

308917



UNIVERSIDAD PANAMERICANA

ESCUELA DE INGENIERIA
CON ESTUDIOS INCORPORADOS A LA
UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA DE MEXICO

41
205

**“IMPLEMENTACION DE UN PROGRAMA DE CONTROL
PARA LA SEGURIDAD Y EL MANTENIMIENTO DE UN
MOTOR PRATT & WHITNEY JT8D TURBO-ABANICO”.**

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TITULO DE:

INGENIERO MECANICO ELECTRICISTA

AREA: **INGENIERIA MECANICA**

P R E S E N T A :

ALEJANDRO RIBE MARTINEZ DE VELASCO

Director de Tesis: Ing. Alfredo González Ruíz

MEXICO, D. F.

AGOSTO DE 1993

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas Tesis Digitales Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS © PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis está protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

INDICE

Introducción	3
--------------------	---

CAPITULO 1

GENERALIDADES DE LOS MOTORES DE REACCION

1.1 El motor térmico y sus antecedentes.....	8
1.2 Principio de funcionamiento de un motor turbo-reactor...	12
1.3 Aplicación de las leyes físicas.....	14
1.4 Ciclo de funcionamiento de un motor turbo-reactor.....	18
1.5 Rendimientos adiabáticos de la compresión, combustión y expansión.....	21
1.6 Comparación de los ciclos Otto y Brayton.....	24
1.7 Clasificación general de los motores a reacción.....	27

CAPITULO 2

MOTOR TURBO-ABANICO JT8D

COMPONENTES Y SISTEMAS AFINES

2.1 Antecedentes.....	44
2.2 Especificaciones.....	45
2.3 Componentes fundamentales del motor.....	47
2.4 Configuración general.....	47
2.5 Sección de admisión.....	52
2.6 Secciones del abanico y del compresor.....	53
2.7 Cámaras de combustión.....	61
2.8 Turbinas.....	65
2.9 Sección del ducto de escape.....	70
2.10 Accesorios y componentes móviles.....	74
2.11 Sistema de combustible.....	76
2.12 Sistemas auxiliares del motor.....	82

CAPITULO 3
OPERACION, MANTENIMIENTO Y DIAGNOSTICO
DE FALLAS DEL MOTOR JT8D

3.1 Inspecciones del motor.....	94
3.2 Mantenimiento del motor.....	105
3.3 Servicio de reparación mayor ("Overhaul").....	125
3.4 Medios para la localización de averías en el motor.....	147
3.5 Procedimiento de arranque del motor JT8D.....	156

CAPITULO 4
PROGRAMA DE MANTENIMIENTO
PARA UN TURBO-REACTOR JT8D

4.1 Necesidad de implementar un programa de mantenimiento.....	162
4.2 Inspecciones por sobrelímite de operación.....	163
4.3 Inspecciones especiales.....	171
4.4 Arreglos y ajustes finales del motor.....	173
4.5 Análisis del posible funcionamiento deficiente del motor JT8D por las indicaciones interrelacionadas de los ins- trumentos de control del motor.....	178
4.6 Comprobaciones de operación del motor.....	185
4.7 Preparación del motor para almacenaje y transportación.....	193
4.8 Procedimientos operacionales en tierra.....	194

CAPITULO 5
IMPLEMENTACION DEL PROGRAMA
CONVENIENCIA Y FACTIBILIDAD

5.1 Procedimientos y recomendaciones del programa de control para la inspección, reparación y operación de los motores JT8D.....	207
5.2 Ventajas del programa.....	210
5.3 Desventajas del programa.....	213
Conclusiones.....	216
Bibliografía.....	219

INTRODUCCION

Uno de los componentes más importantes con los que cuenta un avión, es el motor, ya que éste es el que produce el impulso y con la ayuda de las diferentes superficies de sustentación, se obtiene el vuelo.

Ahora bien, es importante señalar que un motor está constituido por un gran número de elementos que tienen que funcionar en forma eficiente para que no se presenten fallas que podrían ser fatales si ocurrieran en un avión que se encuentra en pleno vuelo como sucedió con el vuelo 232, en donde un DC-10 de la compañía aérea "United Airlines" se estrelló en los Estados Unidos de América en el estado de Iowa en la ciudad de Sioux City el mes de Julio de 1989 a consecuencia de una falla grave en el motor Número dos.

Para evitar este tipo de incidentes, es necesario llevar a cabo una revisión visual de todos los motores del avión antes de cada vuelo para verificar el estado en que se encuentran.

Cuando el motor ha trabajado durante un número determinado de horas, es sometido a un programa de mantenimiento para diagnosticar cualquier tipo de falla, cambiar los elementos que por su uso se han gastado y ratificar el correcto funcionamiento de éste bajo diversas condiciones de operación.

El objetivo de este trabajo es el de implementar un programa de control para garantizar la seguridad y el eficiente desempeño de las labores de mantenimiento de los motores "Pratt & Whitney" modelo JT8D Turbo-abanico utilizados en los aviones Boeing 737, 727, 707 y en los DC-9 series 10, 15, 30 y MD-80.

Es muy importante tomar en cuenta que un motor de reacción en funcionamiento es muy peligroso si no se tiene conocimiento de su operación y si no se siguen las normas de seguridad, ya que por el ducto de admisión de aire existe una gran fuerza de succión en donde el aire entra con una velocidad muy alta. En la sección media del motor se encuentran componentes eléctricos que manejan corrientes y voltajes muy altos para poder llevar a cabo el encendido del motor. Por último la sección de descarga de gases de combustión que se localiza en la parte posterior del motor en donde se alcanzan temperaturas capaces de fundir o encender el pavimento asfáltico.

Para tener una idea más clara del principio de operación y entender mejor el ciclo de trabajo de un motor de reacción, en el capítulo uno se incluyen algunas de las leyes físicas de mayor importancia y uso. También, en este capítulo se incluye una clasificación general de los motores de reacción para poder distinguirlos entre sí.

Siendo el motor de reacción un motor térmico que produce empuje por la aceleración que imprime a la masa de aire que admite, es necesario conocer todos sus componentes y la función que cada uno desempeña para lograr este cometido, de esto, tratará el capítulo dos.

Por lo regular los componentes del motor que se encuentran en movimiento permanente, cuando éste está en operación, son los que sufren un mayor desgaste y son los que con mayor frecuencia provocan fallas graves del motor y daños serios cuando no se realiza la inspección adecuada en su debido tiempo. También sucede lo mismo con los componentes que están sometidos a muy altas temperaturas y a fuertes cargas de trabajo, como es la sección que se denomina "caliente".

Sin embargo, también es frecuente que debido a la gran fuerza de succión que existe en el ducto de entrada se introduzcan objetos extraños al interior del motor causando daños a los diferentes componentes. Cabe destacar que ésta última es la causa de avería más frecuente en los motores que se atienden en los centros de mantenimiento de las líneas aéreas. Todos estos conceptos serán expuestos en el capítulo tres.

En el capítulo cuatro se incluirán algunos de los diagramas que facilitan el diagnóstico de fallas más comunes que se presentan en los motores JT8D, así como la explicación de los instrumentos que son utilizados en la cabina de mando del avión para una operación confiable y segura de los motores.

También se incluirán en este capítulo algunos consejos prácticos para evitar cualquier tipo de accidente que perjudique a los trabajadores, o que afecte la operación segura del motor que se encuentre en revisión.

Si se llega a presentar una falla en el motor de un avión que se encuentra en pleno vuelo, la probabilidad de que ocurra un accidente es muy alta.

Por lo tanto se debe poner especial atención a todos los procedimientos y métodos que son utilizados durante las labores de mantenimiento tanto en los hangares de las líneas aéreas como en los talleres donde se llevan a cabo dichas actividades.

En el capítulo cinco se discutirá sobre la conveniencia y factibilidad de implementar un programa de control, como se señaló con anterioridad, que garantice la seguridad y reduzca la posibilidad de que se incurra en un error en los centros de mantenimiento, celdas de prueba y plataformas de aeropuertos.

Las conclusiones de este trabajo serán expuestas al finalizar el capítulo cinco.

CAPITULO 1

GENERALIDADES DE LOS MOTORES DE REACCION

- 1.1 El motor térmico y sus antecedentes.
- 1.2 Principio de funcionamiento de un motor Turbo-reactor.
- 1.3 Aplicación de las leyes físicas.
- 1.4 Ciclo de funcionamiento de un motor Turbo-reactor.
- 1.5 Rendimientos adiabáticos de la compresión, combustión y expansión.
- 1.6 Comparación de los ciclos Otto y Brayton.
- 1.7 Clasificación general de los motores a reacción.
 - 1.7.1 Turbo-reactor
 - 1.7.1.1 De paso libre
 - 1.7.1.2 Con quemador posterior
 - 1.7.1.3 Turbo-abanico (Turbo-fan)
 - 1.7.2 Turbo-hélice
 - 1.7.3 Estado-reactor
 - 1.7.4 Pulso-reactor
 - 1.7.5 Reacción directa (Cohete)

1.1 EL MOTOR TERMICO Y SUS ANTECEDENTES.

Todas las aeronaves con motor, son impulsadas con motores térmicos, llamados de combustión.

Defínase como motor, a toda máquina capaz de transformar cualquier tipo de energía en trabajo. Esta energía puede ser química, eléctrica, neumática, hidráulica, etc. Máquina o motor térmico es el que transforma la energía térmica -en particular- en trabajo mecánico. Los motores térmicos usados en aviación son de los dos tipos generales siguientes:

- 1) Recíprocos o de émbolo
- 2) Turbinas de gas o de reacción pura o turbo-hélice

Los dos tipos mencionados, desarrollan potencia obtenida de la energía del combustible, mediante el fenómeno químico de la combustión.

