corresponden con los valores estándar, el avión, que mantiene el Nivel de vuelo, realmente ha estado en ascenso imperceptible que le hace ganar altitud sobre el terreno.

En la zona de condiciones exteriores de valores estándar el avión se encuentra, en efecto, a 5000 pies.

Cuando se adentra en la zona de altas presiones, abandonando la región de condición estándar, la aeronave vuela a mayor altitud absoluta que la situación que corresponde a las condiciones estándar.

Observe que la posible condición comprometida de vuelo, en relación con la separación con el terreno (altitud absoluta), es cuando se vuela de una zona de alta presión a otra de baja presión. En efecto, a lo largo de



este vuelo, disminuye la separación del avión con el terreno. Es, pues, la situación contraria a la ilustrada en la fig 4.11.

Con la variación del aire sucede lo mismo. Si el avión asciende en una masa de aire que está más fría que los correspondientes valores estándar, resulta que la presión asciende más deprisa en el aire frío que en "aire estándar", o en el aire cálido. Por tanto, a todos los efectos, el avión, que mantiene un Nivel de vuelo en una masa de aire frío, vuela más bajo de lo que corresponde según las condiciones estándar.

A la inversa, está más alto si el avión vuela en una atmósfera cálida.

La posible condición comprometida de vuelo, en relación con la separación con el terreno, es cuando se vuela de una zona de aire templado a otra de aire frío.

Una regla fácil de recordar, que resume la influencia de los cambios de presión y temperatura en la interpretación

real de la lectura del altímetro, es la que se enseña en las escuelas de video, y dice así:

Baja (presión o temperatura) es Baja altitud absoluta.

Alta (presión o temperatura) es Alta altitud absoluta.

4.4.6.3 APLICACIÓN. EL SISTEMA DE ESTÁTICA - PITOT.

El sistema de estática - Pitot, en su configuración básica, está compuesto de los conjuntos siguientes:

- El tubo de estática - Pitot.
- Instrumentos basados en el tubo de estática - Pitot.
- Tuberías de conexión.

Los instrumentos que reciben señales de presión procedentes del tubo de estática - Pitot son los siguientes:

- Altímetro, que recibe la señal de presión estática.
- Anemómetro, que recibe las dos señales: la de presión total procedente de tubo de Pitot y la señal de presión estática procedente de los orificios de estática.
- Variómetro, un nuevo instrumento del sistema, que recibe la señal de presión estática. El variómetro mide el régimen de subida o de descenso del avión.

La primera referencia al sistema es la presencia de la válvula selectora de presión estática. Recordará que el tubo de Pitot está provisto de un sistema de calefacción para que el hielo no se deposite en los orificios de toma de presión. La presencia de hielo en los orificios falsea la adquisición de los datos reales de presión. En estos casos, cuando está averiado o funciona mal la calefacción del Pitot, o cuando se sospecha la existencia de hielo en los tubos de la sonda, el piloto cuenta con la posibilidad de situar la válvula selectora de presión estática en la posición "Alternativa".

La posición de la válvula en "alternativa" permite que el sistema se alimente con una señal de presión estática procedente de un compartimiento del avión, no directamente expuesto a la corriente de aire. La válvula cierra el conducto de ventilación normal y abre el conducto de ventilación alternativo. El compartimiento de donde se obtiene la presión no debe estar presurizado, como es lógico. La ventilación a la cabina en aviones no presurizados es normalmente la más adecuada.

Para restaurar el funcionamiento normal se coloca de nuevo la válvula selectora en la posición normal.

Tenga en cuenta que se introduce cierto error cuando se emplea presión estática alternativa. La señal de presión es normalmente menor que la que se obtiene en la sonda de estática - Pitot. La razón es que en todos los compartimientos internos del avión hay movimiento del aire, y más si el compartimiento es exterior a la cabina. La circulación de aire supone un efecto Venturi que hace disminuir la presión.

4.4.6.4 ANEMÓMETRO

El anemómetro, es un manómetro de extrema sensibilidad, que mide la diferencia entre la presión Pitot y la presión estática.

La presión de aire de impacto se hace llegar al interior de una cápsula o diafragma, en el interior de una caja sometida a la presión estática. Por tanto, la extensión y contracción de la cápsula, unida al sistema de palancas

de actuación de la aguja, es función de la presión dinámica.

Una cuestión de detalle: note que doblando la velocidad del aire se cuadruplica la presión dinámica (es función de la velocidad al cuadrado). Esta circunstancia tiene un reflejo en el indicador, y es que la aguja se desplazaría sobre una escala que no es lineal. Los anemómetros llevan un mecanismo interno de compensación de esta ley cuadrática, de manera que los movimientos de la aguja sean lineales, o aproximadamente linealmente en el margen de lectura práctica.

4.4.7 VELOCIDAD DEL SONIDO.

Es sabido que cualquier perturbación sonora que se produce en el aire se propaga mediante impulsos de presión.

Las ondas sonoras que producimos al hablar viajan, a través del espacio, a la velocidad del sonido. Del mismo modo, cuando el rayo cae a tierra se observa el resplandor antes de oír la trepidación. La descarga eléctrica acontece para nosotros de forma instantánea, digamos que el fogonazo es instantáneo,

pero la percepción del ruido, posterior, es señal inequívoca de que la perturbación sonora se propaga mucho más lentamente.

Se llama velocidad del sonido a la velocidad de propagación de las ondas sonoras en un medio continuo de materia. El "medio continuo de materia" de interés para nosotros es el aire. El aire, como el agua, son medios continuos de materia, pero la velocidad del sonido en uno y otro medio son distintas.

La velocidad del sonido en el aire, al nivel del mar, y a la temperatura de 15°C , es 340.3 metros por segundo. Sin embargo, a 15 kilómetros de altitud, donde la temperatura ha descendido a -57°C , la velocidad del sonido es 295 m/s.

Así, pues, la velocidad del sonido disminuye con la altitud, mejor dicho, digamos que disminuye con la temperatura del aire, pues es la variable que determina la velocidad del sonido.

Según este orden de ideas que carece de sentido hablar de velocidad del sonido en el aire a no ser que se señale la referencia donde se mide. La velocidad del sonido depende de

la temperatura del medio. Si no damos la referencia donde está medida la velocidad del sonido carece de sentido hablar de ella.

4.4.8 NÚMERO DE MACH.

El número de MACH es la medida de comparación de la velocidad del avión, u otro cuerpo, en relación con la velocidad del sonido en una condiciones de temperatura determinada. Así, se dice que un avión vuela a MACH 0,8 si su velocidad es el ochenta por ciento de la velocidad del sonido. En realidad, en el lenguaje aeronáutico se dice punto ocho (.8).

$$V_{\text{avión}} = \text{Mach}(a_{\text{real}}) \quad (4-11)$$

4.5 ANÁLISIS DE DATOS DE VUELO

4.5.1 DATOS DE VUELO OBSERVADOS

Previo a observar las curvas de comportamiento del motor se debe definir EPR. EPR, razón de presión del motor, relaciona la presión con que salen los gases de escape del motor (P_{t7}) sobre la presión con que entra al motor (P_{t2}). Este parámetro indica el empuje con el cual se está operando el motor. Si EPR es bajo significa que el motor está efectuando un empuje bajo, por ende

las revoluciones del compresor y la turbina son menores, el consumo de combustible es menor y la temperatura de los gases de escape disminuye. Si EPR es alto significa que el motor está efectuando un empuje elevado, por ende las revoluciones, consumo de combustible, y temperatura de gases aumentan.

En el motor existen sondas de presión estática para la toma de aire a la entrada P_{12} y de gases de escape a la salida P_{17} , y por medio de transformación de señal neumática a mecánica se pueda observar en los instrumentos del panel de la cabina de pilotos.

El EPR es seleccionado por la tripulación previo al vuelo de acuerdo a la información de los despachadores de vuelo que pertenecen al área de Operaciones; ellos reportan el número de pasajeros que están a bordo, la cantidad de carga que se encuentra en el avión y la cantidad de combustible con que los tanques se encuentran llenos.

Los pilotos tienen a su disposición en la cabina el manual de operaciones del avión, y es en este manual que con el dato de

entrada de la carga del avión que se selecciona el EPR para el vuelo. Cabe anotar que este manual es elaborado por el fabricante BOEING ó AIRBUS INDUSTRIE y es responsabilidad del área de Operaciones su correcta utilización.

Un motor sencillo podrá tener tres curvas diferentes de temperatura con respecto al EPR cuando este operando con tres temperaturas de entrada de aire (TAT) diferentes. El análisis de las tendencias puede darse o realizarse únicamente si el impacto de las condiciones de vuelo sobre los parámetros del motor son corregidos. Volando a una temperatura constante TAT podríamos tener una tendencia del EGT, pero no sería muy práctico. Ver figura 4.12

4.5.2 DATOS DE VUELO CORREGIDOS

Los efectos de la temperatura total de aire a la entrada del motor muestran un severo parámetro llamado EGT corregida. La EGT corregida es calentada dividiendo la temperatura de gases de escape EGT para el parámetro θ_2 .

- θ_2 es la razón de temperatura total de aire para la temperatura de un día estándar al nivel del mar 15°C.

- Theta es calculada usando temperatura absolutas (Kelvin o Rankine), entonces $\theta_{t2} = (TAT+273) (15+273,15)$ donde TAT está dada en grados Celsius.

Para un motor sin deterioro significativo entre dos encendidos, corrigiendo el dato EGT para θ_{t2} podría el dato caer en una sola curva y no sobre tres o más posibles curvas. Ver figura 4.13

La temperatura de gases de escape corregida consiste termodinámicamente definiendo la curva en la curva de calibración del motor.

- La deterioración podrá mostrarse de acuerdo a los diferentes EPR seleccionados durante la operación de los motores.
- Cualquier EPR seleccionado durante la operación nos dará un dato válido para el monitoreo de condición del motor. Ver figura 4.14

4.5.3 CURVAS LÍNEA - BASE DEL MOTOR

La curva línea - base de los parámetros promediados para un motor es calculada en base a lo siguiente:



- Datos de bancos de prueba de fábrica para los diferentes tipos y modelos de motores.

Las curvas línea - base individual de cada motor son diferentes en base de la curva línea - base promedio porque:

- Las tolerancias del motor cambian de acuerdo a su manufacturador.
- Los tiempos y ciclos de utilización son diferentes.
- La calidad de los trabajos hechos por los diversos talleres son diferentes.
- El ambiente de operación dentro del cual el motor funciona.

Ver figura 4.15

Los datos corregidos de los motores de fábrica deben estar especificados en los manuales del fabricante donde se establecen bandas o rangos de tolerancia o el motor es rechazado.

En el análisis de tendencias, la magnitud absoluta de los parámetros corregidos de los motores se mostrará en las desviaciones respecto a la línea - base es menos importante

que el cambio de la magnitud de las desviaciones. Ver figura 4.16

Los efectos de la instalación de los motores en los respectivos aviones sobre las líneas - base de la temperatura de gases de escape son:

- En vuelo la entrada del motor tiene elevadas pérdidas de presión que las condiciones de entrada usadas durante las pruebas en banco.
- El sangrado de aire en vuelo que se le hace a los motores es para la pulverización del avión resulta un incremento en la temperatura de gases de escape y un incremento en las velocidades de rotación.
- La potencia eléctrica e hidráulica tomada por el avión durante el vuelo de la caja principal de engranajes resalta un incremento del EGT y reducción de las velocidades de rotación.

Ver figura 4.17

4.5.4 PROCESO DE DISEÑO

Los datos en vuelo se corrigen respecto a las condiciones de vuelo actuales con las condiciones de un día estándar a nivel

del mar por eso los datos son diferentes en cada vuelo y pueden ser comparados.

Los valores calculados son comparados con líneas - base nominales de cada motor de acuerdo a su fabricante.

4.5.4.1 FACTORES DE CORRECCIÓN Y ESTANDARIZACIÓN DE PARÁMETROS.

- * T_o = Temperatura estándar a nivel del mar (15°C)
- θ_{2} = Temperatura relativa absoluta del motor
= TAT/T_o
- $\sqrt{\theta_{\text{2}}}$ = Raíz cuadrada de theta
- θ_{2}^x = Theta elevada a la x potencia
- * P_o = Presión estándar a nivel del mar (14.7 psia)

4.5.4.2 DETERMINACION DE FACTORES DE CORRECCIÓN EN VUELO

- La presión absoluta relativa δ_{2} es calculada en base al número de Mach y la altitud
- el número de Mach proporciona P_2/P_{amb}
- la altitud proporciona la presión estática P_{amb}
- P_{amb}/P_o igual $P_{\text{amb}}/29.92''\text{Hga}$

- $\delta_{t2} = (P2/P_{amb}) \times (P_{amb}/P_0)$
- El factor δ_{t2} es usado en las correcciones de flujo de combustible.
- La temperatura relativa absoluta θ_{t2} es calculada en base a TAT
- $\theta_{t2} = (TAT+273)/288$
- θ_{t2} es frecuentemente usada para las correcciones EGT
- $\sqrt{\theta_{t2}}$ es usada para las correcciones de las revoluciones
- θ_{t2}^x , ó Kc es usada para las correcciones de EGT y Wf donde el componente x cambia entre valores 0,5 y 0,8 de acuerdo a diversos tipos y modelos de motores, pero para los cálculos estándar de un motor se puede usar el valor promedio 0,65.

4.5.4.3 LINEA BASE DEL MOTOR

- Todos los cuatro parámetros (EGT, N1, N2, Wf) pueden ser corregidos por las condiciones de vuelo:
- EGT dividido para θ_{t2}
- N1 dividido para $\sqrt{\theta_{t2}}$
- N2 dividido para $\sqrt{\theta_{t2}}$

- W_f dividido para K_c y θ_{t2}
- K_c es calculada en base a la temperatura total de aire (TAT)
- K_c es igual a θ_{t2} elevado al exponente x , anteriormente indicado
- δ_{t2} es definido como la presión total relativa en la entrada del aire del motor
- δ_{t2} es igual a P_{t2} dividido para P_o
- P_{t2} es igual a la presión total del flujo de aire dentro del motor, P_o es igual a la presión atmosférica estándar a nivel del mar (14,69 psia)
- δ_{t2} puede también ser expresada $(P_{s2}/P_o) \times (P_{t2}/P_{s2})$, (La cual es igual a $\delta \times (P_{t2}/P_{s2})$)
- δ es igual a la presión relativa atmosférica (depende únicamente de la presión por altitud)
- P_{t2}/P_{s2} es igual a la razón de presión estacionaria (donde únicamente del número de Mach del avión durante el vuelo).

Corrigiendo los datos, las unidades de los mismos no cambian:

- EGT esta medida con grados Celsius ó Kelvin

- N1 y N2 en % de RPM
- Wf en libras por horas, ó kilogramos por hora. Ver figura 4.18

4.5.5 EJEMPLO

→ DATOS TÍPICOS EN - VUELO:

Uso aplicable para curvas línea - base con el siguiente ejemplo

COMBINACIÓN AVIÓN/MOTOR: 727-200/JT8D-15

Condiciones de Vuelo: Altitud 37.000 Pies Lectura del altímetro

Número Mach 0,80

TAT - 10°C

IAS 265 nudos Lectura del anemómetro

Parámetros observados del motor: EPR	1,75
N1	81,8%
N2	85,0%
EGT	450°C
Wf	2.150 pph

→ CÁLCULO DE FACTORES DE CORRECCIÓN EN VUELO

(θ_2 , $\sqrt{\theta_2}$, Kc y δ_2 para este motor).

$$\bullet \theta_2 = \frac{TAT}{T_0} = \frac{-10+273}{288} = \frac{263}{288} = 0,91319 \quad (4-12)$$

- $\sqrt{\theta_2} = 0,9556$ (4-13)

- $Kc = (\theta_2)^{0,65} = 0,975$ (4-14)

• δ_2 Con los datos de la cabina del avión Mach, Altitud, EPR, IAS y P_o ; buscar en la tabla de las propiedades termodinámicas de la atmósfera, (Ver tabla 5.6), de los siguientes datos: P_{amb} , $\sqrt{\theta}$, σ y a_{33000} .

Ajustar la altitud en un - 10%, ALT ó $Z_a = 33300$ pies = 10090.91 metros.