En el motor recíproco y en el turbo-hélice, el avión adquiere velocidad por el atornillamiento de la hélice en el aire; mientras que en el motor turbo-reactor, la velocidad se adquiere por la aceleración de la masa de aire que entra al motor.

El motor con hélice impulsa al avión moviendo una gran masa de aire a baja velocidad. En el motor recíproco la masa de aire movida por la hélice no interviene en el proceso de la combustión, mientras que la pequeña masa de aire movida por la turbina de gas se mezcla con el combustible que se quema, y los gases resultantes calientes y a gran velocidad producen finalmente la reacción que impulsará al avión. Esta masa de aire está caliente al salir del motor y es de seis a diez veces de mayor volumen que la del recíproco.

Los aviones impulsados por hélice no sobrepasan en vuelo recto y nivelado los 805 kilómetros por hora (500 millas por hora), mientras que los impulsados por turbinas de gas, sobrepasan la velocidad del sonido.

Sin embargo, cabe destacar que la teoría de los motores de reacción fue mucho más sencilla de planear, que el diseño y construcción de los mismos.

En 1930, le fue otorgada a Frank A. Whittle la patente británica por el diseño de un motor al que se le denomina 'Turbo-jet' pero no fue, sino hasta 1937 que se comenzó con un diseño final y construcción tras un intenso trabajo en Inglaterra.

Los alemanes iniciaron el desarrollo del 'Turbo-jet' en el año de 1936 junto con otro motor jet y algunos programas de motores cohete. Después de trabajar de una manera muy intensa, se logró que el primer avión propulsado con motores 'Turbo-jet' volara por primera vez en Alemania en 1939. Este avión fue el "Heinkel HE 178" propulsado con motores de la "Heinkel HE-53B" (ver figura 1.1).

Heinkel 178

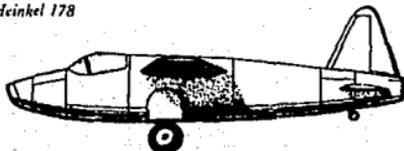


Fig. 1.1: Avión "Heinkel HE178".

Mientras tanto, el programa del motor "Whittle" progresaba rápidamente en Inglaterra.

En 1941 el cuarto motor "Whittle" modelo W1, fue probado por primera vez en un avión "Gloster E-28" proporcionando un empuje de 855 libras, a una velocidad de 339 millas por hora y a una altura de 20,000 pies (ver figura 1.2).

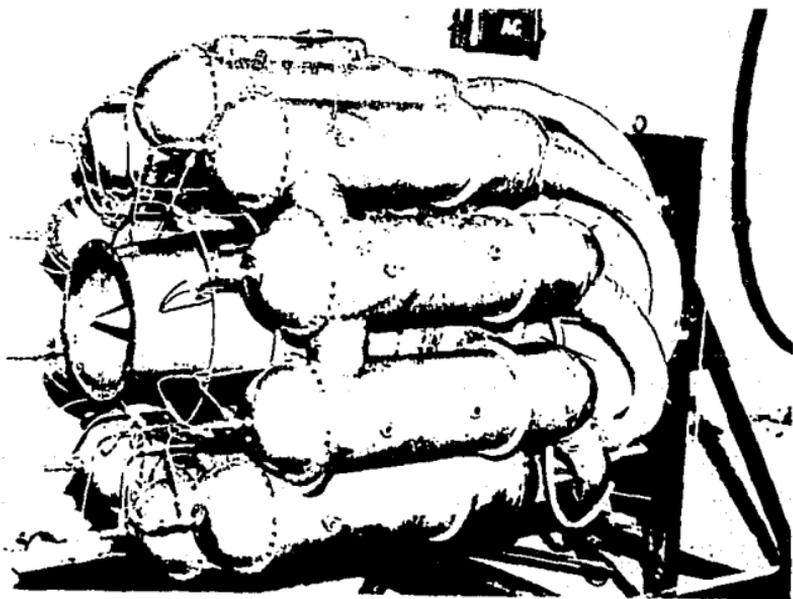


Fig. 1.2: Motor Turbo-jet "WHITTLE W.1". .

En ese mismo año, la compañía norteamericana "General Electric" estuvo de acuerdo con el desarrollo de los motores 'Turbo-jet' para los aviones fabricados en los Estados Unidos de América.

El primer vuelo que se realizó en Estados Unidos se llevó a cabo en 1942 en donde un avión "Bell P-59" propulsado por dos motores 'General Electric' modelo 1A con un empuje de 1300 libras cada uno, voló satisfactoriamente.

Para el año de 1944 la producción comenzó con un motor J-33 con 4000 libras de empuje utilizado en un avión P-80. Durante ese mismo año fue probado con éxito el primer motor 'Turbojet' con compresor de flujo axial fabricado por la "General Electric".

En 1949, se certifica en Estados Unidos el primer motor de reacción, el G.E. J-47 para uso por la aviación comercial.

La "Pratt & Whitney" anhelaba disponer de un motor de reacción que alcanzara la primacía en la era de la reacción, y comenzó a trabajar sobre un turbo-hélice de doble rotor, pero antes de que el motor se completara, las Fuerzas Aéreas alteraron el contrato, solicitando un turbo-reactor puro del mismo tamaño. Así nació el motor P.W. J-57, cuyo primer rodaje en banco de pruebas se realizó en Junio de 1949.

El motor P.W. J-57 fue el primer turbo-reactor de flujo axial de dos escalones de compresión: producía 10,000 libras de empuje y fue el motor básico de una serie de motores que abarcan una amplia gama de empuje, desde 3,000 a 30,000 libras.

1.2 PRINCIPIO DE FUNCIONAMIENTO DE UN MOTOR TURBO-REACTOR.

El principio de operación de un motor de reacción es bastante simple. Hay cinco secciones básicas que son:

- Ducto de admisión
- Compresor
- Cámaras de combustión
- Turbina
- Ducto de escape.

El ducto de admisión (considerado normalmente como parte de la estructura del avión) permite la entrada de aire al compresor con la menor pérdida de energía, sin turbulencias en toda su longitud. El compresor tomará grandes cantidades de aire para que al comprimirse, exista mayor cantidad de oxígeno por volumen dado y se obtenga el desarrollo conveniente de energía en el evento de la combustión. Al terminar la compresión el aire pasa a la cámara de combustión orientándolo por dos diferentes caminos, uno circulará por ambos lados de la pared de la cámara con el fin de enfriarla y el otro se quemará junto con el combustible dentro de la misma cámara de combustión para entregar la energía así transformada a la turbina con temperaturas que no excedan de los límites permisibles a la entrada de la misma.

La turbina tomará la energía cinética de los gases que se expanden al salir de las cámaras de combustión, para convertirla en trabajo mecánico y con esto mover al compresor y a los accesorios del motor.

Para impulsar al compresor, se necesitan casi las tres cuartas partes de toda la energía disponible de los productos de la combustión. Por último, el ducto de escape se emplea para coleccionar y dirigir el flujo de gases, conforme sale de la turbina e incrementar su velocidad, antes de que sea descargado a la atmósfera por la tobera de salida en la parte trasera del ducto. Hay motores a los que se les inyecta combustible en el ducto de escape para incrementar la velocidad y el flujo de los gases de salida. A este tipo de motores se les denomina Turbo-reactores con quemador posterior y serán mencionados más adelante. (ver figura 1.3).

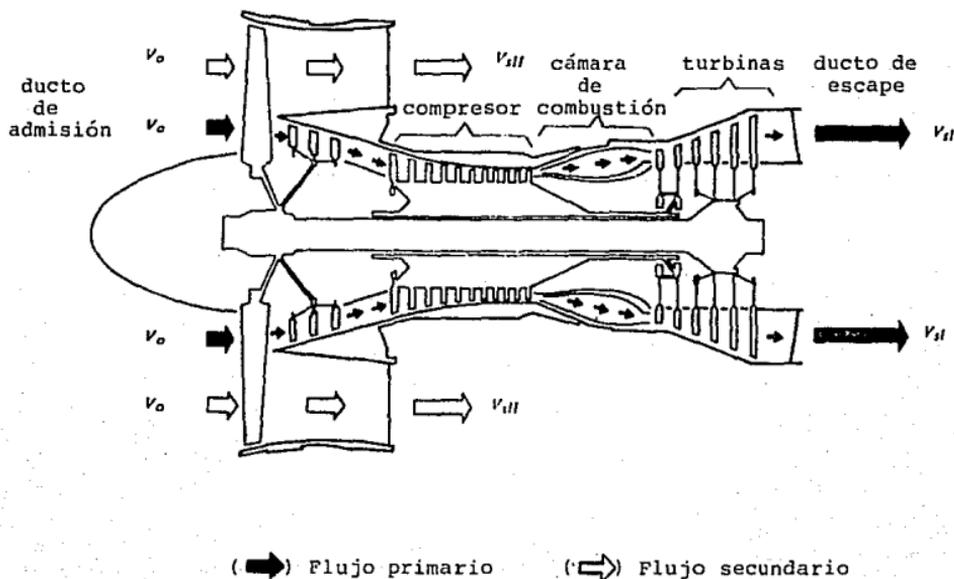


Fig. 1.3: Trayectoria que toma el flujo de aire primario y secundario en un Turbo-reactor de doble flujo.

1.3 APLICACION DE LAS LEYES FISICAS.

Un motor de reacción es un sistema propulsivo cuyo principio de funcionamiento está basado en la aplicación de la segunda y tercera ley de Newton.