Leer los valores en la Tabla de datos de atmosfera de la figura 5.6 a 37000 pies:

$$P_{amb} = 3.142 \text{ psi}$$

$$\sqrt{\theta} = 0.8671$$

$$\delta = 0,2138$$

$$\sigma = 0.2843$$

$$a_{33000} = 573.6$$

Calcular en base de magnitud normalizada la densidad real en el nivel de vuelo ρ_{real}

$$\rho_{real} = \sigma(\rho_0) = 0.2843(1.225) = 0.34826 \text{ Kg/m}^3 \quad (4-7)$$

Calcular en base de la temperatura normalizada la velocidad real del sonido a_{real}

$$a_{real} = \sqrt{\theta} (a_{33000}) = 0.8671(573.6) = 497.36 \text{ nudos} \quad (4-9)$$

Calcular en base del criterio del número de MACH la velocidad del avión $V_{avión}$

$$V_{avión} = Mach(a_{real}) = 0.8(497.36) = 397.89 \text{ nudos} \quad (4-11)$$

Calcular la velocidad relativa del avión - aire

$$V_{rel} = V_{avión} - IAS = 397.89 - 265 = 132.89 \text{ nudos} \quad (4-15)$$

Conversión de la velocidad relativa a [m/s]

$$V_{rel} = 0.5144 (132.89) = 68.36 \text{ m/s}$$

Calcular la presión dinámica del avión

$$P_d = \rho_{real} (V_{rel}^2)/2 = 813.75 \text{ N/m}^2 \quad (4-16)$$

Calcular la presión estática del avión

$$P_s = \rho_{real} \times g \times Z_a = 34369.46 \text{ N/m}^2 \quad (4-17)$$

Calcular la presión total del avión

$$P_t = P_d + P_s = 35183.21 \text{ N/m}^2 \quad (4-18)$$

Conversión de la presión total a [psi].

$$P_t = 0.000145 (35183.21) = 5.10 \text{ psi}$$

Calcular δ_{t2}

$$\delta_{t2} = (P_t/P_s) \times (P_s/P_0) = 0.346 \quad (4-19)$$

→ CÁLCULO DE PARÁMETROS CORREGIDOS

$$\text{Calcular } EGT / \theta_{t2} = 766.03 \text{ }^\circ\text{K} \quad (4-20)$$

$$\text{Calcular } FC / (\delta_{t2} \times K_c) = 6211.6 \text{ pph} \quad (4-21)$$

$$\text{Calcular } N_2 / \sqrt{\theta_{t2}} = 88.95\% \quad (4-22)$$

$$\text{Calcular } N_1 / \sqrt{\theta_{t2}} = 85.6\% \quad (4-23)$$

→ CALCULO DE PARÁMETROS BASE

De acuerdo con el EPR seleccionado por la tripulación para el vuelo, se puede calcular los valores base del motor encontrando la curva de comportamiento de cada uno de los parámetros de acuerdo a lo que se muestra en la gráfica 4.19.

La gráfica 4.19 muestra las curvas línea-base reales de los motores modelos JT8D-15 y -17 instalados en los aviones de la compañía SAETA, esta curva de línea-base es proporcionada por el fabricante de los mencionados motores (Pratt & Whitney).

Se procederá a leer $EGT/\theta_{12} = 787 \text{ }^{\circ}\text{K}$ a $EPR=1,75$ y se estimará la curva para la EGT:

Punto 1 ($EPR:1,5$; $EGT:710$) y Punto 2 ($EPR:1,75$; $EGT:787$)

Del criterio matemático de construir la ecuación de una recta en base de dos puntos dados se tiene:

$$EGT: (228x \text{ EPR}) + 388 \quad (4-24)$$

Se procederá a leer $FC/(\delta_{12} \times Kc) = 6700 \text{ pph}$ a $EPR=1,75$ y se estimará la curva para la Wf:

Punto 1 ($EPR:1,5$; $Wf:5000$) y Punto 2 ($EPR:1,75$; $Wf:6700$)

Del criterio matemático de construir la ecuación de una recta en base de dos puntos dados se tiene:

$$Wf: (6800x \text{ EPR}) - 5200 \quad (4-25)$$

Se procederá a leer $N2/\theta_{12} = 88,5 \%$ a $EPR=1,75$ y se estimará la curva para la N2%:

Punto 1 (EPR:1,5 ; N2:85) y Punto 2 (EPR:1,75 ; N2:88,5)

Del criterio matemático de construir la ecuación de una recta en base de dos puntos dados se tiene:

$$N2\%: (14x \text{ EPR}) + 64 \quad (4-26)$$

Se procederá a leer $N1/\sqrt{\theta_2} = 86\%$ a $\text{EPR}=1,75$ y se estimará la curva para la N1%:

Punto 1 (EPR:1,5 ; N1:82,5) y Punto 2 (EPR:1,75 ; EGT:86)

Del criterio matemático de construir la ecuación de una recta en base de dos puntos dados se tiene:

$$N1\%: (23,33x \text{ EPR}) + 45,17 \quad (4-27)$$

→ CÁLCULO DE LAS DESVIACIONES

- EGT, N2 y N1 calculadas sus desviaciones son encontrados por sustracción con los valores base ajustados respecto a los datos observados corregidos.

- El Wf calculada su desviación es encontrada usando porcentajes porque el flujo del combustible es ingresado en pph o Kph:

- Usualmente el porcentaje es encontrado dividiendo la desviación para el valor base.

$$\text{Calcular } \Delta \text{ EGT} = 766.03 - 787 = -20.97 \text{ } ^\circ\text{K} \quad (4-28)$$

Calcular %Wf = $(6211.6 - 6700) \times (100/6700) = -7.2\%$ (4-29)

Calcular $\Delta N2 = 88.95 - 88.5 = 0.45$ puntos (4-30)

Calcular $\Delta N1 = 85.6 - 86 = -0.4$ puntos (4-31)

CAPITULO 5

5. INTRODUCCIÓN AL PROGRAMA DE COMPUTACIÓN DE MONITOREO DE CONDICIÓN DE MOTORES.

5.1 GENERALIDADES DEL PROGRAMA

El programa de monitoreo de motores es un programa escrito en GENEXUS. Puede ser instalado en computadores personales sin ningún problema.

El programa usa dos bancos de datos fuente, estos dos bancos corresponden a lo siguiente:

- Propiedades termodinámicas de la atmósfera.
- Comportamiento matemático de los parámetros EGT, Wf, N1 y N2 con respecto al EPR de los motores.

Al programa de monitoreo de motores se necesita ingresar la información correspondiente a los aviones y de los motores que se están operando. Esto se realiza mediante transacciones en el programa que se pueden describir de la siguiente manera:

- Transacción de adición del avión identificándose por medio del número de matrícula, en este caso consiste en cinco datos alfanuméricos como se indica a continuación: HC-BVY, HC-BRG, HC-BUJ, HC-BUM, etc.

Los dos primeros datos "HC" corresponden a la identificación de Ecuador ante la autoridad aeronáutica internacional, el datos siguiente corresponde siempre a la letra "B" por tratarse de aeronaves de transporte comercial y los datos restantes los otorga la autoridad aeronáutica en forma aleatoria a cada una de las aeronaves. Este número de matrícula es único para la aeronave hasta que finalice su operación en Ecuador.

- Transacción de adición de los motores identificándose por medio del número de serie del motor que consiste en siete datos alfanuméricos, el primer dato es la letra P correspondiente a la fábrica

Pratt & Whitney, y los seis restantes son dígitos que le asigna el fabricante a cada uno de sus motores.

Los datos ingresados de los motores diariamente son procesados por el programa y almacenados en un archivo histórico del avión. Este archivo histórico del avión contiene tres archivos históricos que corresponden a cada uno de los motores montados en el avión.

Los resultados de las tendencias de los parámetros monitoreados se muestran en forma gráfica en pantalla en el reporte de tendencias, con la opción de imprimir dicho reporte en la impresora respectiva del computador personal. Las impresoras pueden ser matriciales ó de inyección.

El reporte muestra solamente las tendencias usando los últimos 30 datos de vuelo disponibles, de todos los parámetros relacionados con la operación de los motores y el avión.

- Entrega un reporte sencillo, en varias páginas que contienen todos los parámetros de los motores del avión. Esto quiere decir, que su uso puede ser para aviones con múltiples motores y/o múltiples parámetros al mismo tiempo.

5.2 FLUJOGRAMA DEL PROGRAMA.

El programa esta basado en un flujo de información sencillo, la bandejas de entrada son tres: 1. La generación del archivo histórico de los aviones de la flota mediante el mantenimiento de aviones, 2. La generación del archivo histórico de los motores de la flota mediante el mantenimiento de motores, y 3. El ingreso de la información proveniente de la cabina de los aviones consignada en los formularios para ser analizada. Ver figura 5.1.

A continuación el programa procede a realizar los respectivos cálculos dentro del proceso interno del mismo y generara como resultados reportes gráficos de cada una de las tendencias de los parámetros de funcionamiento del motor.

5.3 MANUAL DEL USUARIO.

OBJETIVO:

Ingresar la información sobre el funcionamiento de motores a un banco de datos y proceder a los cálculos y los resultados gráficos correspondientes.

En el campo Control Estadístico de Motores que se encuentra en Programas dentro de Inicio de Windows se ingresa al sistema.

Posteriormente y una vez que el sistema dio acceso, se presentará la siguiente pantalla. Figura 5.2.

Existe una barra de alternativas en forma gráfica que son las siguientes:

La opción **Mantenimiento de Aviones** representada por el icono del avión, permite ingresar al banco de información los aviones que se encuentra operando normalmente en la compañía por medio de su identificación que es la matrícula de la aeronave que comienza con las letras HC- y tres letras adicionales, incluyendo el tipo de aeronave aplicables al programa BOEING 727 -100 / -200, la fecha y la hora que ingresan al banco de información. En esta opción se puede ingresar aviones que no estén operando y se encuentren en **Mantenimiento en talleres**. Ver figura 5.3.

La opción **Mantenimiento de Motores** representada por el icono del motor, ver figura 5.4; permite ingresar al banco de información los motores que se encuentran operando en la compañía. Los motores aplicables al programa son de la fábrica Pratt & Whitney modelo JT8D-15 /-15A/-17 que se identifican por medio de su número de serie que comienza con la letra P, y a continuación seis números. A

continuación se especifica que modelo de motor, la fecha y la hora en que ingresan al banco de información.

Esta opción permite instalar los motores creados en las respectivas posiciones de los aviones creados anteriormente en el sistema.

Una vez confirmada la creación del motor en el banco de información, el programa abre otra ventana para la instalación del motor en la cual se ingresa con el número de serie del motor, a continuación se indica en que avión se procederá a instalarse y en la posición indicada, la fecha y hora de instalación, como se indica en la figura 5.5.

La opción atmósfera representada por el icono de las nubes, permite leer la tabla de condiciones atmosféricas reales proporcionada oficialmente por la OACI para aeronavegabilidad y de acuerdo a la estructura del programa sirve como banco de información de los datos atmosféricos que se requieren para normalizados los parámetros de análisis de los motores en este programa. Ver figura 5.6.

La opción datos de vuelo representada por el icono de la agenda, permite ingresar al sistema toda la información que se encuentra consignada en los formularios que llenan los tripulantes durante los



vuelos para monitorear los motores. Como se observa en la figura 5.7; primero se ingresa la matrícula del avión, la fecha y hora en la que se consignaron los datos en determinado vuelo que corresponde a la información dentro de la primera zona del formulario. A continuación se procederá a ingresar los datos de altitud, TAT, MACH, IAS que se encuentran consignados en la segunda zona del formulario.

En la ventana anterior existe el botón datos por motor para ingresar a la ventana donde se ingresarán los datos correspondientes a los parámetros de funcionamiento de los tres motores instalados en el avión, estos datos se encuentran consignados en la tercera zona del formulario. Una vez ingresada la información se procede a grabar. Ver figura 5.8.

5.3.1 ELABORACIÓN DE REPORTES GRÁFICOS

La opción resultados gráficos representada por la gráfica; ver figura 5.9, permite llamar el avión, y luego la posición del motor del cual se requiere los resultados para poder analizar las tendencias de los parámetros de funcionamiento del mismo. El programa procesa toda la información grabada anteriormente para esa posición de motor y presentará una tabla de resultados

previamente; a continuación con el botón gráficas las tendencias serán mostradas individualmente una después de otra en el siguiente orden:

flujo de combustible (figura 5.10), porcentaje de revoluciones de baja presión N1 (figura 5.11), porcentaje de revoluciones de alta presión N2 (figura 5.12) y temperatura de gases de escape (figura 5.13).

La opción respaldo de la información representa por el icono de los disquetes no se encuentra habilitada por que la cantidad de información almacenada es demostrativa.

CAPÍTULO 6

6. NECESIDADES PARA LA COLECCIÓN DE DATOS Y ANÁLISIS DE RESULTADOS.

6.1 CONDICIONES DE ESTADO ESTABLE DE CRUCERO.

El nivel por el cual el programa de monitoreo puede identificar problemas en el motor es primariamente dependiente de la calidad de los datos que se ingresan al programa.

La correcta colección de datos práctica requiere que la tripulación tenga en consideración lo siguiente:

Conocer que la información colectada es usada diariamente por el Departamento de Ingeniería para monitorear la condición de funcionamiento de los motores y no es usada para evaluar y/o analizar sus actividades y funciones durante los vuelos.

Vuelo estabilizado (mayor a tres minutos) es requerido.

Conocer que los datos registrados durante turbulencias no son aceptables:

- Variaciones del número de Mach no deben exceder 0,005
 - Variaciones de la TAT no deben exceder 1,0° C
 - Tener las palancas de aceleración de los motores desenganchados del sistema de piloto automático.
 - No tocar las palancas con las manos durante el periodo de estabilización de motores.
 - No intentar alinear los motores de EPR que el periodo de estabilización ha comenzado.
 - Tratar de alinear EPR provocará disturbios en las condiciones estabilizadas e invalidará los datos colectados o por coleccionar.
 - El programa procesa fácilmente los diferentes niveles de EPR
 - Notificar a los miembros de la tripulación menor o auxiliares de vuelo para no interrumpir el proceso de colección de datos.
1. Registrar todos los datos de un motor antes de coleccionar los datos del siguiente motor.

6.2 PRECISIÓN DE LOS DATOS EN VUELO

La calidad de los datos es muy importante para la seguridad del análisis de las tendencias.

Un buen entrenamiento o familiarización para los tripulantes y proveerá datos de calidad.

El mínimo de tolerancias son:

- $EPR \pm 0,01$
- $Wf \pm 25pph$
- Velocidad de rotación $\pm 0,1\%$
- $EGT \pm 1^{\circ}C$
- Altitud $\pm 100m$ pies
- Número de Mach $\pm 0,005$
- Velocidad indicada de aire ± 1 nudo
- $TAT \pm 0,5^{\circ}C$
- $SAT \pm 0,5^{\circ}C$

6.3 FORMULARIO

6.3.1 ANTECEDENTES AL DISEÑO DEL FORMULARIO.

Uno de los puntos que se trataron en las reuniones de trabajo que se realizaron entre el área de Operaciones e Ingeniería de Mantenimiento fue la elaboración del formulario para consignar la información de los motores.

El Ingeniero de Motores en base de un formulario ejemplo proporcionado por el fabricante de los motores, Pratt & Whitney, que consistía en una fila de casilleros para consignar la información del avión y a continuación varias filas de casilleros distribuidos para cada motor de acuerdo al número de motores del avión. Este formulario es utilizado por muchas aerolíneas operadoras de este tipo de motores en el mundo.

Los tripulantes no aceptaron de buena manera este formulario tradicional, ellos expusieron muchos argumentos por los cuales se dificultaba poder tomar las lecturas de los instrumentos y escribirlos en el formulario. Ante la negativa presentada por el área de Operaciones, el Ingeniero de Motores decidió observar detenidamente en la cabina de pilotos la distribución de los instrumentos para los motores.

Dado que los instrumentos se encuentran en el centro del panel de pilotos y distribuidos en forma vertical, el Ingeniero de Motores procedió a realizar una encuesta a los tripulantes durante una semana escogiendo vuelos nacionales e internacionales de SAETA en el aeropuerto Simón Bolívar de

Guayaquil, los vuelos fueron escogidos en forma aleatoria de acuerdo al itinerario de los mismos.

La encuesta consistía en realizar la siguiente pregunta: ¿Qué dificultad habría si los casilleros para consignar la información estén ordenados en forma vertical y en el mismo orden que los instrumentos en el panel de piloto?

La respuesta del 100% de los tripulantes interrogados fue la siguiente : "Ninguna dificultad". Es así que se preparó el formato para el formulario.

6.3.2 DISTRIBUCIÓN DEL FORMULARIO.

- Zona 1: Información correspondiente al avión y al vuelo.

- Matrícula del avión.
- Número del vuelo.
- La fecha y hora de vuelo.

- Zona 2: Información correspondiente a los datos de vuelo del avión.

- Altitud
- Temperatura total del aire
- Número de MACH
- Velocidad indicada de aire

- Zona 3: Información correspondiente a los motores

Columna 1: Información específica del motor de posición 1

- Razón de presión del motor, EPR
- Porcentaje de la velocidad del rotor de baja presión [N1%]
- Temperatura de gases de escape, expresada en °C
- Porcentaje de la velocidad del rotor de alta presión [N2%]
- Flujo de combustible expresado en Kph ó en Pph

Columna 2: Información específica del motor de posición 2

Columna 3: Información específica del motor de posición 3

- Zona 4: Información Varias

- Tiempo de vuelo

- Zona 5: Observaciones.



6.4 VALIDACIÓN DE LOS DATOS

Los cinco parámetros de condiciones de vuelo que deben ser ingresados al programa son:

- TAT*
- SAT
- Altitud*
- Velocidad indicada de aire IAS
- Número de Mach*

* **Parámetros que obligatoriamente deben ser ingresados al programa para poder correr.**

✓ **Después que la combinación avión-motor es determinada, los parámetros de condición de vuelo son ajustados como sea necesario:**

➤ **Las correcciones son necesarias porque la instrumentación e indicadores son diferentes para cada tipo de avión. El programa es útil actualmente para la combinación avión BOEING 727-200 con motores Pratt & Whitney JT6D-15/-15A.**

➤ **Los datos o lecturas de condición de vuelo no se muestran en los reportes como valores ajustados o corregidos.**

➤ **Los parámetros de condición de vuelo deben ser chequeados para determinar cuales son de mala calidad y sean ingresados.**

➤ **Este chequeo se realiza para la altitud, velocidad indicada de aire, y el número de Mach para asegurar:**

- **ALT está entre 20000 pies y 47000 pies.**
- **IAS está entre 200 nudos y 350 nudos**
- **Mach está entre 0,6 y 0,9**
- **Si ALT, IAS, ó Mach se ingresan fuera de estos rangos, entonces el programa mostrará una bandera de que estos datos sean inválidos.**

- Si alguno de los tres parámetros requeridos como obligatorios (ALT, Mach, TAT) están faltantes, entonces el programa mostrará una bandera de falta de datos.

6.5 ANÁLISIS DE DATOS

Los datos de vuelo, como se describe en el capítulo 4, son corregidos para condiciones estáticas a nivel del mar son los factores de corrección Theta (θ) y delta δ

Corregidos los datos son comparados con las curvas línea - base de cada uno de los parámetros monitoreados para determinar las respectivas desviaciones.

6.6 RESULTADOS Y ANÁLISIS

El programa muestra como resultado las gráficas de los parámetros vigilados para cada uno de los motores de la siguiente manera:

- Ingresar a la opción de gráficas, el programa va a pedir el ingreso de la matrícula del avión y a continuación se procede a ingresar la posición del motor que se va a analizar. El programa procesa la información correspondiente y la muestra en una tabla de resultados que no se puede manipular en forma externa.

- Una vez, que se ha mostrado la tabla de resultados se acciona el botón gráficas. El programa carga la información y muestra las tendencias de las desviaciones con respecto a la media de los puntos base de cada uno de los parámetros; primero se muestra las tendencias del parámetro flujo de combustible. A continuación muestra las tendencias en el siguiente orden: 1.) Revoluciones de baja presión N1, 2.) Revoluciones de alta presión N2, y 3.) Temperatura de gases de escape en forma individual.
- Después, de analizar las tendencias del motor anterior, se procede a obtener las gráficas de los otros motores instalados en el mismo avión.

Observar los resultados de este proceso en el capítulo 5., subcapítulo 5.3: INGRESO DE DATOS Y TRANSACCIÓN DE ARCHIVOS.

Observando las tendencias de los parámetros EGT, Wf, N2 y N1 presentan en sus respectivas gráficas se puede suponer un comportamiento en el cual uno, dos, tres ó los cuatro parámetros tengan desviaciones similares, desordenadas ó en forma inexplicables. El Ingeniero de Motores realizó consultas al fabricante Pratt & Whitney solicitando tablas de decisión para poder entender

las tendencias, identificar las zonas del motor con problemas, preparar cartas de inspección de la zona afectada, verificar el estado en el que se encuentran en deterioro o no, y tomar acciones correctivas de mantenimiento. Ver tabla 6.1 proporcionada por la Pratt & Whitney:

Adicionalmente el fabricante Pratt & Whitney proporcionó una tabla de "Búsqueda de Fallas", traducido al idioma inglés "troubleshooting", para poder brindar un soporte técnico a las aerolíneas operadores de sus motores. Ver tabla 6.2

Como se ha podido observar en las gráficas las primeras tendencias de las desviaciones son negativas con respecto a la media de los valores base, esto se debe a que el motor después de su instalación y conforme su utilización sea continua se tendrá un incremento en su funcionamiento hasta estabilizarse, y luego de esa estabilización en su funcionamiento cualquier variación en las tendencias de los parámetros tiene que ser tomada en cuenta como una alerta de un posible problema en la operación del motor.

Es así, que en la gráfica de flujo de combustible las tendencias muestran variaciones que oscilan entre +3% y -3% lo que indica por

medio de la tabla de ataque al problema que existe un error de lectura del instrumento altímetro, por esta conclusión el ingeniero de Motores procede a preparar una Orden de Trabajo para incluirse en el paquete de tareas de rutina del chequeo de mantenimiento inmediato.

Si después de revisar el instrumento y el sistema de altímetro se soluciona el problema se procede a archivar esta documentación para llevar un control de la frecuencia de estas fallas.

En cambio, si no es solucionado el problema hay que buscar otra razón por la cual se origina este problema de funcionamiento y se procederá a investigar y revisar si existen fugas de aire en las líneas del motor que provocan mayor consumo de combustible, y adicionalmente preparar una Orden de Trabajo para hacer inspeccionar un posible estrés térmico en las cámaras de combustión siempre y cuando las tendencias de la temperatura de gases de escape esté en aumento progresivo.

De esta manera, se presenta un caso de monitoreo de las tendencias de las desviaciones del parámetro flujo de combustible en un motor y tomar acciones de mantenimiento a tiempo para evitar que el motor

se deteriore en menor tiempo de lo esperado. aumentando el porcentaje de riesgo durante los vuelos.

CAPÍTULO 7

7. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

7.1 CONCLUSIONES.

1. La inclusión de un programa de monitoreo de la flota de motores de una aerolínea permitirá la Administración de la Operación y la Planificación del Mantenimiento de la flota de motores. Estos criterios de Mantenimiento Planificado y Administración de recursos la facultad de Ingeniería Mecánica los incluye en el contenido de la asignatura de Mantenimiento y Reparaciones.
2. El criterio principal para analizar el funcionamiento de los motores es la estandarización de los parámetros de temperatura, flujo de combustible, revoluciones de baja presión y revoluciones de alta presión con respecto al comportamiento termodinámico de la temperatura del aire y la presión del aire sobre el avión. Estos criterios tienen relación con el comportamiento de la atmósfera en

condiciones estándar que la ESPOL los incluye en el contenido de la asignatura Mecánica de Fluidos II.

3. La creación de un sistema operativo de computación para instalar en computadores personales permitirá un control estadístico del funcionamiento de los motores de la flota de una aerolínea, que proporcionará al Departamento de Mantenimiento e Ingeniería llevar una planificación de operación y mantenimiento fiable que permitirá un ahorro de cifras significativas en las visitas a los talleres dado que los componentes del motor no se encuentran destruidos o deteriorados por completo. Como se puede observar en la FIG. 7 y FIG. 8

4. El departamento de Mantenimiento e Ingeniería con el responsable de motores debe trabajar en conjunto con el departamento de Sistemas de la compañía para poder elaborar y crear el programa de control estadístico del funcionamiento de los motores de la flota de una aerolínea.

5. Las tablas de análisis que proporcionó la fábrica Pratt & Whitney son de vital importancia para poder buscar el problema en algún motor de la flota y poder preveer un posible problema y no causar

perdidas económicas por la cancelación de un vuelo, y en el peor del caso no permitir que el próximo vuelo del avión se relice en condiciones de riesgo.

6. La elaboración del programa de monitoreo de funcionamiento de motores y se lo pone a consideración del mercado de aerolíneas a nivel nacional que utilicen aviones modelos B727-200 que operan con tres motores Pratt & Whitney modelos JT8D-15/-15A con un costo para la venta de USD 6,000.00. Este valor invertido por la compañía de aviación es cubierto por que el porcentaje de cancelaciones de vuelos se pueden reducir en un porcentaje que para la empresa signifique disminuir gastos de hospedajes, transporte y otros inherentes a los pasajeros que tienen que esperar el próximo vuelo de la compañía y cumplir con sus responsabilidad de servir al pasajero de la mejor forma. La razón de su valor comercial de USD 6,000.00, es porque se ha considerado que el incluir una herramienta de control para el funcionamiento de los motores significa que se está aumentando la seguridad de la vida de los pasajeros y la fiabilidad de los vuelos.

7.2 RECOMENDACIONES.

1. No se debe ingresar al programa de monitoreo de motores información de datos de vuelo y de funcionamiento de los motores poco confiables, puesto que van a provocar que los resultados sean distorsionados ó aberrantes y, de esta manera, el control estadístico se vuelve inútil.
2. El ingeniero de motores, quién tiene la responsabilidad de llevar esta función dentro de su cargo, deberá crear un sistema de archivo que podrá ser clasificado por avión y subclasificado por motores según su número de serie y por fechas.
3. La generación de un archivo histórico le permitirá al ingeniero de motores para poder estimar una frecuencia de las anomalías.
4. El ingeniero de motores iniciará un cruce de información con los fabricantes para tomar acciones preventivas inicialmente; luego fábrica de realizar los estudios de las fallas ó anomalías comunicará a los operadores de sus motores tomar acciones correctivas en el motor y mejorar su funcionamiento.
5. El ingeniero de motores cada tres ó seis meses dependiendo de la cantidad del personal de tripulación y su renovación deberá



planificar sesiones ó charlas de actualización de la información que se consigna en los formularios, cuál es su uso para el departamento de ingeniería, y la utilidad de los resultados para la compañía.

BIBLIOGRAFÍA

1. Carmona A. Isidro, "Aerodinámica y Actuaciones del avión", Editoria-Paraninfo Madrid, 1989.
2. Lufthansa Technik, "Transfer Report", Reporte técnico de visita a taller de motor ESN P684068
3. Pratt & Whitney, "Training Course of Engines", Curso Práctico de Motores JT8D #440 (WPPSTB-488) Revisión 11-96.
4. Pratt & Whitney, "Engine Maintenance Manual", Manual de Mantenimiento de Motores P&W. Revisión 01-94.
5. Pratt & Whitney, "Engine Condition Monitoring", Monitoreo de Condición de Motores. Revisión 03-96.

FIGURAS

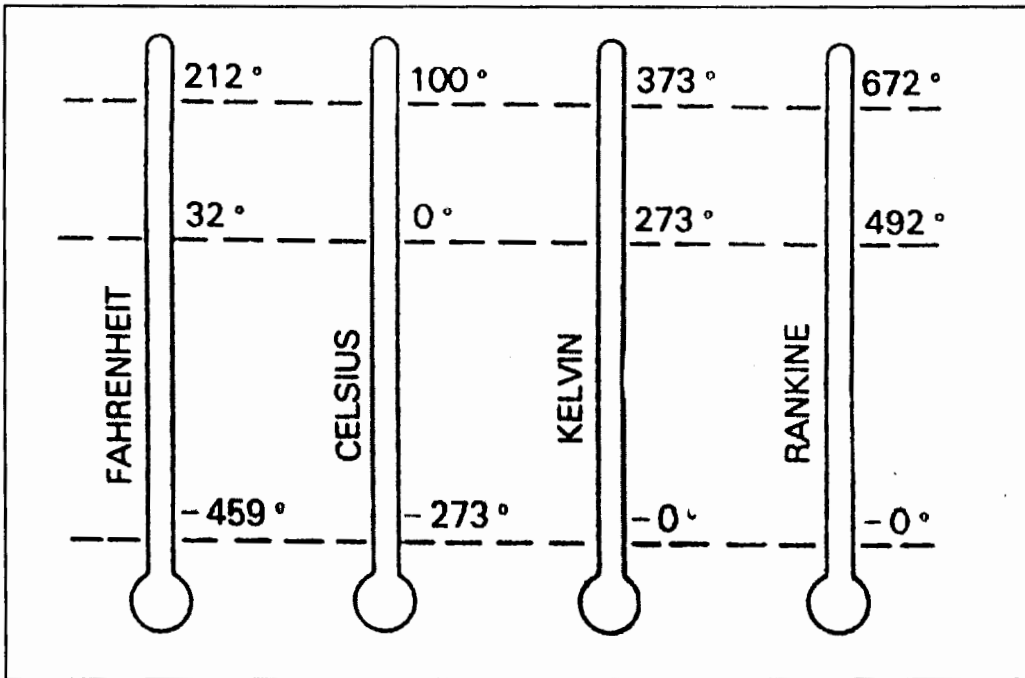


FIG. 4.1. Escala de medidas de la temperatura

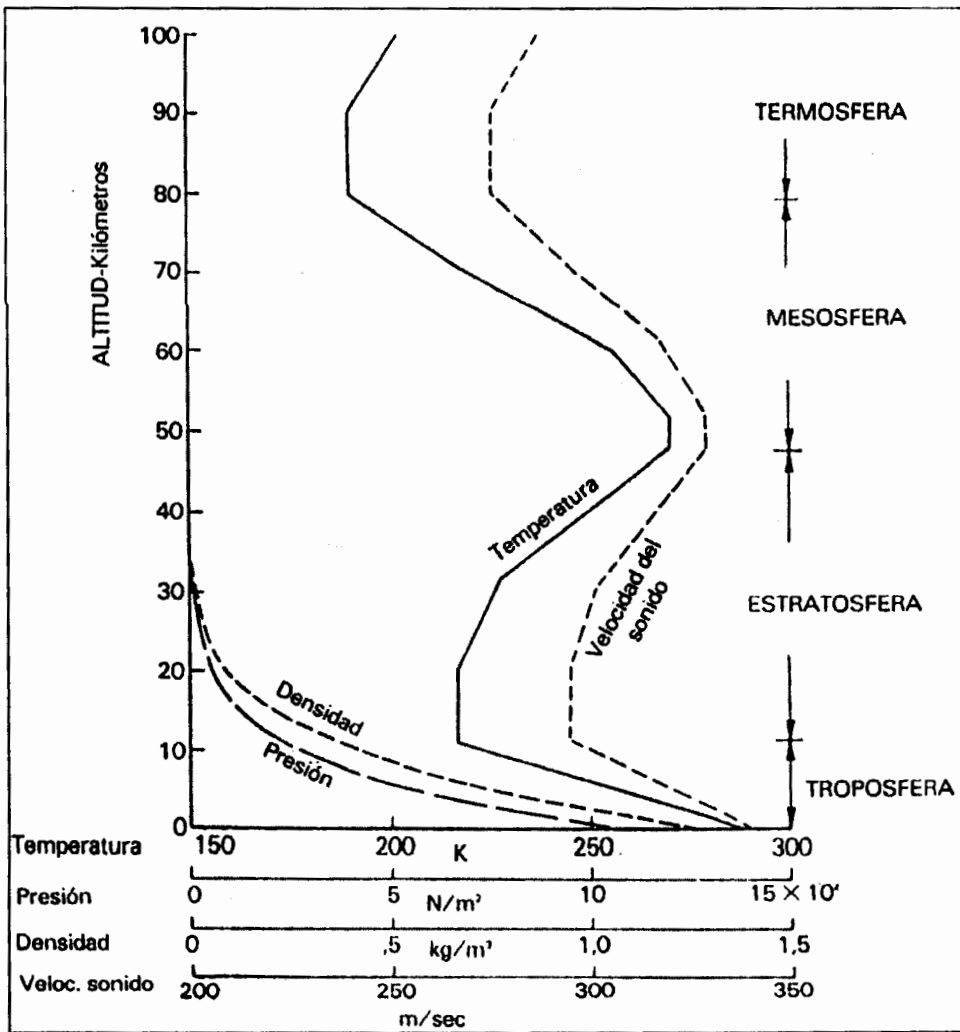


FIG. 42. Variación de las magnitudes físicas de la atmósfera

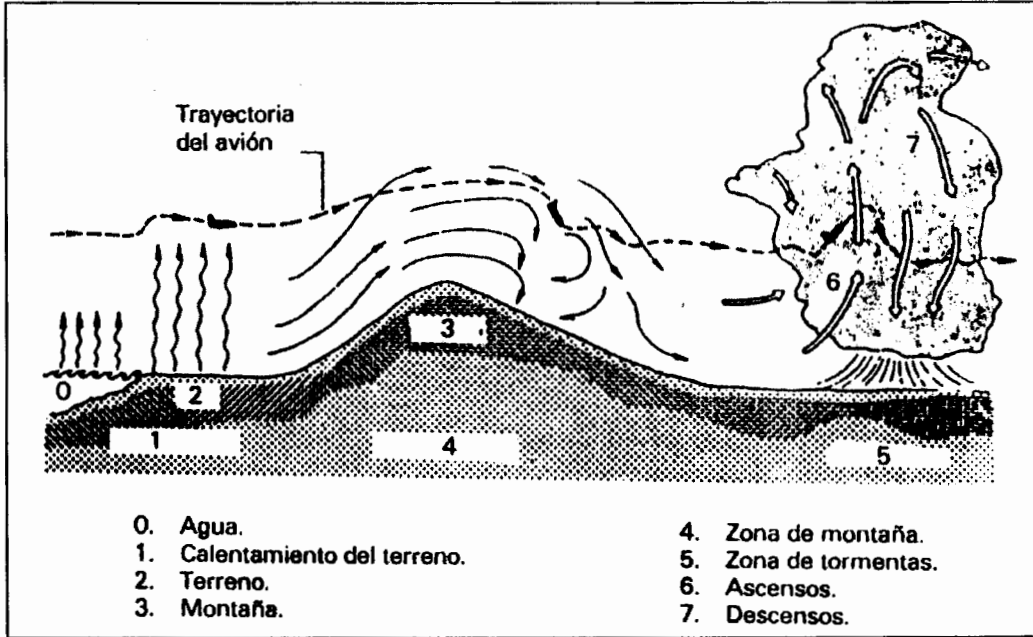


FIG. 4.3. Esquema de la trayectoria de vuelo de un avión, en función de los movimientos irregulares del aire