Supongamos un motor hipotético (ver figura 1.4) que durante un tiempo t es atravesado por una masa de aire-gas (aire a la entrada, y gas a la salida), y admitamos en principio que esta masa es igual a la entrada que a la salida, por considerar despreciable la cantidad de combustible introducido en relación con la gran cantidad de aire admitido.

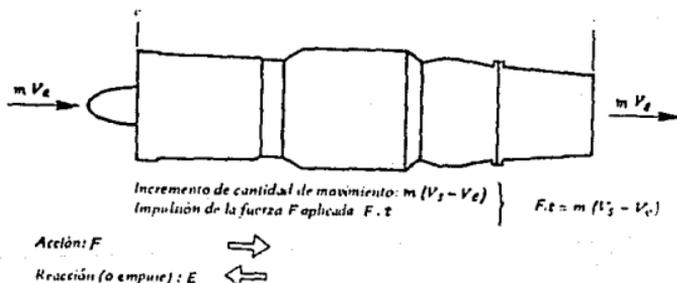


Fig. 1.4: Obtención del empuje en un motor de reacción.

Siendo:

V_e .- Velocidad del aire a la entrada.

V_s .- Velocidad del gas a la salida.

Resulta:

Cantidad de movimiento a la entrada: mV_e .

Cantidad de movimiento a la salida: mV_s .

Incremento de la cantidad de movimiento: $m(V_s - V_e)$.

La aplicación de la 2ª Ley de Newton nos proporciona lo siguiente: Impulsión de la fuerza F aplicada durante un tiempo t .

$$Ft = m(v_s - v_e) \quad \text{Ec'n. (1.1)}$$

$$\frac{v_s - v_e}{t} = \gamma \quad (\text{aceleración}) \quad \text{Ec'n. (1.2)}$$

$$F = m \frac{v_s - v_e}{t} = m\gamma \quad \text{Ec'n. (1.3)}$$

La aplicación de la 3ª Ley de Newton nos proporciona:
Reacción o empuje obtenido:

$$E = -F$$

Este valor del empuje puede escribirse de una forma más práctica en función del gasto de aire que atraviesa el motor por unidad de tiempo (ejemplo: kgs./h.) y, de la variación de velocidades entre la entrada y la salida del motor.

Así llamado \dot{m} al gasto másico de aire por unidad de tiempo, y G al gasto en peso de aire también por unidad de tiempo, el valor absoluto del empuje resulta:

$$E = m \frac{v_s - v_e}{t} = \dot{m} (v_s - v_e) = \frac{G}{g} (v_s - v_e) \quad \text{Ec'n. (1.4)}$$

siendo g la aceleración de la gravedad.

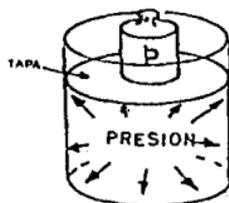
$$E = \frac{G}{g} (v_s - v_e) \quad \text{Ec'n. (1.4)}$$

El aumento de presión con el calor genera una fuerza. Esta fuerza puede transformarse en trabajo.

$$\text{TRABAJO} = \text{FUERZA} \times \text{DISTANCIA} \quad \text{Ec'n. (1.5)}$$

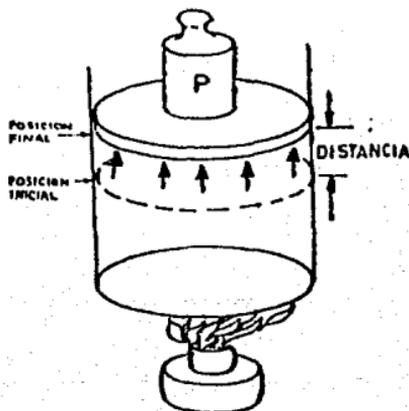
Tomando como ejemplo el recipiente ilustrado en la figura 1.5 que se muestra a continuación, donde se ha confinado un gas y que tiene su tapa movable con un peso P encima.

Fig. 1.5



Al aplicar calor a este recipiente con el incremento de temperatura del gas vendrá un aumento de presión, haciendo que la tapa con el peso P se desplace una distancia determinada como se muestra en la figura 1.6.

Fig. 1.6



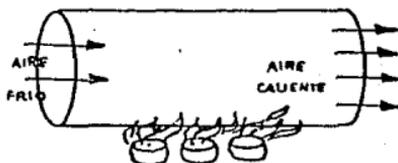
Multiplicando el peso P por la distancia que haya recorrido la tapa, se tendrá la cantidad de trabajo desarrollado, ya que:

$$\text{DISTANCIA} \times \text{PESO} = \text{TRABAJO} \quad \text{Ec'n. (1.6)}$$

Este ejemplo es útil para ilustrar como el motor turbo-reactor produce trabajo con el aumento de temperatura de la masa de aire.

Únicamente supóngase que se ha girado el recipiente 90° y que está abierto por ambos extremos para admitir el aire y desplazarlo ya caliente (ver figura 1.7)

Fig. 1.7



Para encontrar la relación, únicamente considerese en un momento cerrados ambos extremos de la cámara de combustión del motor para imaginarse que la presión que se genera en su interior es la que al descargarse, impele hacia adelante al motor.

1.4 CICLO DE FUNCIONAMIENTO DE UN MOTOR TURBO-REACTOR

El proceso a que se somete el aire y el gas aire-combustible para funcionamiento de las turbinas de gas y turbo-reactores, corresponde al ciclo de Brayton:

COMPRESION	COMBUSTION	EXPANSION
(adiabática)	(a presión constante)	(adiabática)

En las turbinas de gas sucede en la fase de expansión que toda la energía cinética se utiliza para mover la turbina y turbinas, y aprovechar así la energía de su rotación.

En los turbo-reactores, además de aprovechar parte de la energía para mover la turbina que ha de mover el compresor y accesorios, la mayor parte de la energía cinética del chorro de gases se utiliza para la propulsión propiamente dicha.

La figura 1.8 nos muestra el diagrama del ciclo con las coordenadas presión-temperatura.

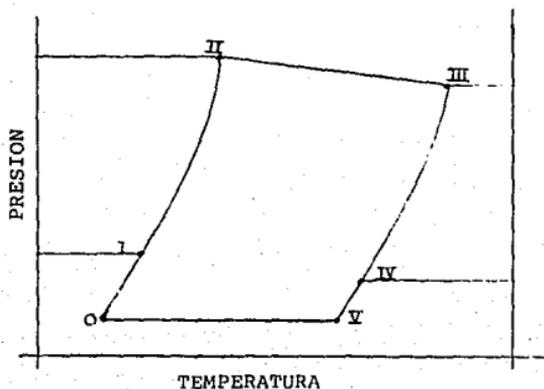


Fig. 1.8

A continuación se presenta el ciclo de un turbo-reactor, referido en este caso al de un motor de un solo compresor axial de varios escalones, movido por un solo grupo de turbinas, pues su estudio tiene carácter general para cualquier otra configuración.

Las fases del ciclo, son las siguientes:

0-I .- Compresión del aire en el difusor de entrada, debido a la presión dinámica proporcionada por el movimiento relativo motor/aire.

I-II .- Compresión del aire en el compresor, mediante la aplicación del trabajo mecánico proporcionado por la turbina.

II-III .- Combustión a presión teóricamente constante y, realmente, a presión menor que la de final de compresión, debido a las pérdidas por fricción. Aparece en esta fase el gas aire/combustible en la cámara o cámaras de combustión.

III-IV .- Expansión del gas en la turbina o turbinas, captando su energía, que se aplica para mover el compresor.

IV-V .- Expansión del gas en la tobera de salida, aumentando la velocidad del gas, apareciendo un gran incremento de la cantidad de movimiento que produce el empuje.

Para el estudio termodinámico, se ha adoptado la nomenclatura indicada por la simplificación que representa la numeración correlativa con la sucesión de las fases del ciclo y, por lo tanto, es independiente esta nomenclatura con la de las secciones del motor, comprendiendo cada fase termodinámica el funcionamiento de uno o varios componentes (ver figura 1.9).

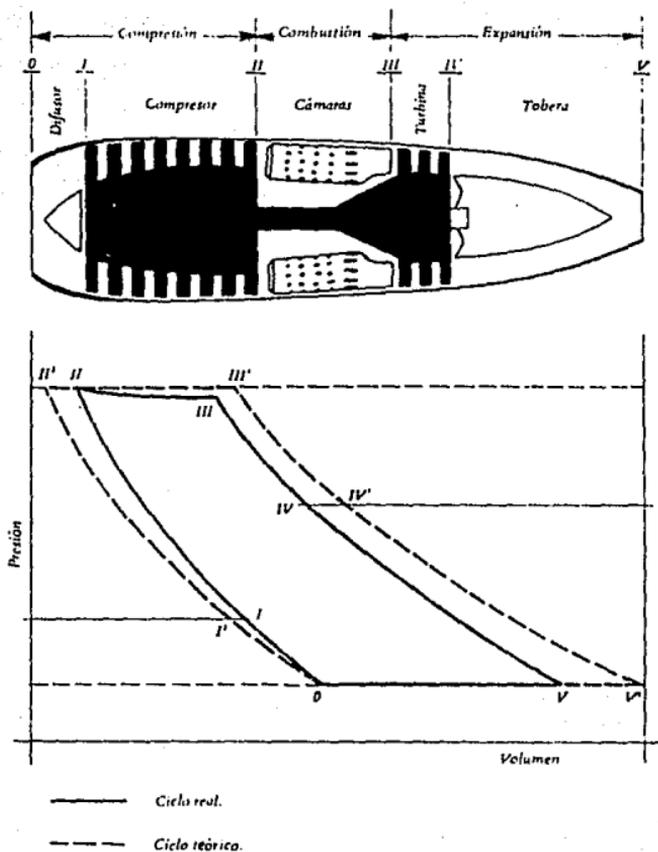


Fig. 1.9: Ciclo de Funcionamiento de un turbo-reactor.