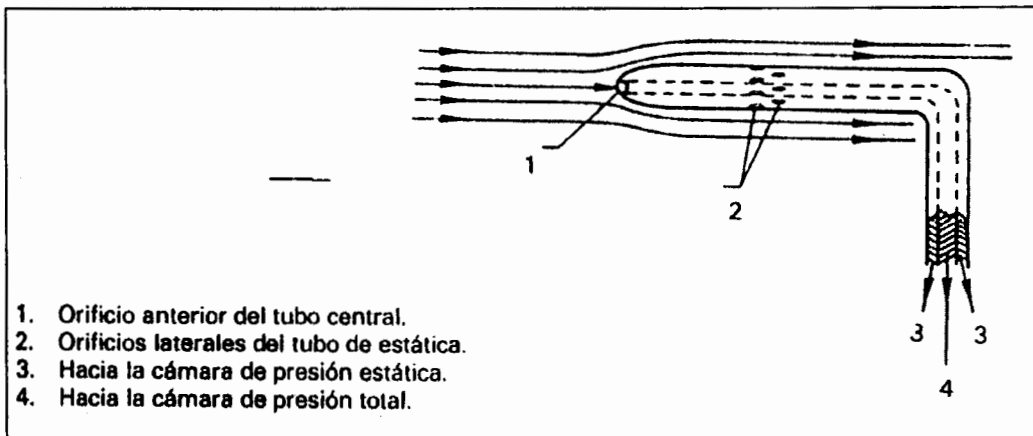


FIG. 4.4. Esquema del tubo de Pitot

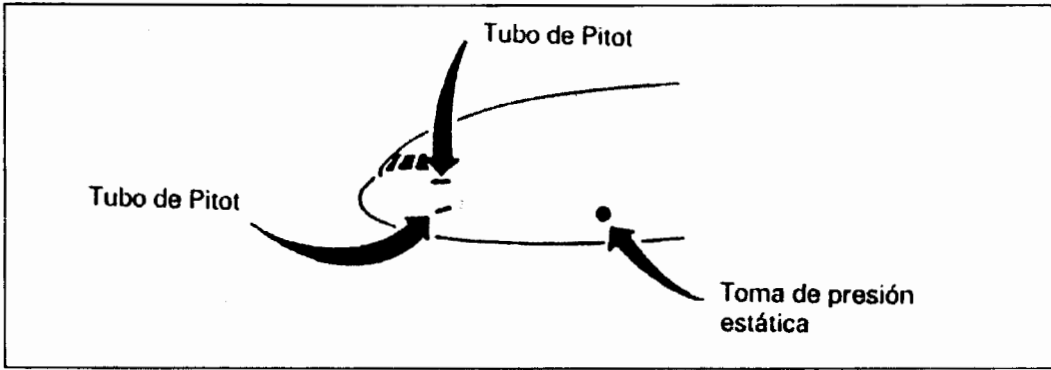


FIG. 4.5. Posición de las tomas de presión

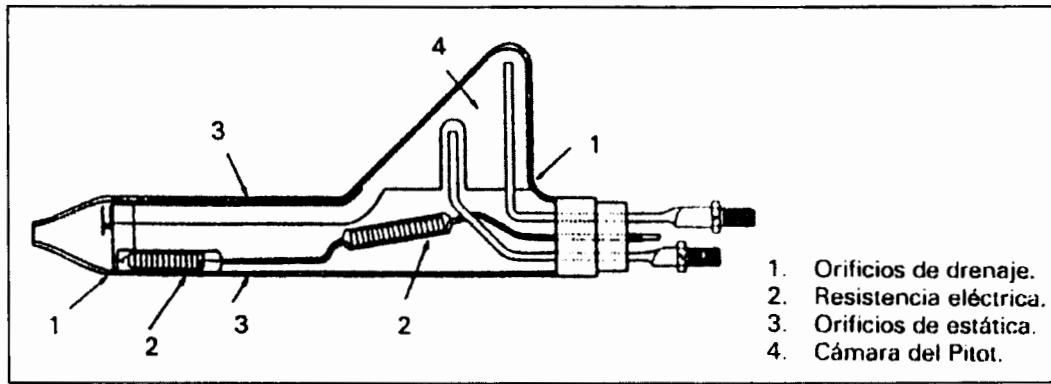


FIG. 4.6. Sonda de estática - Pitot.

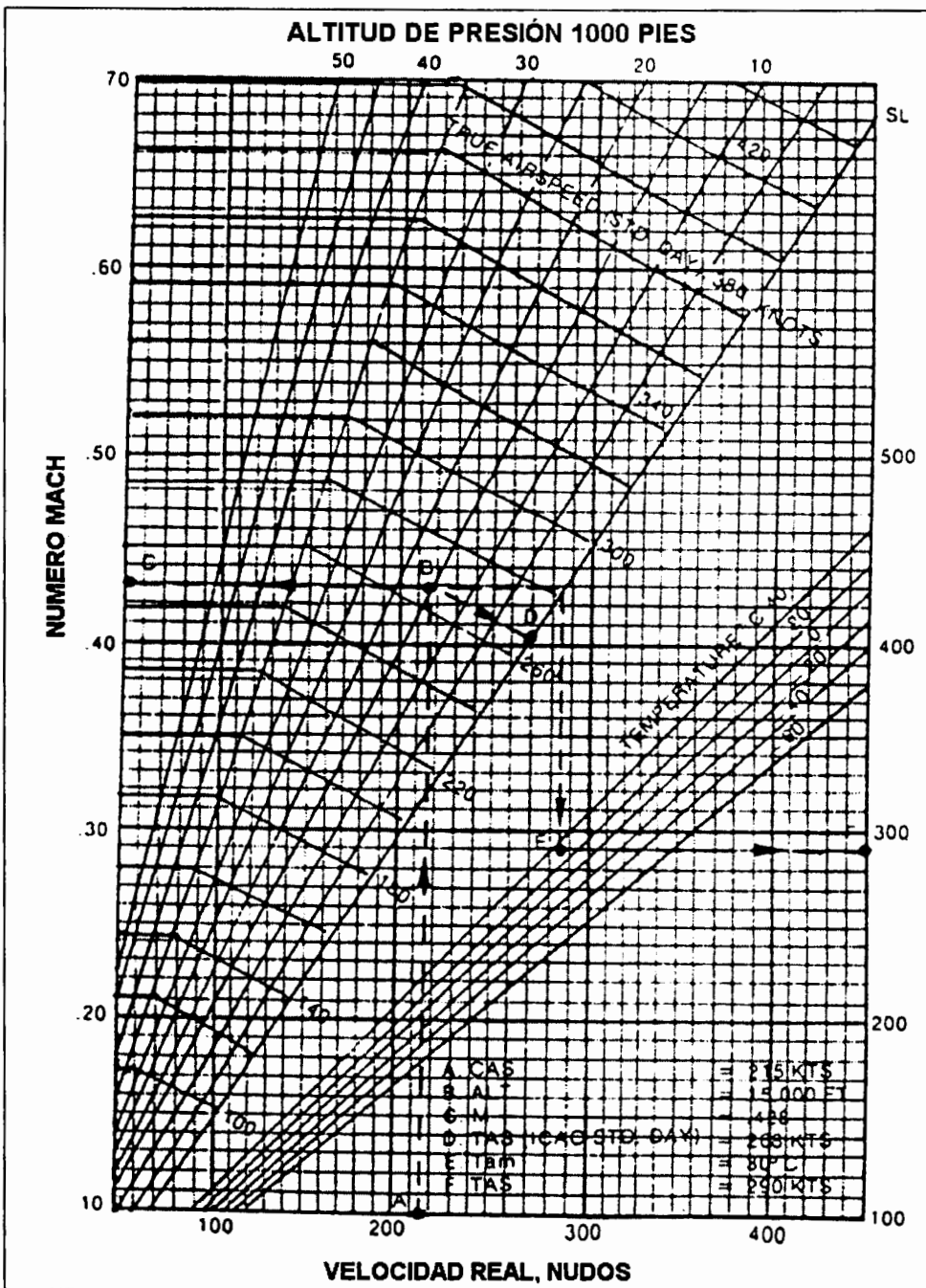


FIG. 4.7 Conversión de velocidades en función de la altitud y número de Mach

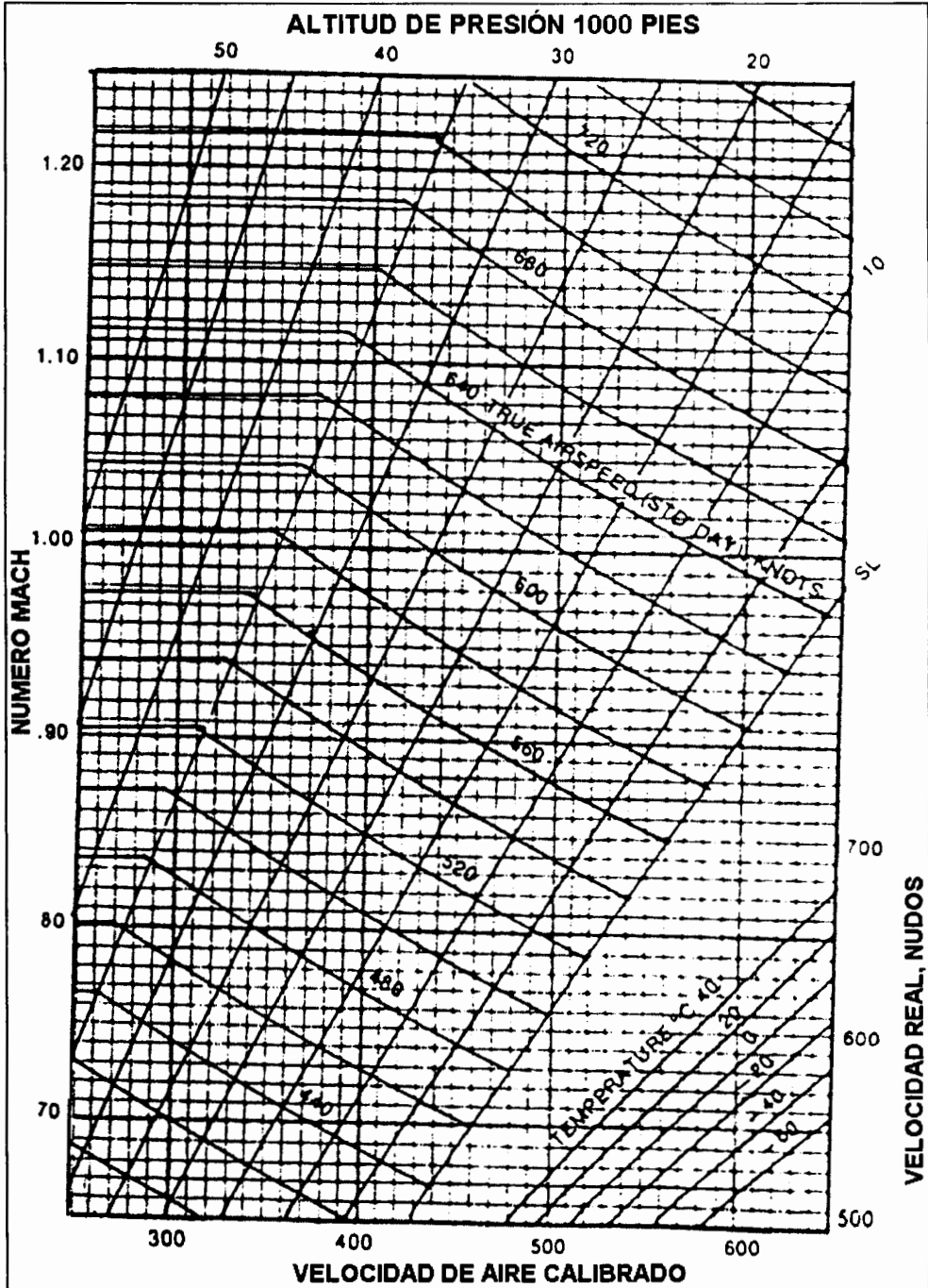


FIG. 4.8. Conversión de velocidades en función de la altitud y numero de Mach

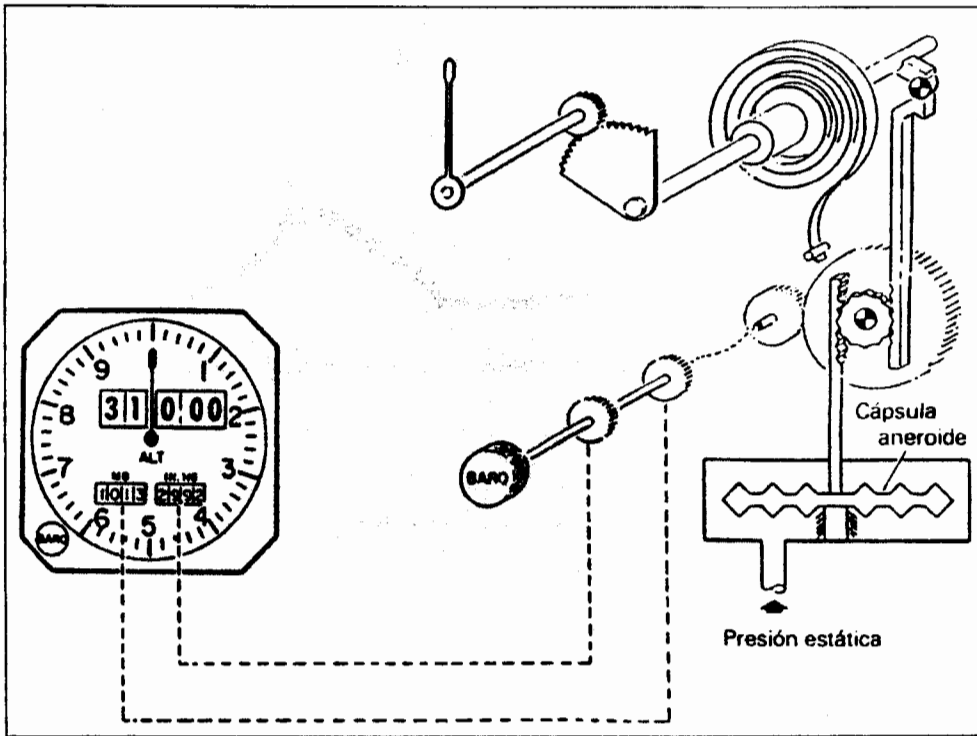


FIG. 4.9 Esquema Simplificado de un altímetro

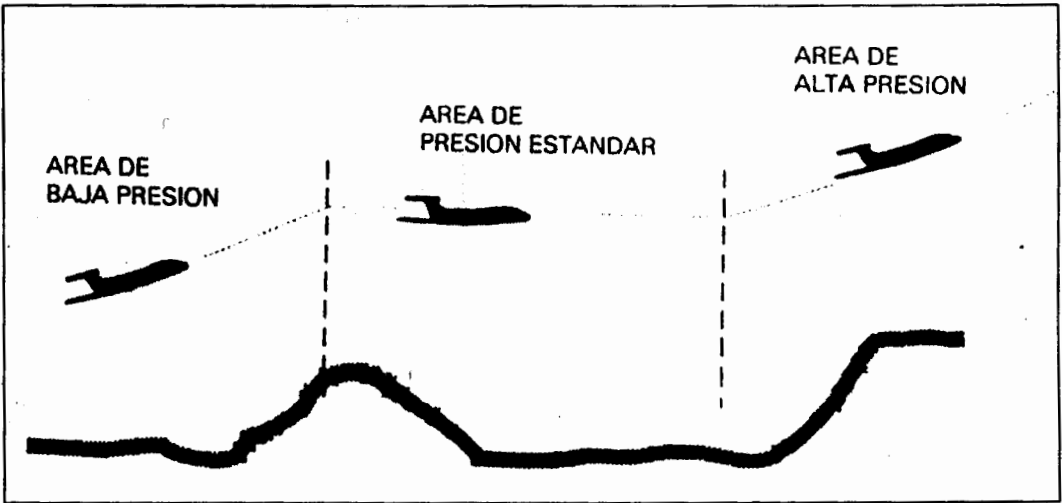


FIGURA 4.10 Influencia de las condiciones de presión y temperatura

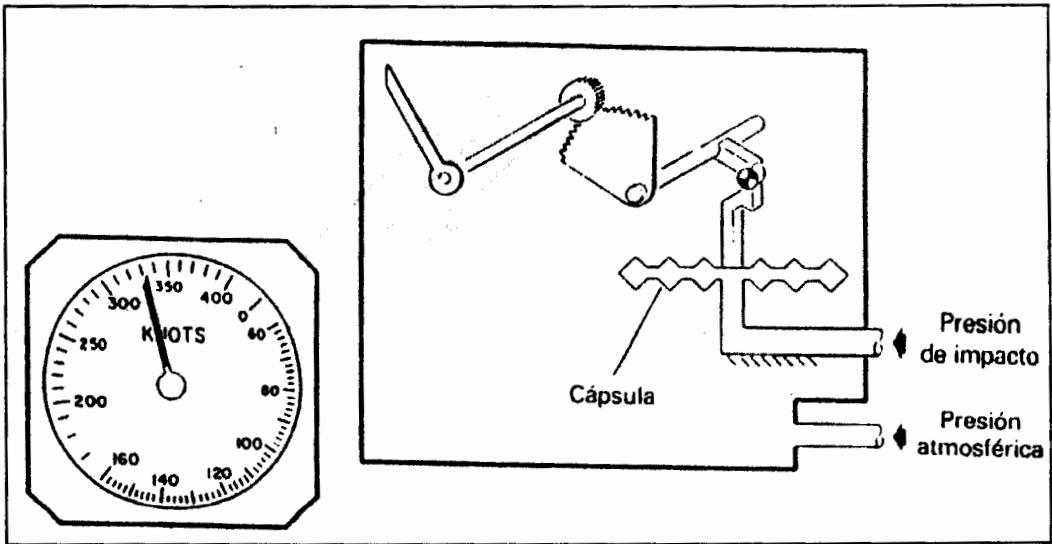


FIG. 4.11 Esquema simple del anemómetro

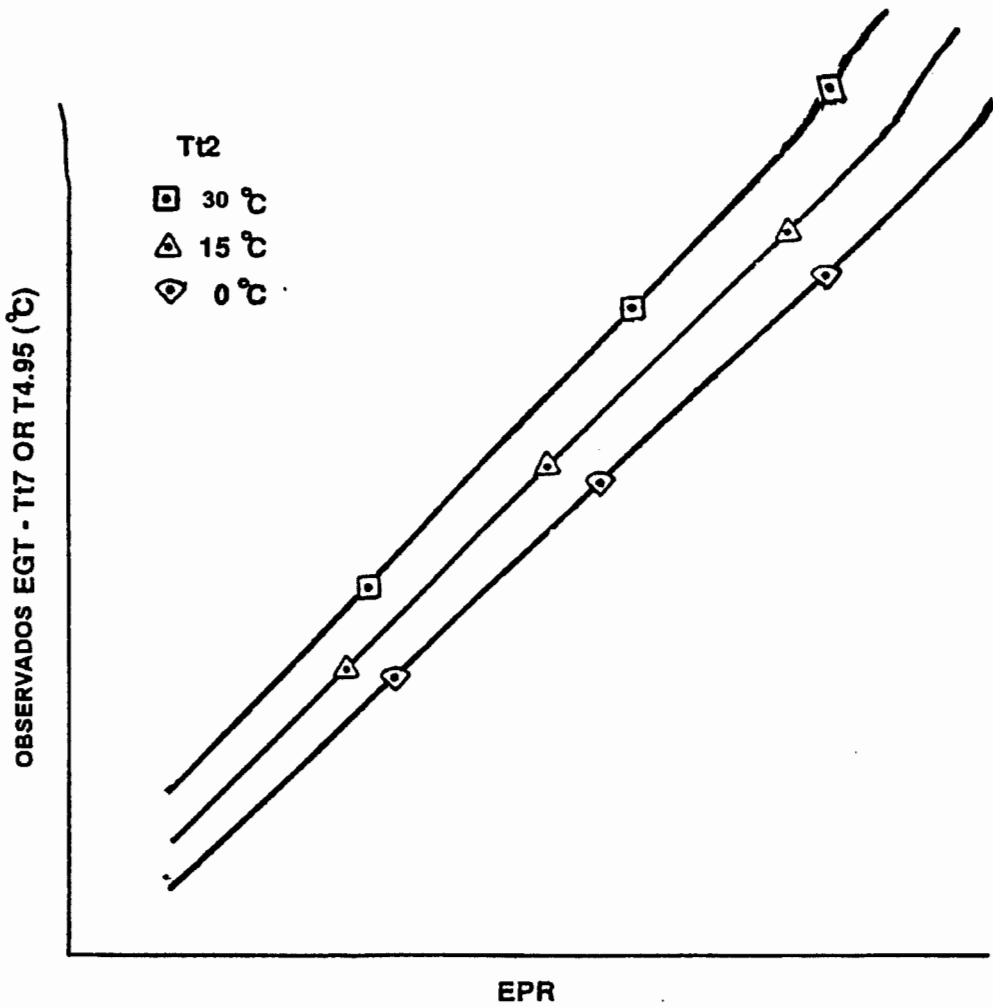


FIG. 4.12 Graficos de Datos Observados a diferentes temperaturas de entrada

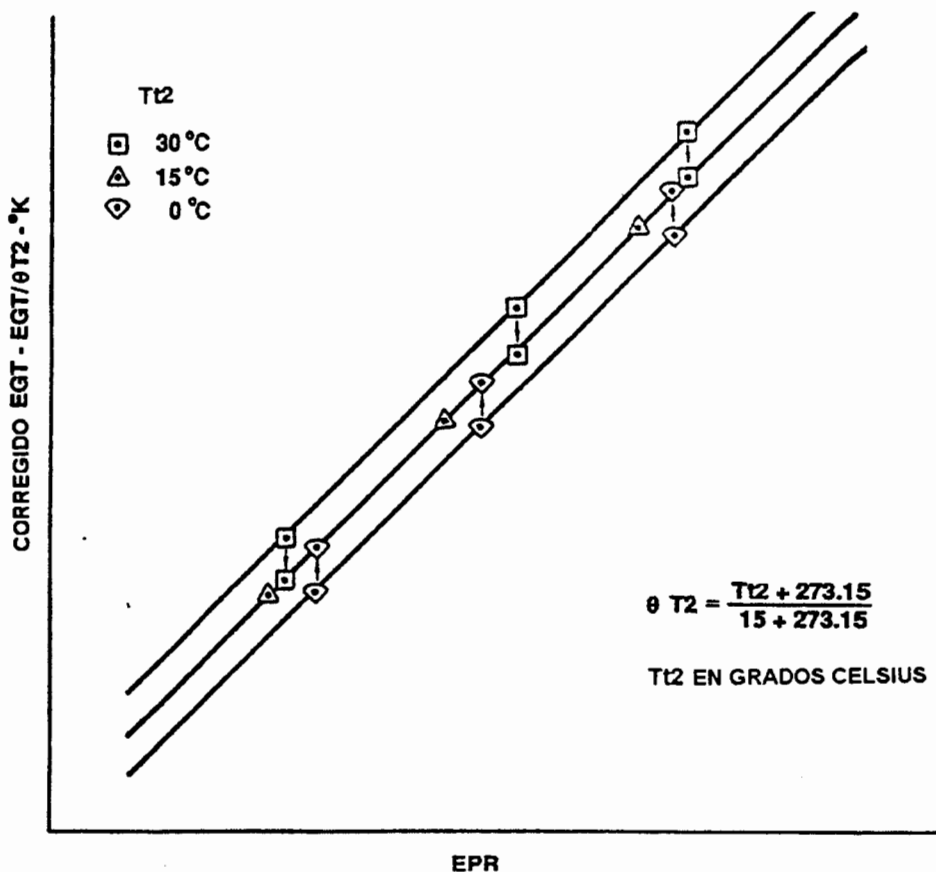


FIG. 4.13 Datos corregidos a condiciones estandar de nivel de mar

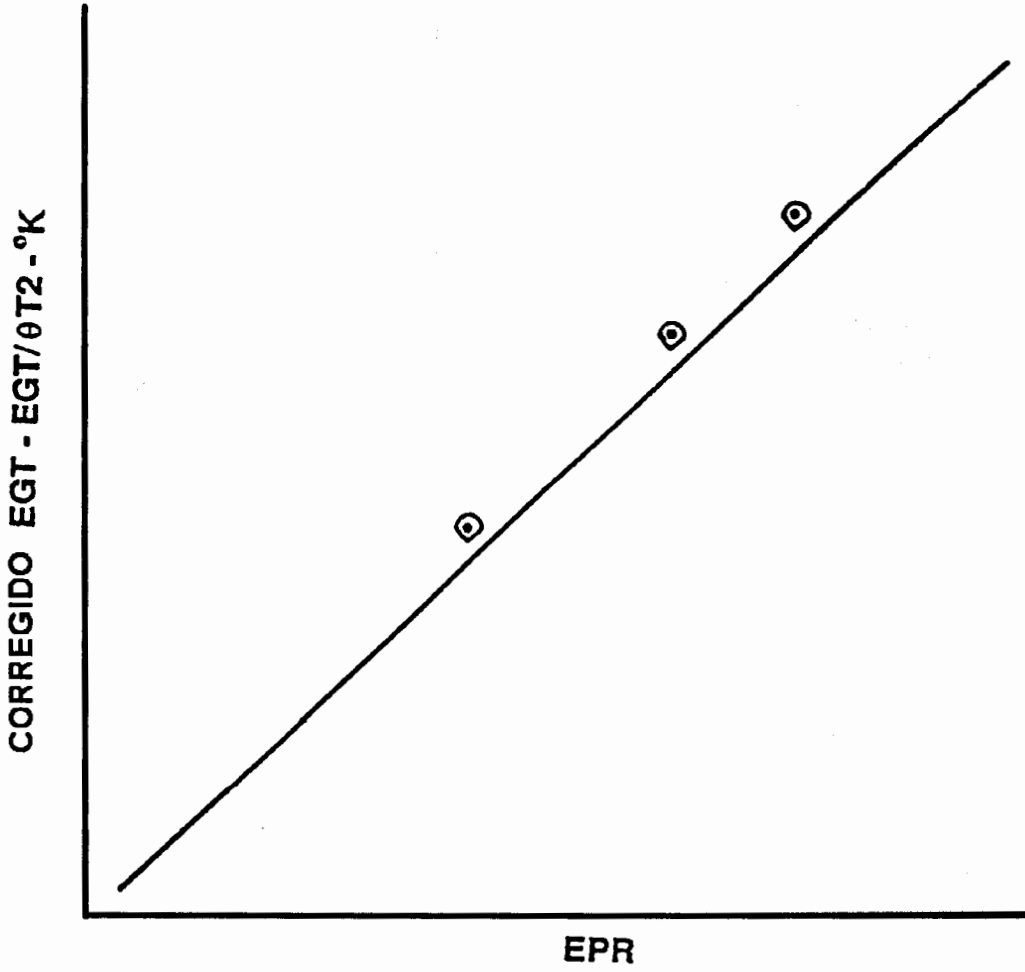


FIG. 4.14 Datos Corregidos Graficados con respecto a la curva Linea-Base de un motor