Este ciclo así descrito corresponde al funcionamiento más elemental, pues en determinados casos hay fases adicionales según la configuración del motor.

1.5 RENDIMIENTOS ADIABATICOS DE LA COMPRESION, COMBUSTION Y EXPANSION.

Compresión.

Aplicable al caso de la compresión en el difusor de entrada y, al caso de la compresión en el compresor o compresores, queda definido por la relación entre el trabajo que debiera haberse comunicado al aire para aumentar su presión, si no hubiera sido menester vencer la fricción de sus partículas, y el trabajo real comunicado a dicho aire.

En el difusor de entrada tiene un valor aproximado de 0.95, y se representa aquí por η_{01} .

En compresores tiene un valor aproximado de 0.85, y se representa aquí por η_{02} .

Combustión.

En este caso, al decir adiabático, nos referimos a que se supone no hay pérdidas de calor, y sí sólo la adición de calor latente que lleva el combustible introducido.

Se define como rendimiento de la combustión (η_q) la relación entre el aumento real de temperatura y el teórico, si la combustión fuera completa, y su valor es aproximadamente de 0.95.

En el caso de la combustión es común referir las pérdidas de presión a lo largo de las cámaras, por la relación de presiones a la salida y a la entrada a dichas cámaras. Se representa aquí por $\eta_{23} = p_3/p_2$, y tiene un valor aproximado de 0.94.

Expansión.

El concepto es similar al de la compresión, aplicable en este caso a la expansión en turbinas y toberas de salida, quedando definido en este caso por el trabajo obtenido realmente en la expansión, respecto del que se hubiera obtenido de haber seguido un proceso ideal, esto es , sin fricción.

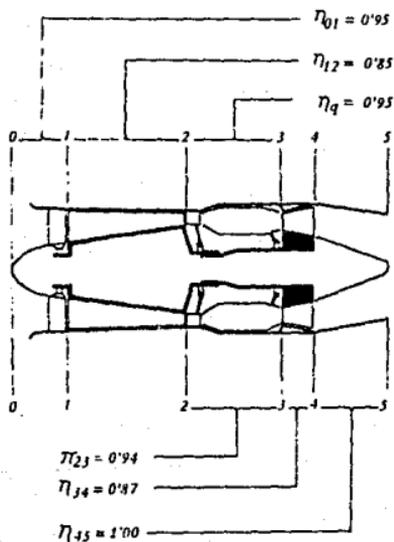
En turbinas tiene un valor aproximado de 0.87, y se representa aquí por η_{34} .

En tobera de escape vale prácticamente la unidad, y se representa aquí por η_{45} .

Los rendimientos adiabáticos tienen especial importancia en el cálculo de las actuaciones de un turbo-reactor, en cuanto sus diferentes valores tienen gran influencia en las presiones, velocidades y temperaturas obtenidas en el fluido en cada fase, para una misma energía comunicada a turbo-reactores de una misma configuración, pero con rendimiento diferente de sus componentes fundamentales.

La figura 1.10, resume los valores medios normales de estos rendimientos.

- η_{01} . Rendimiento de la compresión en la admisión.
 η_{12} . Rendimiento de la compresión en el compresor.
 η_q . Rendimiento de la combustión en las cámaras.



- π_{23} . Relación de presiones a la salida y a la entrada a las cámaras.
 π_{34} . Rendimiento de la expansión en la turbina.
 η_{45} . Rendimiento de la expansión en la tobera.

Fig. 1.10: Rendimientos adiabáticos elementales
 (Valores medios normales)

1.6 COMPARACION DE LOS CICLOS OTTO DE UN MOTOR ALTERNATIVO, Y DE BRAYTON DE UN MOTOR DE REACCION.

La figura 1.11 representa superpuestos los ciclos del motor alternativo, y el de Brayton del turbo-reactor.

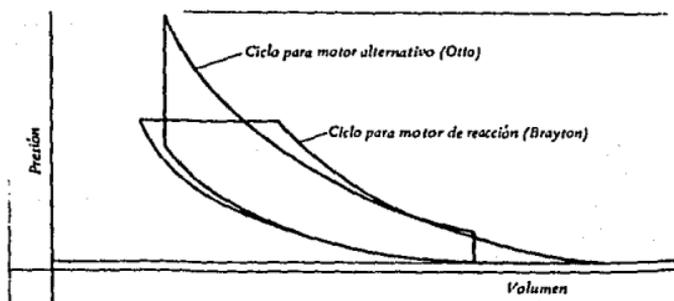


Fig. 1.11: Comparación de los ciclos Otto y Brayton.

Puede observarse que, para el ciclo Otto, al producirse la combustión a volumen constante, la elevación de presiones es muy alta, en contraste con el ciclo de Brayton del turbo-reactor, para el cual, por ser la combustión a presión constante, sucede un aumento de volumen durante dicha fase.

Una diferencia fundamental desde el punto de vista mecánico de operación entre dichos motores es que, en el motor alternativo, el ciclo se repite intermitentemente en un mismo componente del motor (el cilindro), en tanto que en el motor de reacción existen componentes por separado para realizar cada fase del

ciclo.

Dado que el área encerrada en el diagrama PV representa el trabajo útil obtenido, puede observarse que el motor alternativo proporciona trabajo por obtención de altas presiones consiguiéndose un alto rendimiento térmico, mayor que el motor de reacción.

Ahora bien, si para el turbo-reactor se utilizan avanzados diseños de compresor, que permitan obtener altas relaciones de presión, no sólo se aumenta el área encerrada en el diagrama, con el consiguiente aumento de trabajo entregado por el motor, sino que, además se mejora el rendimiento térmico del motor, obteniéndose una mejora en la economía de combustible.

Una ventaja del turbo-reactor es que éste consigue una gran parte de su trabajo útil, por la expansión que se prolonga incluso fuera de la tobera de salida, en tanto que en el motor de explosión la expansión tiene lugar a través de la válvula de escape y de los tubos de escape, de complicada configuración respecto de la tobera de salida de un turbo-reactor, sin aprovechamiento de la energía de los gases de escape, salvo en complicadas configuraciones de turbocompresores para sobrealimentación.

En la figura 1.12, se muestra una gráfica con los valores de temperatura, presión y velocidad absoluta en las diferentes secciones de un turbo-reactor de compresor axial doble.

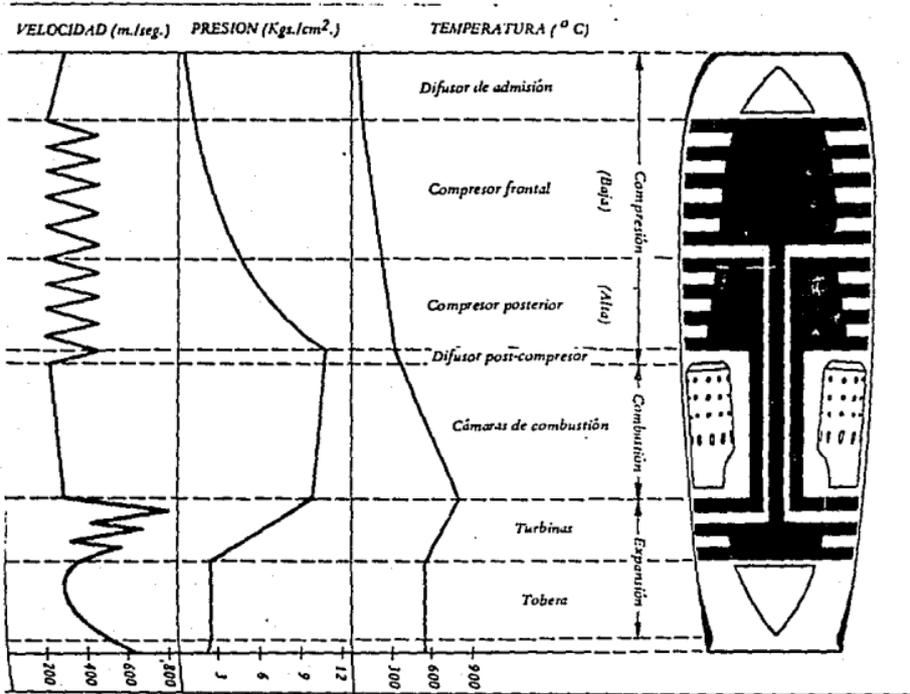


Fig. 1.12: Valores medios normales de temperatura, presión y velocidad absoluta del gas en un Turbo-reactor.

1.7 CLASIFICACION GENERAL DE LOS MOTORES A REACCION.

A continuación se hace una breve descripción de cada uno de los cinco tipos de motores a reacción, que son utilizados en aviación y en la industria militar y espacial.

1.7.1 MOTOR TURBO-REACTOR.

El motor turbo-reactor, requiere de unidades con movimiento rotativo para su funcionamiento, tomando su nombre por la turbina de gas; base de su funcionamiento.

Las cinco partes principales que forman este motor son:

- 1) sección de admisión.
- 2) compresor o compresores.
- 3) cámaras de combustión.
- 4) turbina o turbinas.
- 5) cono de escape.

Requieren estos motores de engranajes formando sistemas para el impulso de los accesorios necesarios para el funcionamiento del motor. Como sistemas afines al motor, se encuentran en la instalación de estas plantas motrices para aviones los siguientes:

- a) sistema de arranque.
- b) sistema de ignición.
- c) sistema de combustible y su control.
- d) sistema de lubricación.
- e) sistema de calefacción de combustible.
- f) sistema de inyección de agua.
- g) sistema de reversa.
- h) sistema silenciador.
- i) sistema de quemador posterior (en aviones supersónicos)

j) sistema de prevención contra formación de hielo.

Los motores turbo-reactores se clasifican en dos grupos:

- De flujo centrífugo
- De flujo axial

Dependiendo del tipo de compresor que usen. En los motores con compresores de flujo centrífugo, la masa de aire admitida por el motor; se comprime en línea perpendicular al eje longitudinal del motor, mientras que en el motor de compresor de flujo axial, la masa de aire admitida por el motor se comprime en dirección paralela al eje longitudinal del motor (ver figura 1.13).

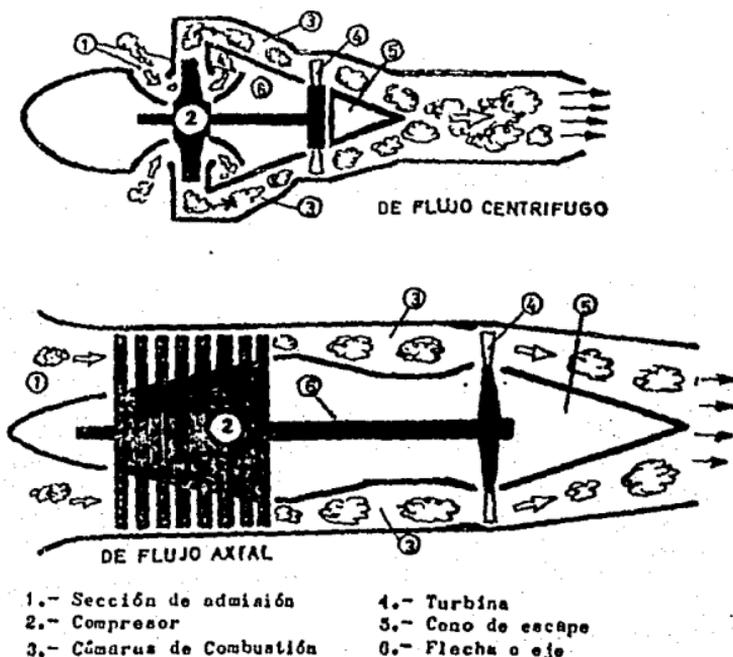


Fig. 1.13: Motores Turbo-reactores.

En la figura 1.13, se muestran en negro el conjunto móvil de compresor (2) y turbina (4) unidos por un eje o flecha (6) y que giran soportados por cojinetes.

Los diferentes tipos de turbo-reactores más utilizados en la propulsión de aviones son los que se indican en el siguiente cuadro, en donde se indica también la terminología de los turbo-reactores de doble flujo que más desarrollo han alcanzado.

TURBORREACTORES		
DE FLUJO UNICO	COMPRESOR SIMPLE	CENTRIFUGO
		AXIAL
	COMPRESOR DOBLE	CENTRIFUGO
		AXIAL
DE DOBLE FLUJO	COMPRESOR SIMPLE	SERIE ("TURBOFAN")
		PARALELO ("AFTERFAN")
	COMPRESOR DOBLE	SERIE ("BYPASS")
		SERIE ("TURBOFAN")

Turbo-reactor de flujo único.- En este tipo de turbo-reactor, al aire que penetra en el motor se le somete a una compresión, y después a una combustión parcial, expansionándose en las turbinas, para captar la energía necesaria para mover el compresor, y en la tobera de salida, para obtener un gran incremento de velocidad de la masa de aire que penetró en el motor. El turbo-reactor de flujo único recibe también el nombre de turbo-reactor puro (ver figura 1.14).

Existen diferentes tipos de turbo-reactores de flujo único; de acuerdo con el número de compresores de que van provistos, se clasifican en: Turbo-reactores puros de compresor simple, cuando van dotados de un sólo compresor y, en turbo-reactores puros de compresor doble, cuando van dotados de dos compresores, el segundo en serie con el primero.

Ya sean uno o dos compresores, pueden ser, como se señaló anteriormente de flujo centrífugo o de flujo axial, habiéndose desarrollado mucho más estos últimos y, concretamente, los de doble compresor axial, especialmente cuando se desean altos valores de empuje.

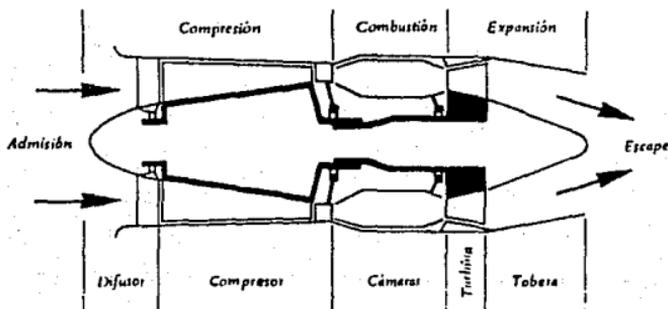


Fig. 1.14: Turbo-reactor de flujo único.

Turbo-reactor de doble flujo.- En el turbo-reactor de doble flujo, solamente a una parte del aire que penetra en el motor se le somete a las mismas transformaciones que en el turbo-reactor de flujo único; a este aire se le denomina flujo primario. Otra parte del aire que penetra en el motor, no sufre las transformaciones similares al flujo primario, pues no se le somete a combustión, acelerándole únicamente por la acción de los álabes de un compresor, consiguiendo con la variación de la cantidad de movimiento obtenida, un aumento de empuje; a este flujo de aire se le denomina secundario.

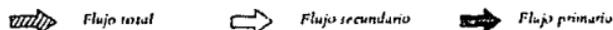
Los turbo-reactores de doble flujo, reciben también el nombre de turbo-reactores en derivación.

La figura 1.15, representa esquemáticamente un tipo de turbo-reactor de doble flujo, en donde puede observarse como el aire que entra en el motor se bifurca en dos; el interior (flujo primario), que va a ser sometido a las mismas fases que en el turbo-reactor puro, y el exterior (flujo secundario), que sólo ha sido sometido a compresión en la zona periférica de los primeros escalones del compresor, y que después se le deja expandir sin ser sometido a combustión, y sin mover turbina alguna.

Básicamente, un turbo-reactor de doble flujo es similar a un turbo-reactor puro. Al empuje obtenido por la masa de aire sometida al proceso normal de compresión-combustión-expansión, se suma el correspondiente a una masa adicional de aire acelerada solamente por la acción de los álabes de un compresor de baja elevación de presión, obteniéndose de esta forma una notable mejora en el rendimiento propulsivo, esto es, se dispone de mayor energía para propulsar, respecto de la energía mecánica total

que proporciona el motor.

La relación de flujo másico de aire adicional, llamado secundario (G_2), y la correspondiente al flujo normal o primario (G_1), se denomina índice de derivación del motor.



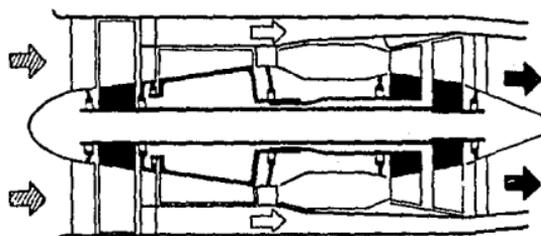


Fig. 1.15: Turbo-reactor de doble flujo.

1.7.1.1 MOTOR TURBO-REACTOR DE PASO LIBRE (by Pass).

El término "bypass", fue inicialmente utilizado por la casa Rolls Royce, y se aplica a motores de índice de derivación medio o bajo. El compresor frontal, tiene la misma configuración que el turbo-reactor puro de doble compresor axial, excepto que tiene mayor capacidad, por comprimir una masa de aire mayor.

Al aire que fluye por el paso libre se le inyecta combustible para aumentar el empuje total del motor cuando se queme al entrar en contacto con los gases de escape.

Estos motores tienen dos formas de hacer la unión de los gases de escape con el aire del ducto de paso libre.

En la figura 1.16 se muestra la forma en que se hace esta unión, que es aún dentro del motor antes de su descarga al ambiente, y que se denomina "con mezclador de gases de escape".

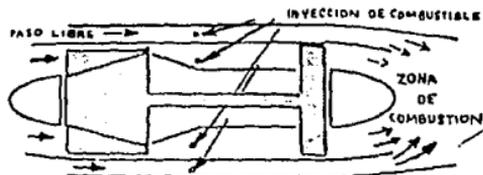


Fig. 1.16: Motor de paso libre con mezclador de gases de escape.

Cuando la unión de los gases de escape con los del ducto de paso libre se realiza, ya en el ambiente -fuera del motor- se denomina "sin mezclador de gases de escape" (ver figura 1.17).

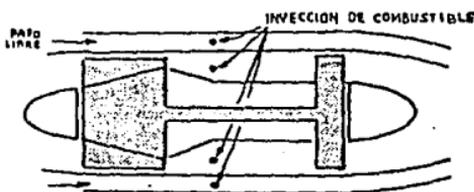


Fig. 1.17: Motor de paso libre sin mezclador de gases de escape.

1.7.1.2 MOTOR TURBO-REACTOR CON QUEMADOR POSTERIOR.

En plantas motrices turbo-reactoras de algunos aviones principalmente militares, y en el 'Concorde' (único avión comercial con este tipo de motores), se ha aumentado su empuje para mayor aceleración durante el despegue y aterrizaje, con la instalación de quemadores posteriores.