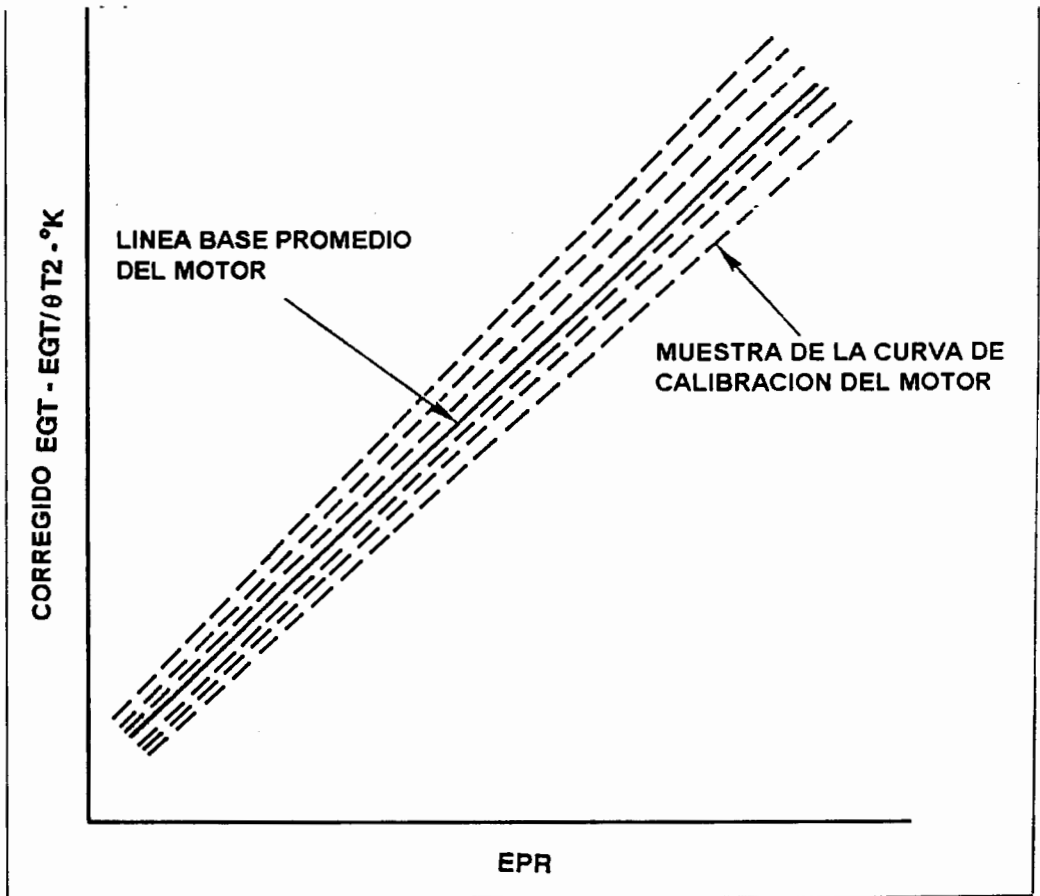


FIG. 4.15 Estableciendo Curva Línea-Base Promedio



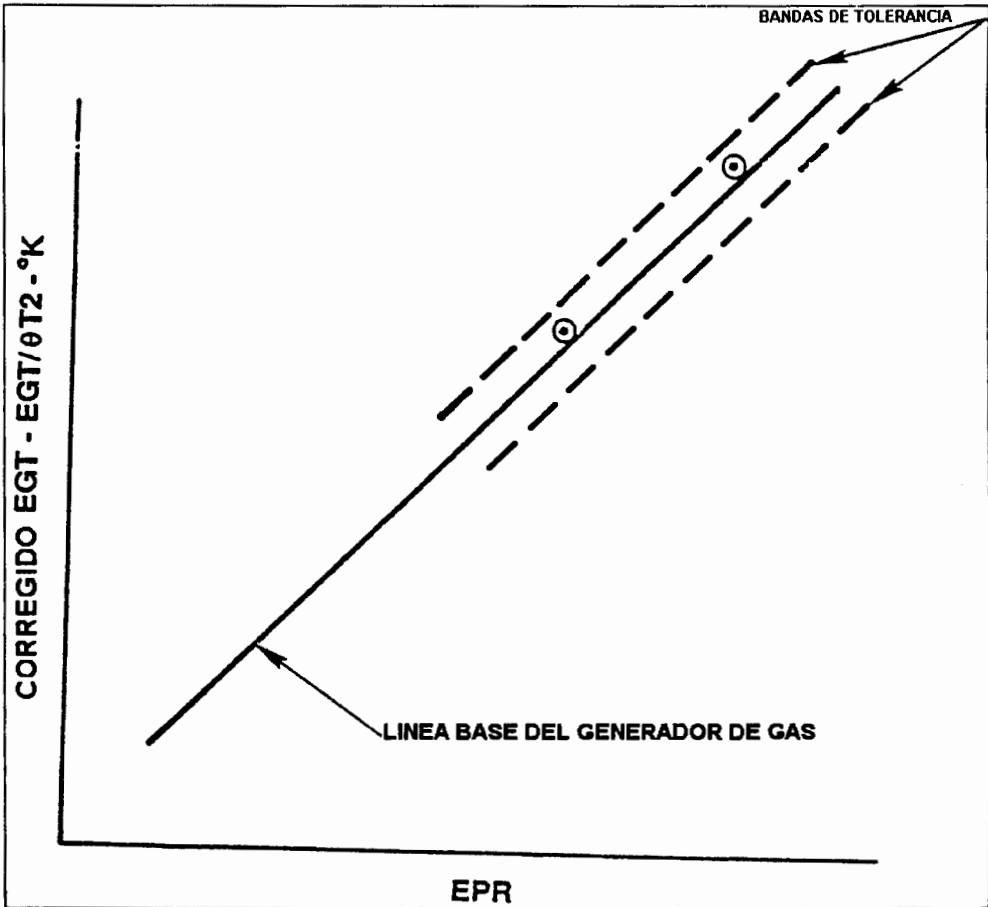


FIG. 4.16 Datos Corregidos revisados con respecto a 25% de tolerancia

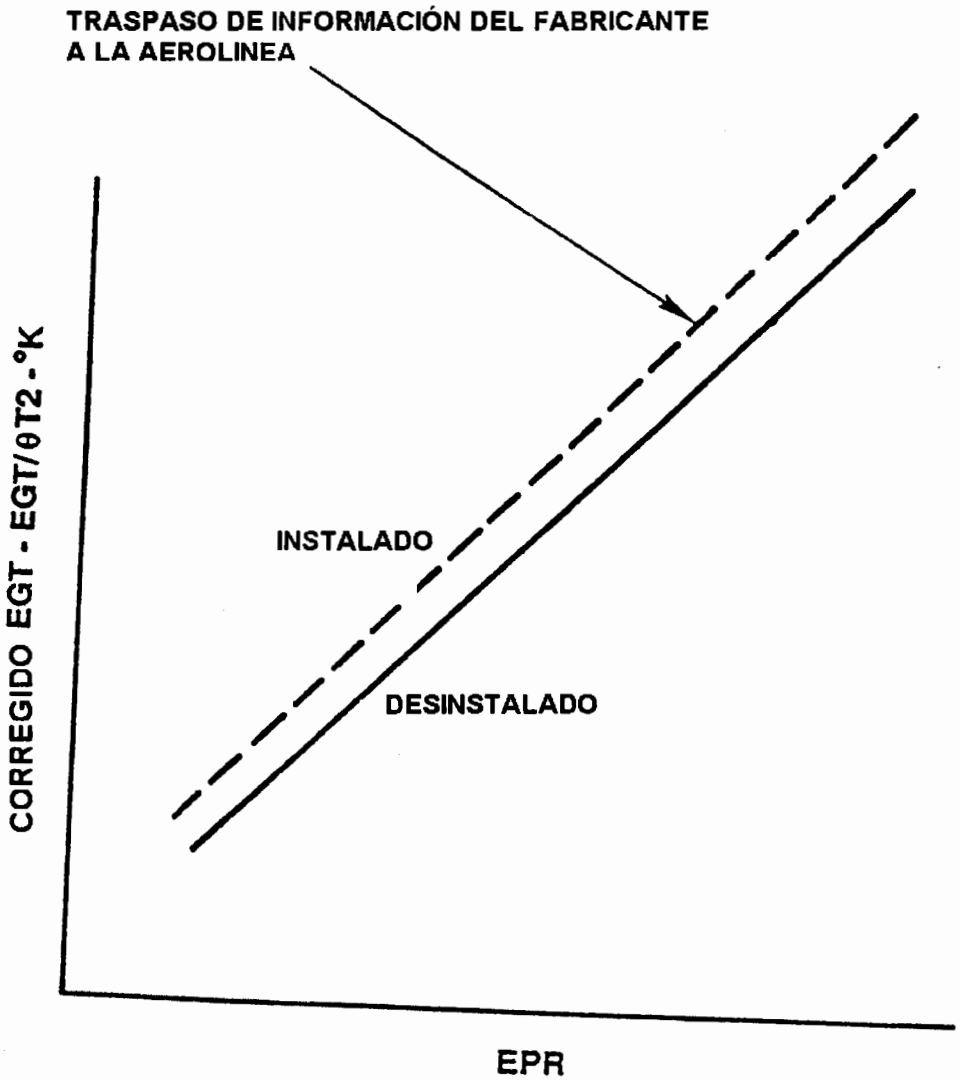


FIG. 4.17. Línea Base del Generador de Gas (Operación en tierra)

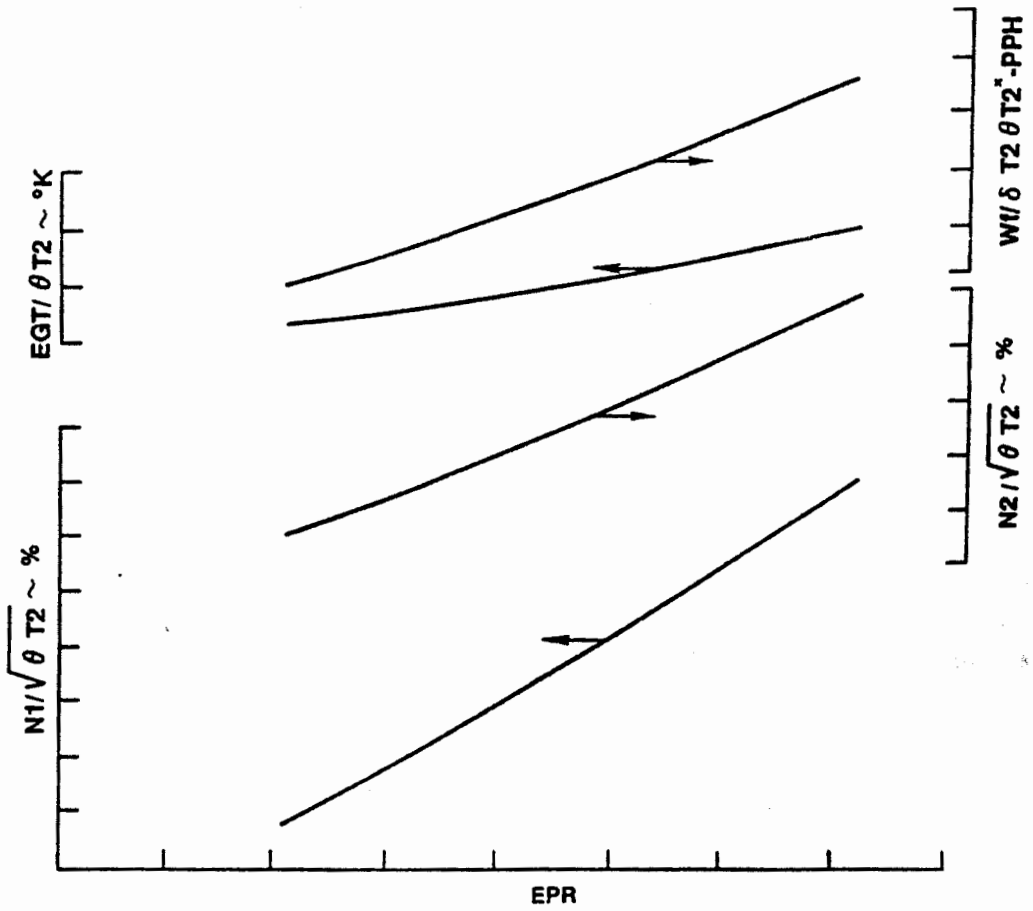


FIG. 4.18 Línea Base del Funcionamiento del Motor

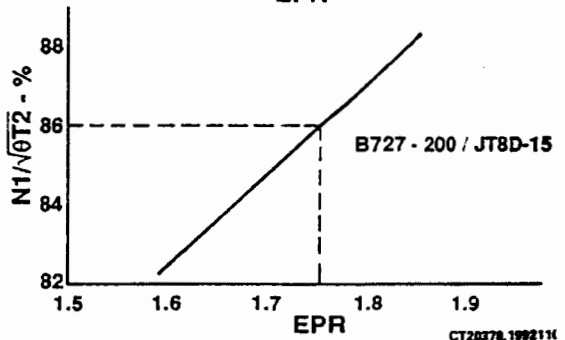
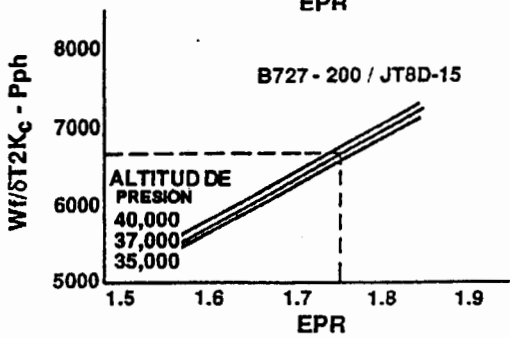
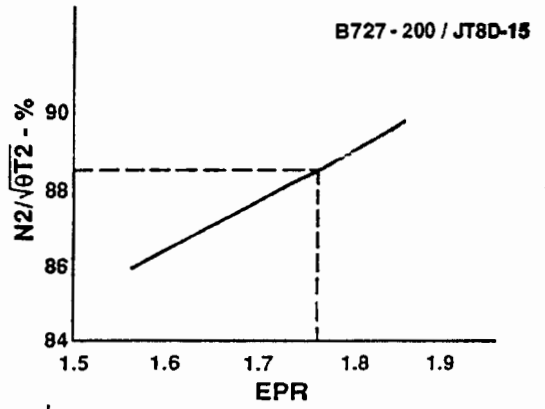
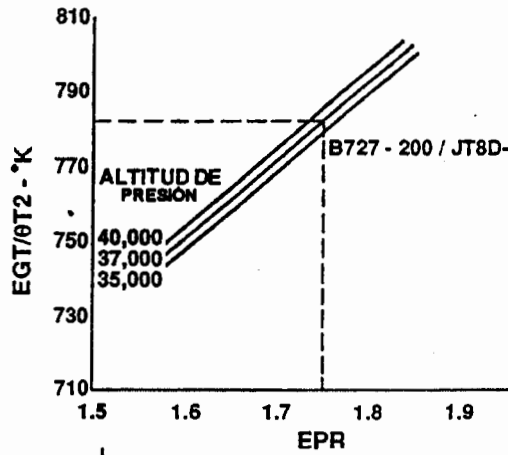
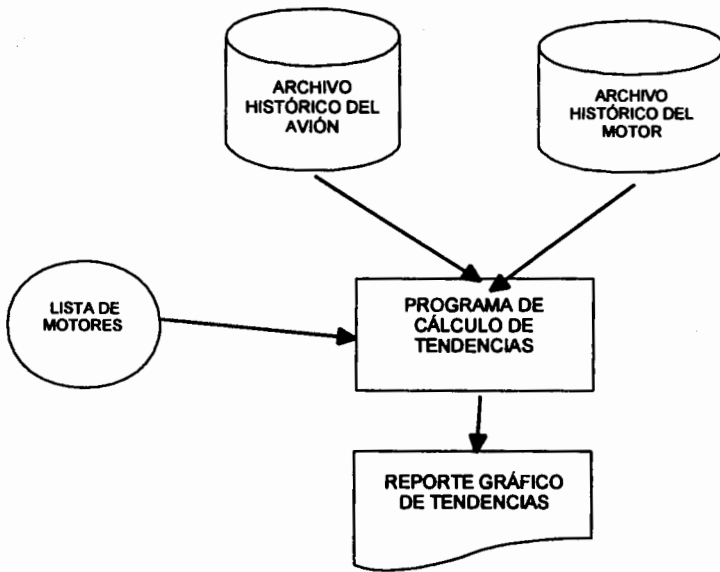