La masa de gases de escape que sale del motor, lleva aún gran cantidad de oxígeno al que se inyecta combustible produciéndose una segunda combustión en el motor, pero fuera de las

cámaras de combustión, logrando con ésto una aceleración mayor de la masa de gas, para crear mayor empuje sin someter a la turbina a mayores temperaturas.

Los motores con quemador posterior controlan la descarga de gases de escape al ambiente por medio de una restricción variable que se utiliza en combinación con la inyección posterior de combustible.

Se mencionó que este sistema se emplea principalmente como auxiliar en el despegue, y para alcanzar velocidades supersónicas, propósito fundamental del 'Concorde', lográndose un aumento de un 50% aproximadamente del empuje del motor, pero con un aumento en el consumo de combustible de un 250%.

En la figura 1.18, se muestra un motor turbo-reactor con quemador posterior usado en aviones militares supersónicos.

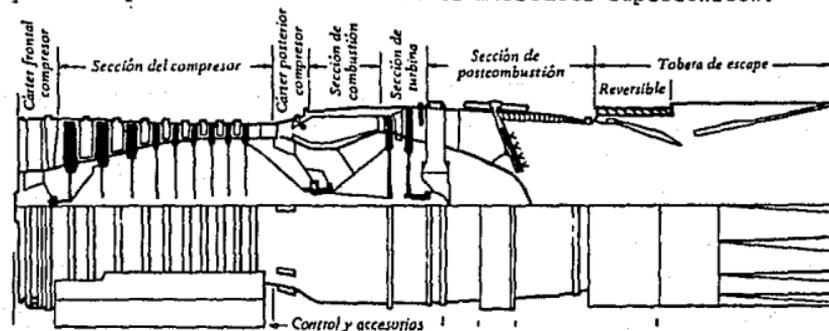


Fig. 1.18: Motor turbo-reactor puro con quemador posterior y tobera de escape variable.

1.7.1.3 MOTOR TURBO-ABANICO (Turbo Fan).

El motor tipo "turbofan" se aplica para índices de derivación elevados, siendo su componente más característico el

compresor frontal.

El abanico o 'fan', está formado por los álabes de los primeros pasos del compresor. Estos álabes, son de una longitud mucho mayor a los comunes de compresión.

El número de escalones del compresor axial de los motores de este tipo es variable, pudiendo existir solamente un escalón del tipo 'fan', aun cuando es más normal la configuración de dos escalones de esta configuración (ver figura 1.19).

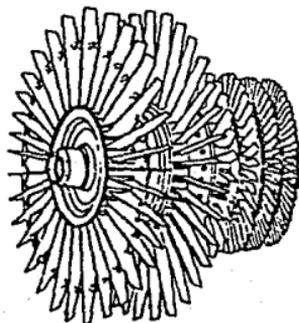


Fig. 1.19: Turbocompresor frontal tipo 'Turbofan'.

1.7.2 MOTOR TURBO-HELICE.

Es un sistema propulsivo formado por un turbo-reactor básico y una hélice arrastrada por una o varias turbinas, movidas éstas como el compresor o compresores, esto es, por la energía cinética de los gases en la expansión después de la combustión.

El ciclo termodinámico es igual al del reactor puro. En el reactor puro, la propulsión es el resultado de la reacción sobre la masa acelerada, en tanto que en el turbo-hélice se obtiene por

medio de la tracción de la hélice que recibe la energía procedente de la aplicada a la turbina que la mueve. La velocidad de salida de los gases de escape es pues ya muy reducida, porque la energía cinética de los gases en la expansión ha sido captada casi en su totalidad por las turbinas para mover el compresor o compresores y la hélice. Sólo un pequeño empuje residual se obtiene en el turbo-reactor base, procedente de la energía que aún queda en la expansión después de la última turbina, pero este empuje es muy pequeño comparado con la tracción de la hélice.

El motor turbo-hélice conserva las características de poco peso por potencia desarrollada, pequeña área frontal y fácil instalación. Ofreciendo la ventaja de la eficiencia de la hélice en bajas velocidades -inferiores a las 500 millas por hora (800 kilómetros por hora)- para aeronaves que operan en campos cortos, con vuelos relativamente cortos, en que el empleo de un motor de hélice aventaja al de turbo-reacción.

En la figura 1.20, podemos ver las secciones y los componentes principales de un motor turbo-hélice.

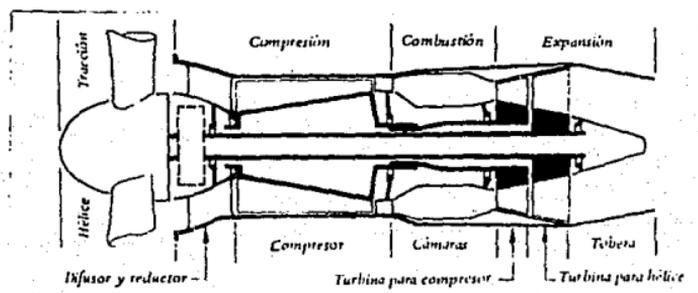


Fig. 1.20: Configuración general de un Turbo-hélice.

1.7.3 MOTOR ESTADO-REACTOR

A este motor se le conoce también con el nombre de auto-reactor y estado-reactor, y es un motor de reacción carente de los elementos principales de las turbomáquinas; compresores y turbinas, pues la compresión se efectúa por la alta presión dinámica debida a la alta velocidad que es necesario imprimir al estado-reactor para su funcionamiento. El aire, después de comprimido por alta presión dinámica, se somete a un proceso de combustión en una cámara, y después a expansión en la tobera de escape. Esta forma de trabajo es continua.

El principio de funcionamiento de los estado-reactores es el de todos los motores de reacción: la variación de la cantidad de movimiento del aire a la entrada y del gas aire-combustible a la salida.

Tecnológicamente, el estado-reactor es el más sencillo de los motores de reacción, ya que no contiene ninguna pieza mecánica móvil, a excepción de la bomba de combustible. Enumerados los componentes principales desde la admisión al escape son: Difusor de admisión, Cámara de combustión y Tobera de escape.

El rendimiento de los estado-reactores se obtiene a altas velocidades, mayores de 1000 kilómetros por hora, y éste, es uno de los motivos por los cuales en la actualidad se combina el funcionamiento de los turbo-reactores supersónicos con los estado-reactores, en la periferia del turbo-reactor.

Para velocidades subsónicas, el difusor de admisión tiene forma divergente, y la tobera convergente.

A velocidades supersónicas, es necesario tanto en el difusor de admisión como en la tobera de escape, conductos de forma convergente-divergente (ver figura 1.21).

Las principales aplicaciones de los estato-reactores son:

- Propulsión adicional de aviones, después de haber adquirido la velocidad que el estato-reactor requiere para su funcionamiento.
- Propulsión de helicópteros, por pequeños estato-reactores en los bordes marginales de las palas del rotor de sustentación-tracción.
- Propulsión para lanzamiento de cohetes.

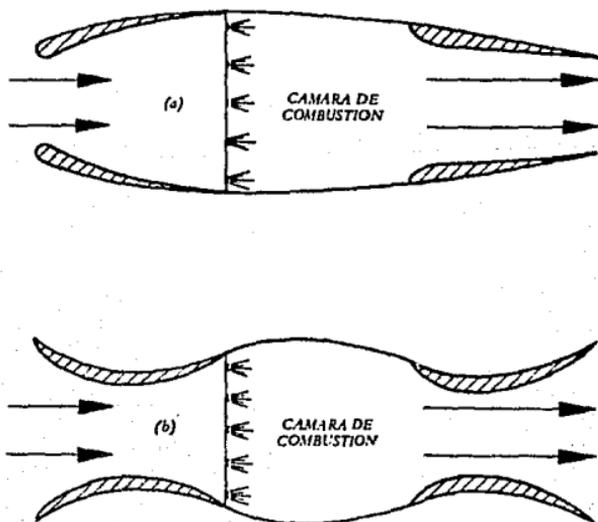


Fig. 1.21: Configuración general del Estato-reactor.

a) Para propulsión subsónica.

b) Para propulsión supersónica.

1.7.4 MOTOR PULSO-REACTOR.

Es un motor de reacción de funcionamiento similar al estato-reactor y, como éste, no necesita de compresores y turbinas como elementos de compresión y arrastre. La diferencia fundamental es que en el estato-reactor, la combustión tiene lugar de forma continua, en tanto que en el pulso-reactor la combustión se verifica de forma intermitente a impulsos de alta frecuencia, debido a la acción de una serie de válvulas que permiten u obstaculizan la admisión de aire. La combustión se verifica solamente cuando las válvulas están cerradas, y no permiten el paso de aire, quemándose entonces el aire captado en la fase de admisión precedente.

Por el principio de funcionamiento del pulso-reactor, puede obtenerse una regulación de la presión para funcionamiento a velocidades menores que el estato-reactor. Los componentes principales del pulso-reactor enumerados de la admisión al escape son:

- Difusor de admisión.
- Conjunto de válvulas para intermitencia de admisión.
- Cámara de combustión con bujía y sistema de inyectores.
- Tobera de escape.

Comparado el pulso-reactor con el estato-reactor, aquél tiene la ventaja sobre éste, de que puede producir empuje sin velocidad inicial, aun cuando tiene la dificultad de funcionamiento mecánico y térmico de las válvulas de intermitencia de admisión, estas dificultades son las que limitan la velocidad de vuelo por la histéresis o retardo del funcionamiento de las válvulas.

La figura 1.22, nos muestra al motor pulso-reactor en su configuración general.

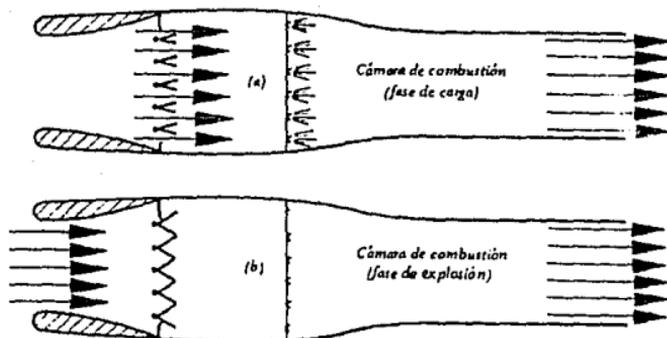


Fig. 1.22: Configuración general del Pulso-reactor.

- a) Válvulas de intermitencia abiertas.
- b) Válvulas de intermitencia cerradas.

1.7.5 MOTOR DE REACCION DIRECTA (Cohete).

Principio de funcionamiento.- Los motores cohete son motopropulsores que funcionan por el principio de la reacción y no necesitan del aire ambiente para su funcionamiento, pues son portadores de la masa de reacción y de la fuente energética para la aceleración de dicha masa.

El funcionamiento autónomo en cuanto a masa de reacción, los hace ideales, especialmente para la propulsión espacial con rarefacción y ausencia de aire, con actuaciones altamente satisfactorias, motivo este por el que han alcanzado un desarrollo espectacular en el campo de la Astronáutica.

Según el sistema propulsivo, en cuanto a la clase de masa que produce la reacción, y la fuente energética para la aceleración de dicha masa, los motores cohete utilizados en la actualidad pueden clasificarse de la forma siguiente:

* MOTORES COHETE	}	- QUIMICOS
	}	- TERMICOS
	}	- TERMoeLECTRICOS
	}	- ELECTRICOS

- Los motores cohete de funcionamiento por principio químico, están basados en la energía obtenida por un proceso de combustión.
- Los motores cohete del tipo térmico funcionan por calentamiento del fluido que ha de expulsarse como masa de reacción.
- En los termoelectrónicos se calienta el fluido con descargas eléctricas, alcanzándose temperaturas altísimas, estando el fluido entonces totalmente ionizado, es decir, en fase de plasma.
- Los motores cohete del tipo eléctrico hacen uso de fuerzas electrostáticas y electromagnéticas, acelerando bolas de resina de poca masa.

CAPITULO 2
MOTOR TURBO-ABANICO JT8D
COMPONENTES Y SISTEMAS AFINES

- 2.1 Antecedentes.
- 2.2 Especificaciones.
- 2.3 Componentes fundamentales del motor.
- 2.4 Configuración general.
- 2.5 Sección de admisión.
- 2.6 Secciones del abanico y del compresor.
 - 2.6.1 Difusor post-compresor.
- 2.7 Cámaras de combustión.
- 2.8 Turbinas.
- 2.9 Sección del ducto de escape.
 - 2.9.1 Sistema de reversa.
- 2.10 Accesorios y componentes móviles.
- 2.11 Sistema de combustible.
 - 2.11.1 Inyectores.
 - 2.11.2 Palancas de control de empuje.
- 2.12 Sistemas auxiliares del motor.
 - 2.12.1 Sistema de lubricación del motor.
 - 2.12.2 Sistema de arranque.
 - 2.12.3 Sistema de encendido.
 - 2.12.3.1 Bujías.

2.12.4 Sistema de protección contra el hielo en la admisión.

2.12.5 Sistema de protección contra fuego.

2.1 ANTECEDENTES.

Se estima que un millón de pasajeros son transportados diariamente por aviones que son propulsados con motores turbo-reactores JT8D de la "Pratt & Whitney". Con más de 12,500 motores vendidos a más de 350 operadores alrededor del mundo, el JT8D, es el motor turbo-reactor más usado en la historia de la aviación comercial.

El JT8D ilustrado en la figura 2.1, propulsa cerca de 4,400 aviones -más de la mitad de la transportación comercial que hay en todo el mundo- incluyendo el Boeing 727 y 737, el Mc. Donnell Douglas DC-9 y dos aviones franceses, el Aerospatiale Super Caravelle y el Dessault Mercure.

Desde que entraron en servicio en 1964, los motores JT8D han volado más de 300 millones de horas y han continuando acumulando más de 17 millones cada año.

Los motores JT8D tenían como condición de funcionamiento inicialmente 14,000 Libras de empuje al despegue, y han sido mejorados a través de los años a 17,400 libras. Este incremento de empuje ha permitido significantes ventajas en la capacidad de carga, autonomía de vuelo, menor distancia en el despegue y un rango de ascenso mucho mayor, reduciéndose así el ruido en las áreas pobladas cercanas a los aeropuertos.

Para mejorar la eficiencia de combustible del motor JT8D, "Pratt & Whitney" ha desarrollado una serie de perfeccionamientos en el rendimiento de éste que han dado como resultado signi-

ficantes reducciones en el consumo en cualquier condición de vuelo.

2.2 ESPECIFICACIONES.

A continuación se describen las especificaciones del motor JT8D, tomando en cuenta que existen varios modelos de este tipo de motor y puede haber diferencias en determinadas áreas dependiendo del modelo que se trate.

Longitud	120.0 pulg.	304.80 cm.
Diámetro	43.0 pulg.	109.22 cm.
Area frontal	101 pies ² .	0.94 m ² .
Peso	3300 Lbs. (aprox.)	1497 kg.
Número de etapas del abanico (" <u>Fan</u> ")	2	
Número de etapas del compresor	11	
Número de etapas de la turbina	4	
Número de cámaras de combustión	9	
Empuje máximo al nivel del mar	Desde 14,500 Lbs. de empuje para el JT8D-9A hasta 17,400 Lbs. de em- puje para el JT8D- 17R.	Desde 64496 N para el JT8D- 9A hasta 77,395 N para el JT8D-17R.
Relación Potencia-Peso	4.50 Lb. de emp./Lb.	4.52 kg.de emp./kg.
Consumo de combustible con potencia máxima.	0.60 Lb./Lb.de emp./h.	600gr./kg.de emp./h.

Consumo de aceite	3.0 Lb/h.	1360 gr./h.
Relación del compresor a máximas R.P.M.	17:1	
Relación de presión del abanico. (<u>Fan Pressure Ratio</u>)	1.91:1	
Indice de derivación (<u>Bypass Ratio</u>)	1.03:1	[El peso de aire del flujo que pasa por el ducto exte- rior (flujo de aire secunda- rio) del motor, es 1.03 ve- ces el peso de aire que pasa por el interior del motor (flujo de aire primario)].
Flujo de aire secundario (Del abanico " <u>Fan</u> ")	163 Lb/s.	73.9 kg./s.
Flujo de aire primario (Interior del motor)	159 Lb/s.	70.5 kg./s.

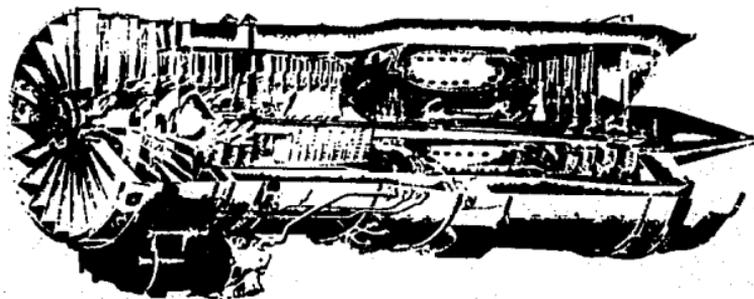


Fig. 2.1: Motor Turbo-abanico JT8D.
("Pratt & Whitney")

2.3 COMPONENTES FUNDAMENTALES DEL MOTOR.

Los componentes fundamentales del motor turbo-abanico JT8D, enumerados desde la admisión de aire al escape de gas son:

- Cárter frontal o difusor de admisión.
- Compresor de baja presión.
- Sección intermedia del compresor y ducto del flujo secundario; caja de accesorios.
- Compresor de alta presión.
- Difusor post-compresor.
- Sección de combustión.
- Turbina de alta presión.
- Turbina de baja presión.
- Tobera de escape.

En la figura 2.2, se representa un diagrama de las secciones arriba mencionadas. (ver siguiente página).

2.4 CONFIGURACION GENERAL.

El JT8D, es un motor de doble flujo axial con una configuración de dos escalones del tipo abanico ("Fan") que se encuentran en la parte frontal del compresor de baja presión denominado N1, empleando turbinas de cuatro pasos para mover, mediante un 'eje doble' a un compresor que consta de trece pasos o escalones.

El término 'eje doble', nos indica que el compresor está diseñado de tal forma que separa a éste en dos rotores independientes en serie mediante una flecha coaxial.