FIG. 4.19. Curvas línea-base de la combinación Avión/Motor B727-200/JT8D-15

CT20378.1992114

5.1 FLUJOGRAMA DEL PROGRAMA DE MONITOREO DE MOTORES



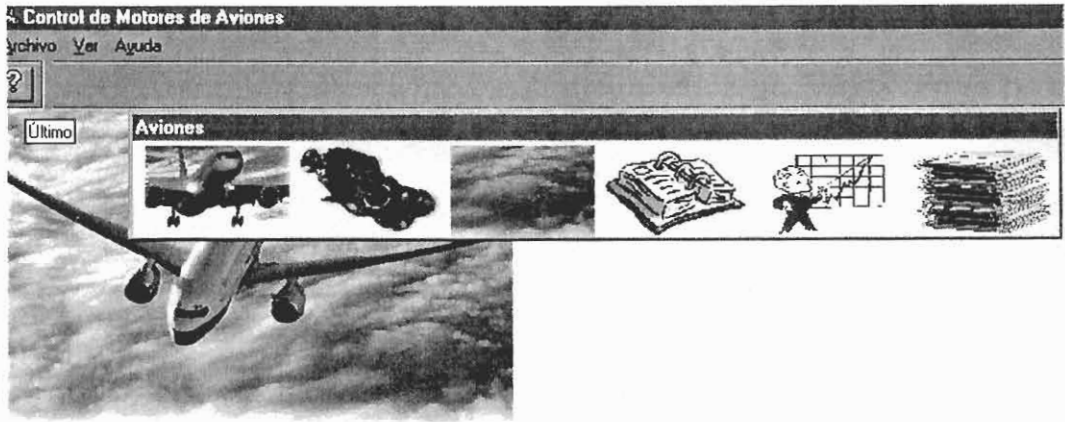


FIG. 5.2. Barra de alternativas del programa

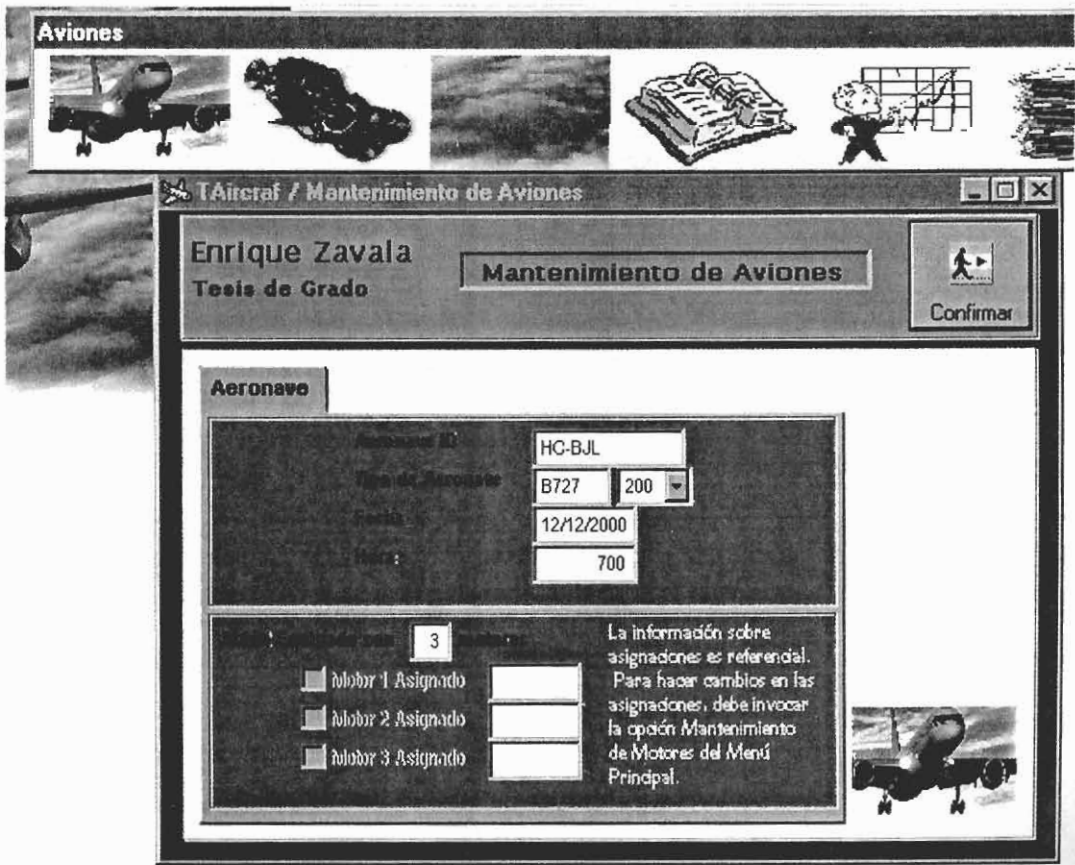


FIG. 5.3. Opción de Mantenimiento de Aviones

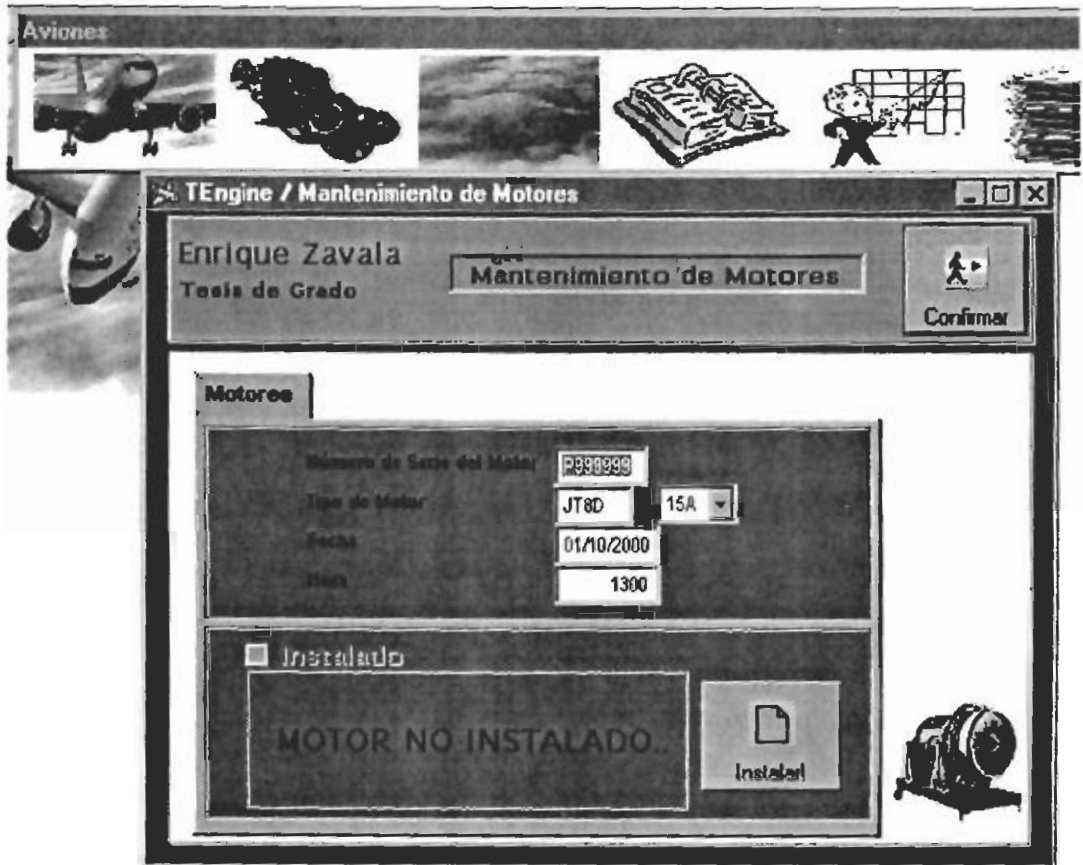


FIG. 5.4 PANTALLA DE MANTENIMIENTO DE MOTORES



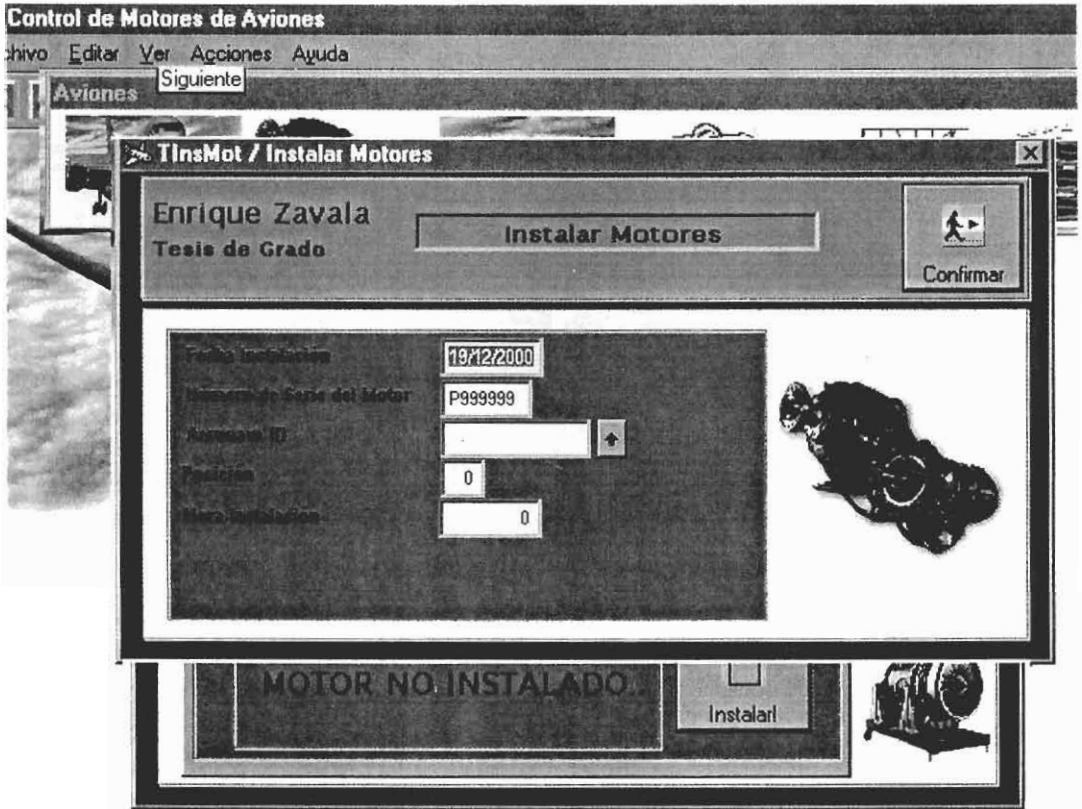


FIG. 5.5. INSTALACION DE MOTORES

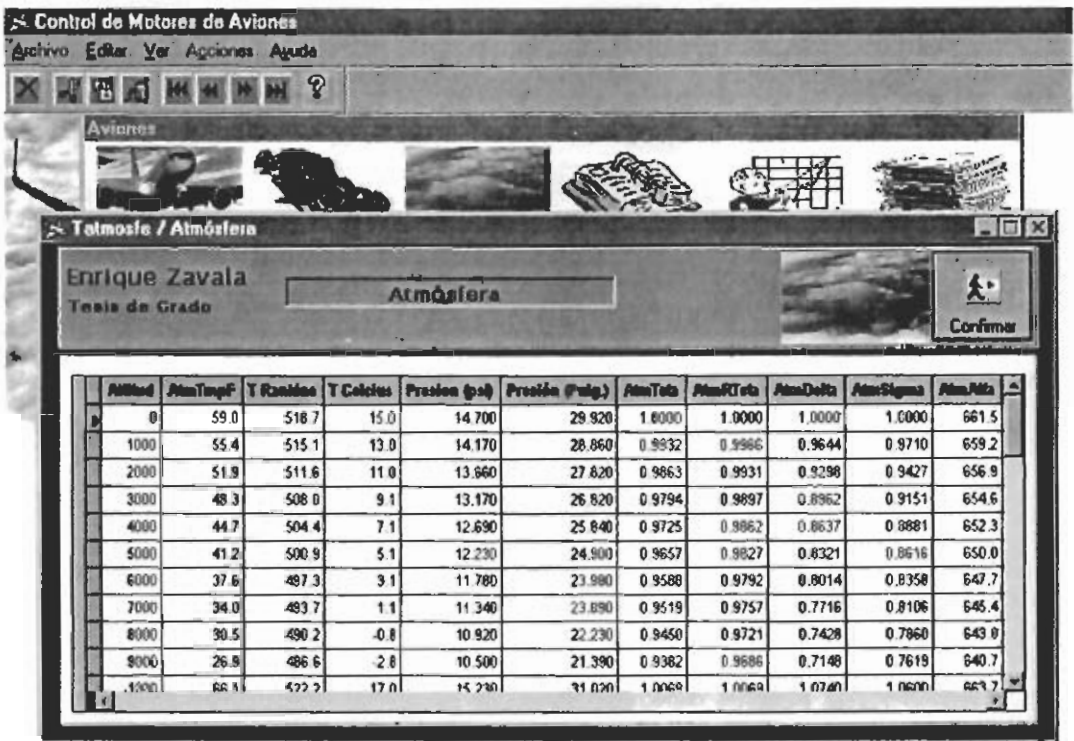


FIG. 5.6. TABLA DE DATOS DE ATMOSFERA ESTANDAR (FUENTE OACI, 1993)

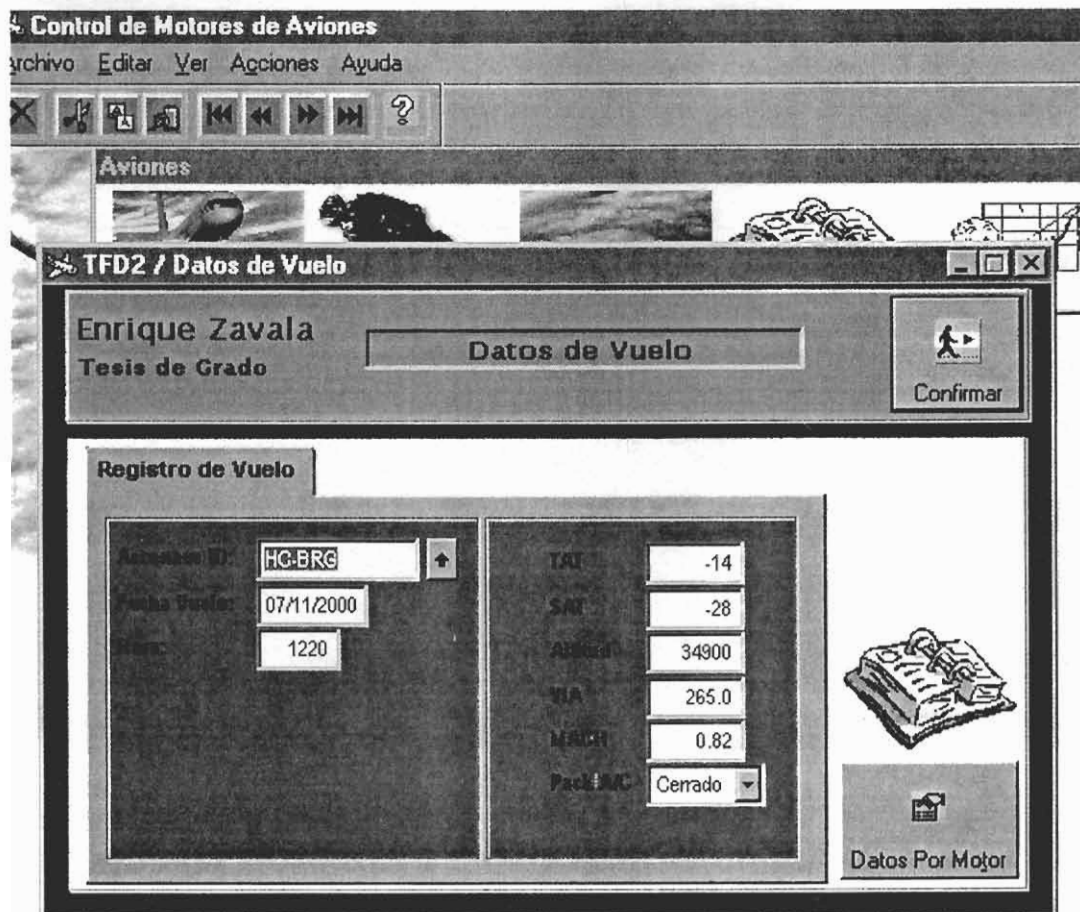


FIG. 5-7. INGRESO DE LOS DATOS DE VUELO

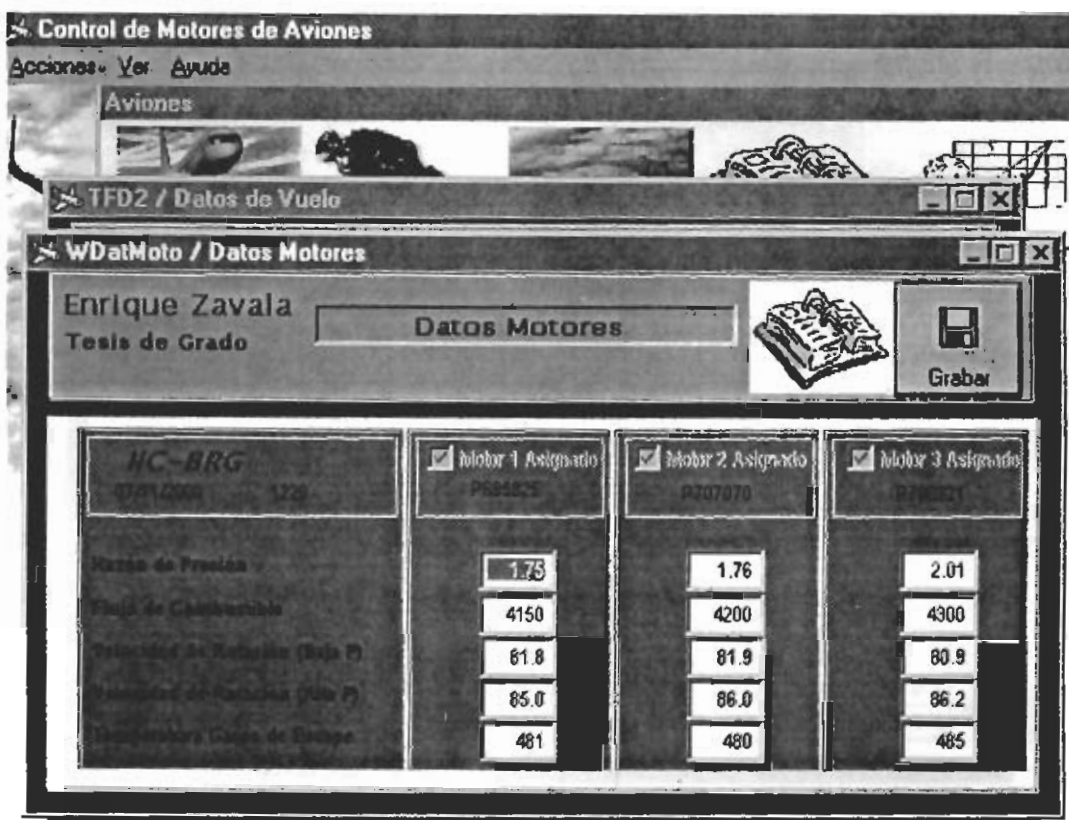


FIG. 5.8. INGRESO DE DATOS DE FUNCIONAMIENTO DE MOTORES

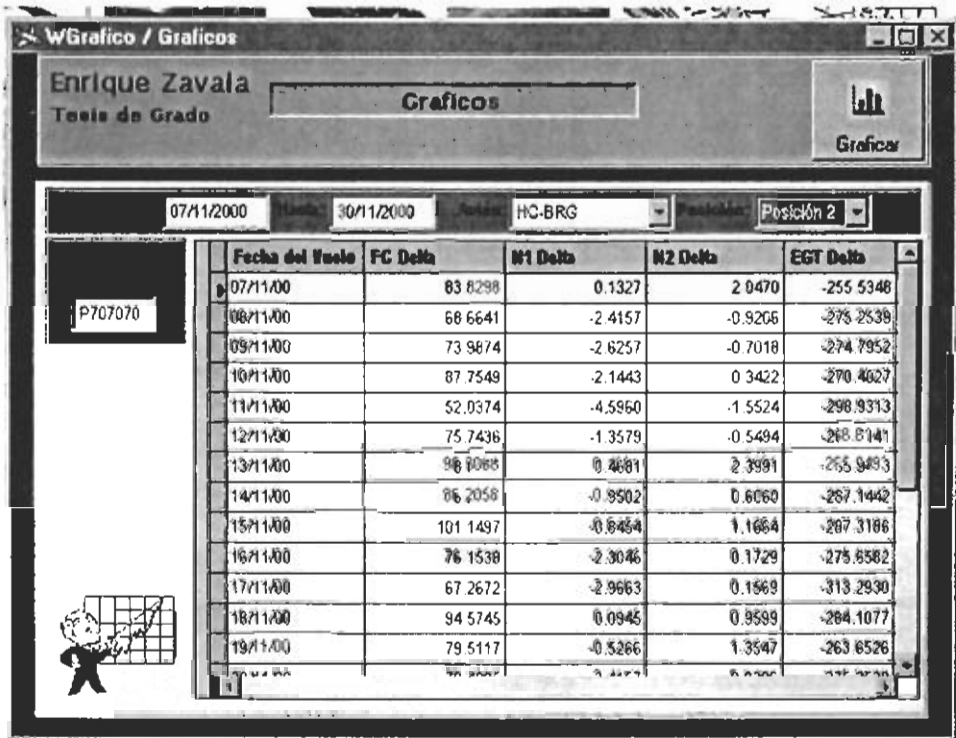


FIG. 5.9 GRAFICA DE RESULTADOS DE LAS TENDENCIAS DE LAS DESVIACIONES DE LOS PARÁMETROS MONITOREADOS

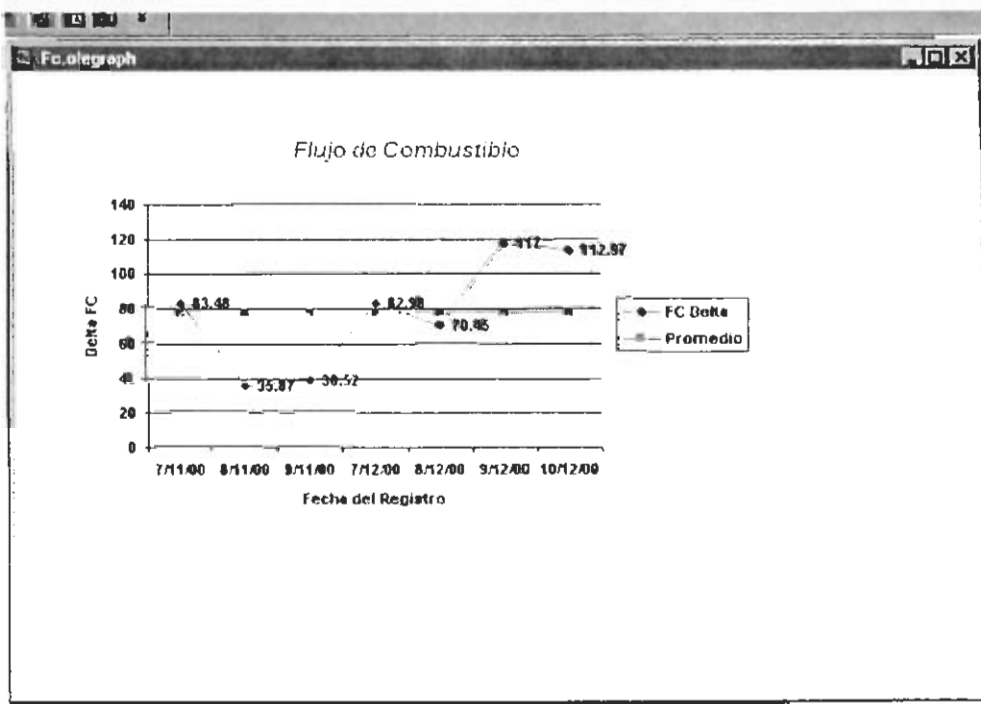


FIG. 5.10 GRAFICA DE RESULTADOS DE LAS TENDENCIAS DE LAS DESVIACIONES DEL PARÁMETRO
FLUJO DE COMBUSTIBLE



Baja Presión (N1)

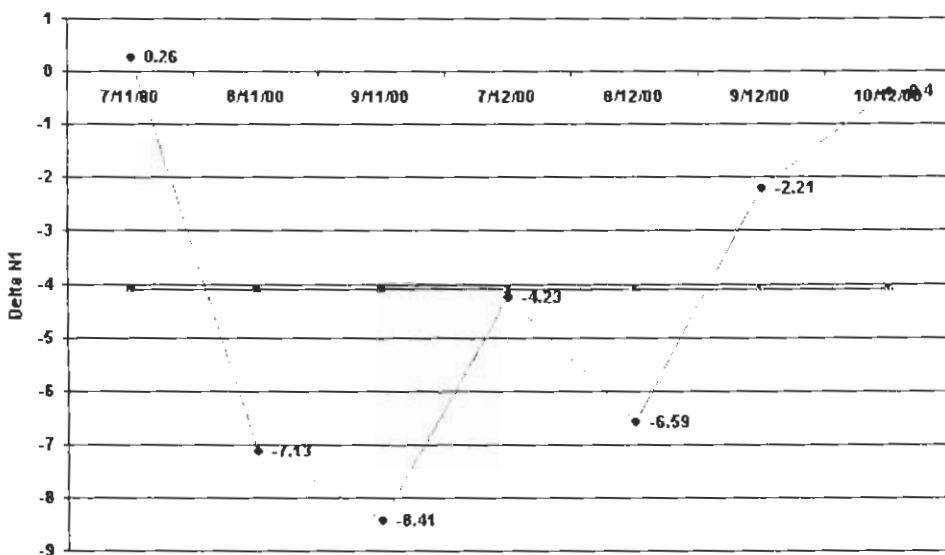


FIG. 5.11 GRAFICA DE RESULTADOS DE LAS TENDENCIAS DE LAS DESVIACIONES DEL PARÁMETRO VELOCIDAD DEL ROTOR DE BAJA PRESIÓN (N1)

Alta Presión (N2)

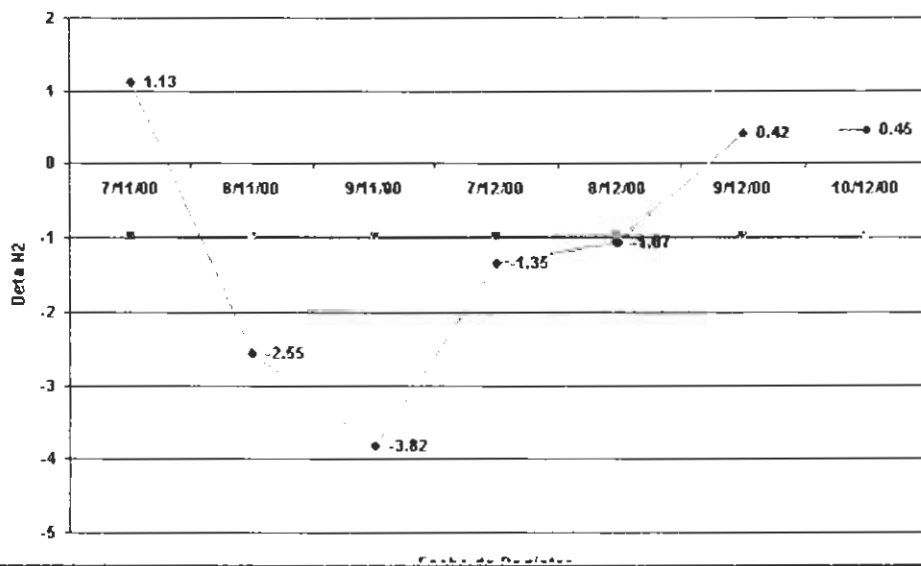


FIG. 5.12 GRAFICA DE RESULTADOS DE LAS TENDENCIAS DE LAS DESVIACIONES DEL PARÁMETRO VELOCIDAD DEL ROTOR DE ALTA PRESIÓN (N2)



GERENCIA DE MANTENIMIENTO
DEPARTAMENTO DE INGENIERIA



"ENGINE CONDITION MONITORING"

"STABLE CRUISE REPORT"

Nº 4754

I.- GENERAL:

A/C REG.	FLIGHT Nº	DATE	TIME UTC
HC- <input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>

II.- AIRCRAFT DATA:

ALTITUDE	% T. A. T.	MACH Nº	I. A. S.	S. A. T.
<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>

III.- ENGINES DATA:

	ENG. # 1	ENG. # 2	ENG. # 3
EPR.....	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>
N1 (%).....	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>
IGT (°C).....	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>
N2 (%).....	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>

IV.- OTHERS:

FLIGHT TIME

NOTES.

ARC - AIR BLEED CONTROL
C - CLOSE
I - OPEN
ILA - INITIAL LEAK CHECK

V.- REMARKS

.....
.....
.....

PIE SIGNATURE:

M 104-2

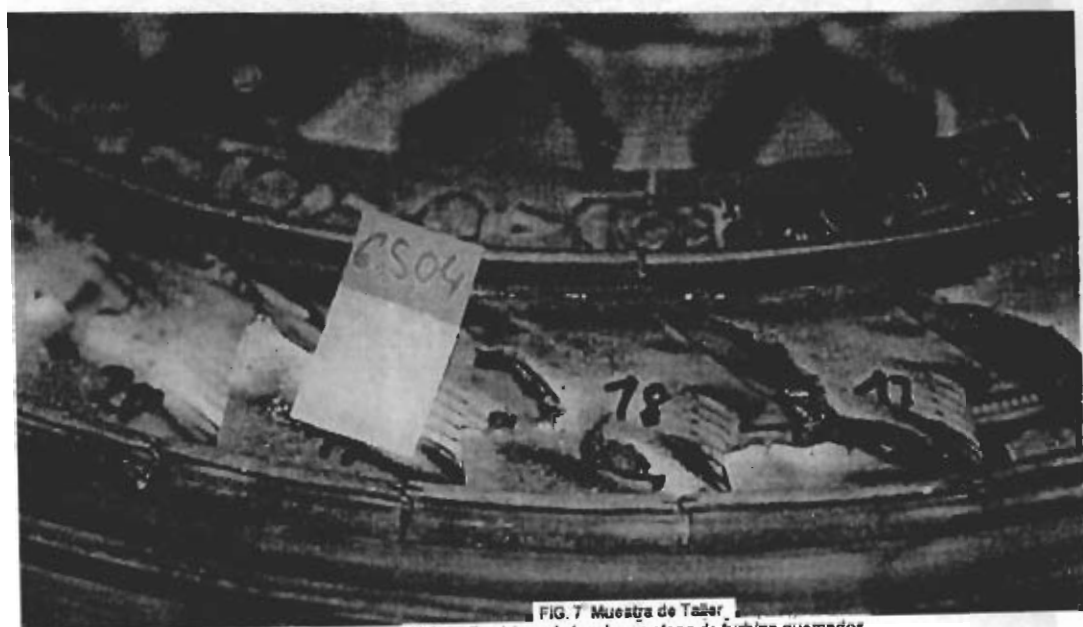
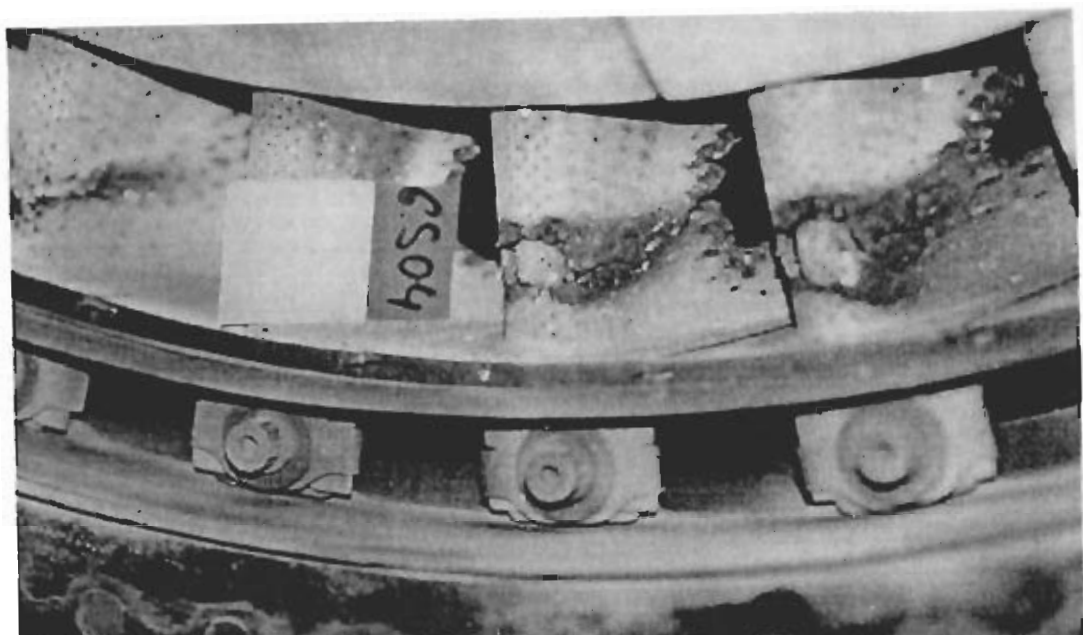


FIG. 7 Muestra de Taller.
Alabes directrices de la primera etapa de turbina quemados

Alabes D1

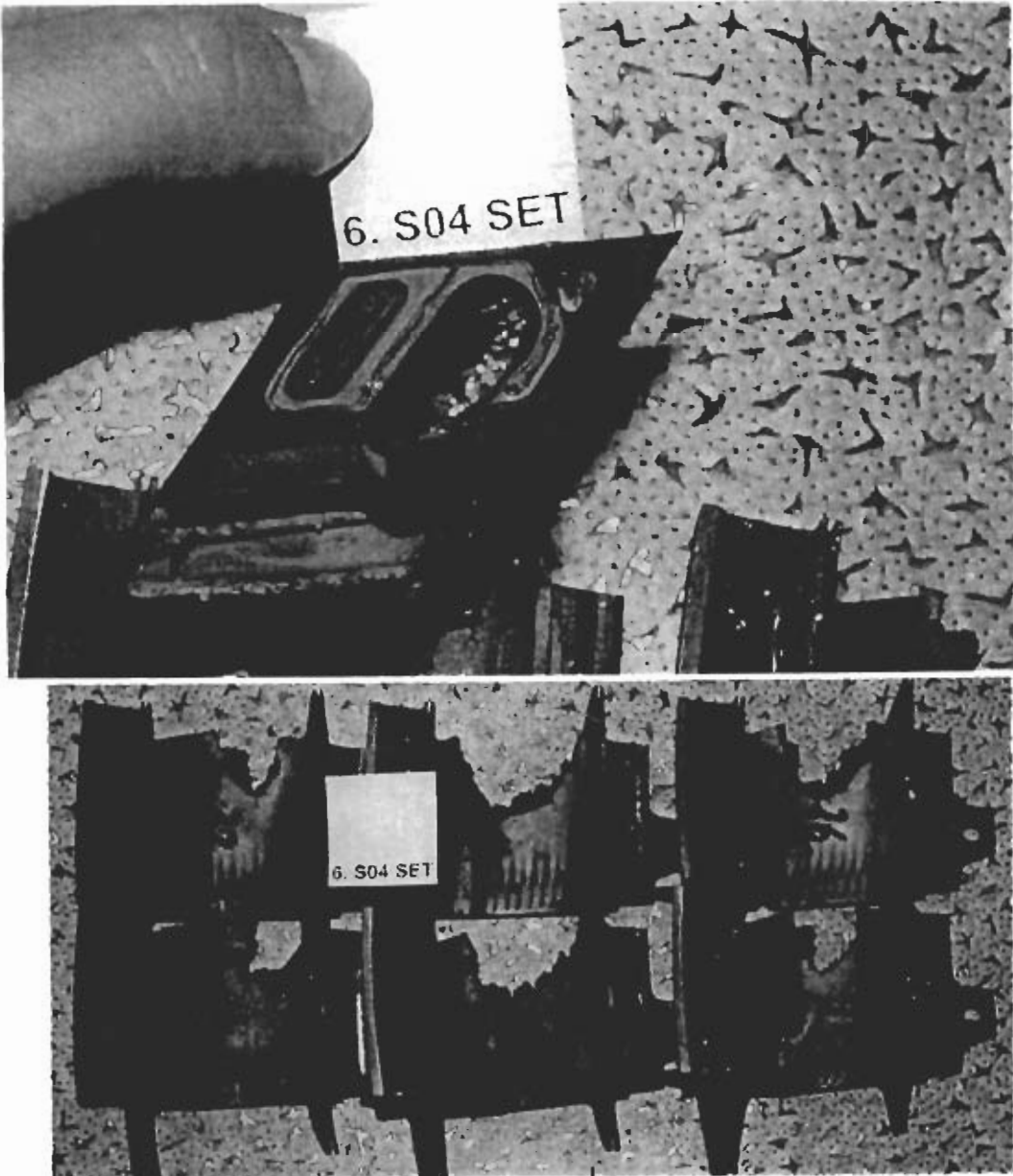


FIG. 8 Muestra de Taller
Alabes Directrices de segunda etapa de turbina quemados

TABLAS

Alternativa\Criterio	1	2	3	4	Suma Total
1	3(0.35) 1,05	4(0.3) 1,2	2(0.15) 0,3	4(0.2) 0,8	3.35
2	4(0.35) 1,4	5(0.5) 1,5	3(0.15) 0,45	4(0.2) 0,8	4.15
3	3(0.35) 1,05	3(0.3) 0,9	5(0.15) 0,75	3(0.2) 0,6	3.3

Tabla 3.1. Matriz de Decisión

Monitoreo de condición de motores		
Reglas de decisión		
Indicación de la tendencia		Probable causa
♦ Un parámetro desviado	→	Probabilidad del 90% que sea error de indicación.
♦ Dos parámetros desviados	→	Igual probabilidad de que sea error de indicación o problema en el motor.
♦ Tres parámetros desviados	→	Probabilidad del 90% que sea problema en el motor.
♦ Cuatro parámetros con desviación en la misma dirección	→	Chequear si existe error de indicación de la temperatura de entrada al motor T12 ó problema de selección del EPR.
♦ TGE y F/C aumentan en diferente tendencia	→	Un aumento de 10 °C de la TGE equivalen a un aumento de 1% del F/C.
♦ Tendencias inexplicables	→	¿Fue cambiado el motor? ¿Fue tomada alguna acción de mantenimiento?

Tabla 6.1 Reglas de decisión

Causa	ΔTGE De -10 a +10	$\Delta F/C$ De -3 a +3	$\Delta N2$ De -1 a +1	$\Delta N1$ De -1 a +1	Comentarios
Errores de instrumentación del avión					
Error de +5°C en TAT	-15°C	-1,5%	-0,9%	-0,9%	Todos los motores del avión están afectados
Error de -5°C en TAT	+15°C	+1,5%	+0,9%	+0,9%	
Error de +0.01 en MACH	0	-1,1%	0	0	
Error de -0.01 en MACH	0	+1,1%	0	0	
Error de +500 pies en ALT	0	+2,9%	0	0	
Error de -500 pies en ALT	0	-2,9%	0	0	
Problemas relacionados con el motor					
Los álabes de direccionamiento a la turbina quemados en un 2%	+5°C	+0,6%	-0,5%	-0,1%	Desprendimiento de borde de ataque del álabe
Perdida del 2% en la eficiencia de la turbina de alta presión	+13°C	+1,6%	-1,1%	-0,3%	--
Perdida del 2% en la eficiencia del compresor de alta presión	+10°C	+1,0%	-0,1%	-0,3%	--
Estrés térmico de las cámaras de combustión	0 a +20°C	0 a 20%	0 a -0,5%	0 a -0,5%	No se detiene el incremento de la TGE
Error de +0.02 en el EPR (Fuga de aire en la tomas de presión)	-5°C	-2,6%	-0,3%	-0,6%	Un motor afectado, muestra aceleración retardada
Perdida del 2% en la eficiencia de la turbina de baja presión	+10°C	+1,3%	+0,2%	-0,6%	--

Tabla 6.2 Búsqueda de Fallas

ANEXOS



1. **Paquete de 6 diskettes de 3 ½ que contienen programa de control estadístico de motores**