JT8D

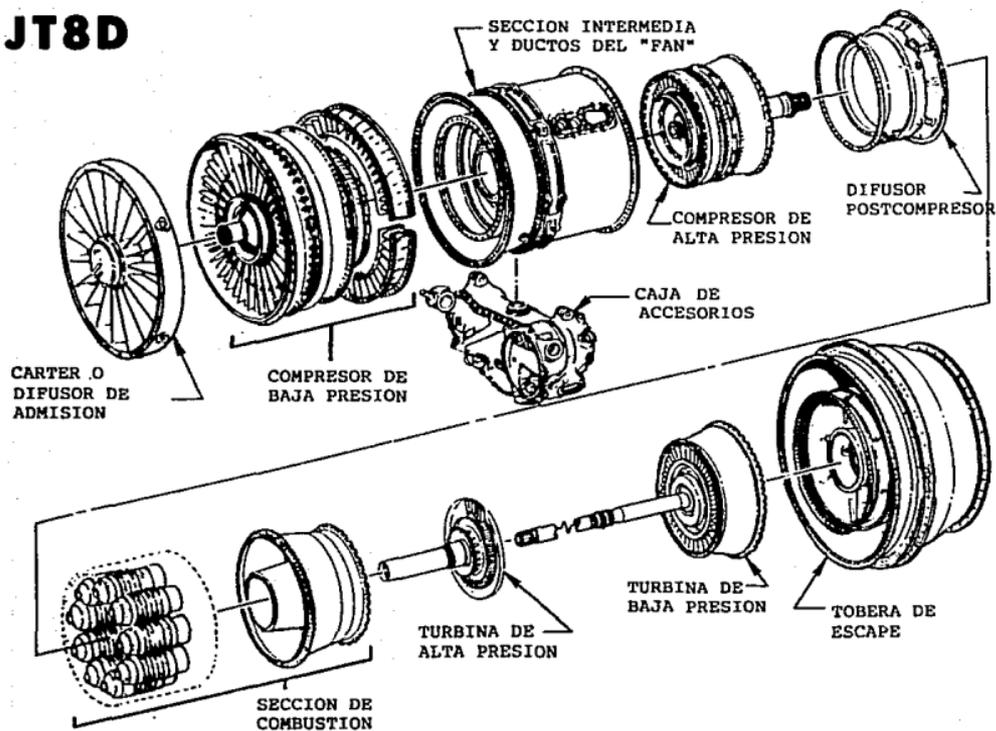


Fig. 2.2: DIAGRAMA DE LAS SECCIONES PRINCIPALES DEL MOTOR JT8D.



Los seis pasos del compresor de baja presión (N1), incluyendo el par de escalones del abanico ("Fan"), son impulsados por el segundo, tercer y cuarto paso de las turbinas.

Los siete pasos del compresor de alta presión, denominado N2, son impulsados por la turbina del primer paso.

Los dos escalones del abanico, tienen instalados un ducto de descarga anular que consta de una sola vía. Esto permite que el aire del abanico (flujo de aire secundario), sea descargado con los gases de escape (flujo de aire primario) a través de una tobera de escape comun.

El eje doble que conecta a los compresores con sus respectivas turbinas, está apoyado por siete rodamientos principales del tipo de rodillos y bolas.

El motor es montado en el avión a través de dos soportes. El soporte frontal está localizado en la sección intermedia del compresor y ducto del flujo secundario. El soporte posterior, se localiza en el ducto exterior de la sección frontal del ducto de escape.

En los motores turbo-reactores modernos es una práctica común identificar los collarines o rebordes sobre los cuales las estaciones o módulos del motor son unidos a través de pernos y tornillos. En la figura 2.3 se puede ver con detalle la localización de cada una de las secciones que componen al motor JT8D, así como el orden de las estaciones con las que se les designa a dichas secciones para una rápida identificación. La figura 2.4 muestra el ducto de descarga del abanico y los módulos en los que se desensambla el motor en el servicio de reparación mayor.

JT8D

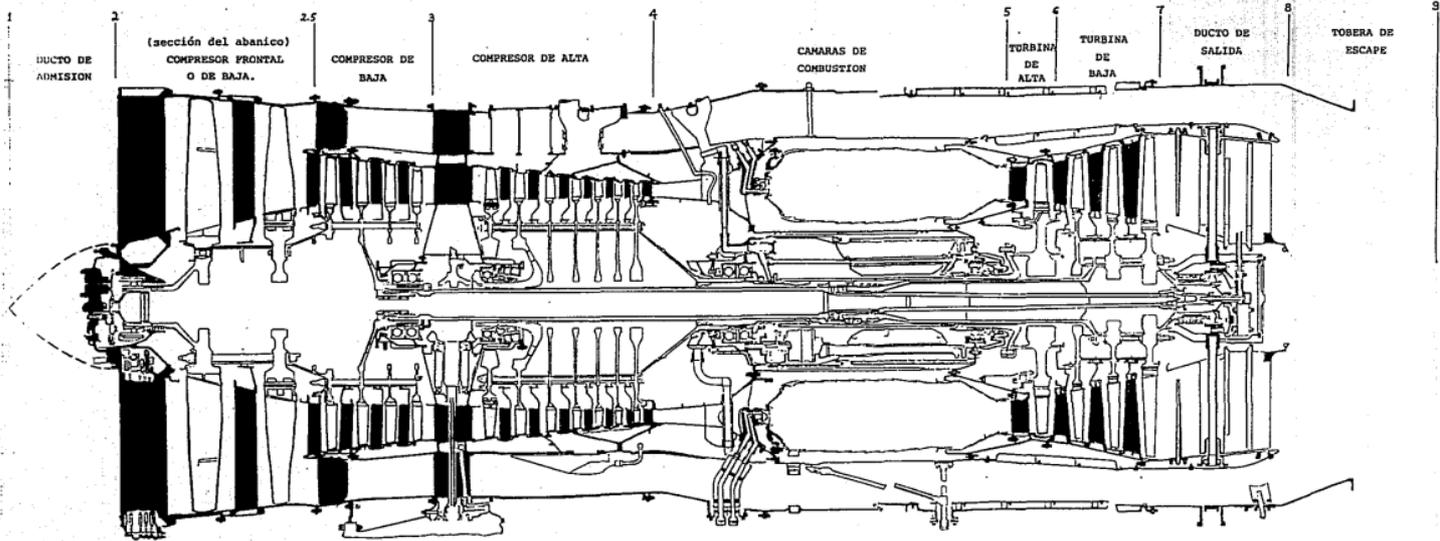


Fig. 2.3: Corte longitudinal y numeración de las estaciones del motor JT8D.



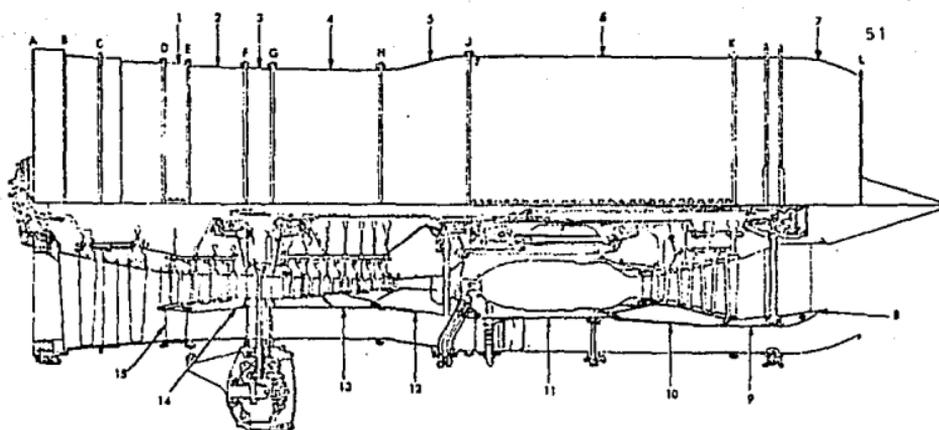


Fig. 2.4: Ducto de descarga del abanico y módulos del motor JT8D.

- | | |
|---|---|
| 1.- Carcasa frontal de la descarga del abanico. | 9.- Ducto frontal interno de la sección de descarga de la turbina y descarga del abanico. |
| 2.- Ducto exterior del compresor frontal y descarga del abanico. | 10.- Ducto interno de la sección de la turbina y descarga del abanico. |
| 3.- Carcasa intermedia de la descarga del abanico. | 11.- Carcasa exterior de las cámaras de combustión. |
| 4.- Ducto exterior de la sección del compresor posterior y descarga del abanico. | 12.- Ducto interno de la sección del difusor post-compresor y descarga del abanico. |
| 5.- Ducto exterior de la sección del difusor post-compresor y descarga del abanico. | 13.- Ducto interno de la sección del compresor posterior y descarga del abanico. |
| 6.- Ducto exterior de la sección de combustión y descarga del abanico. | 14.- Sección intermedia del compresor. |
| 7.- Ducto exterior de la sección de descarga de la turbina y descarga del abanico. | 15.- Alabes guía del ducto de descarga del abanico. |
| 8.- Ducto posterior interno de la sección de descarga de la turbina y descarga del abanico. | |

* Las letras son las designaciones de los módulos en los que se desensambla el motor en los servicios de inspección y mantenimiento.

2.5 SECCION DE ADMISION.

El sistema de admisión de aire de un motor a reacción, ha de cumplir la misión de canalizar el flujo de aire hacia el compresor libre de distorsiones, con estabilidad y siendo capaz de transformar la mayor parte de energía cinética en energía debida a presión.

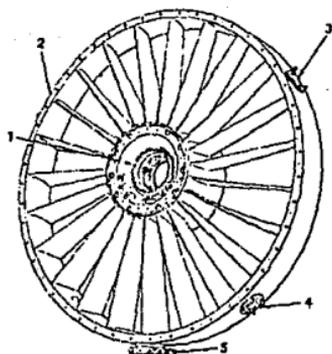
El ducto de admisión se localiza en la parte delantera de la sección de admisión de aire del motor, sin ser en realidad una sección específica del motor, ya que forma parte del soporte estructural del mismo.

Puede obtenerse un alto valor del rendimiento de admisión si las pérdidas por fricción en las paredes del conducto y la separación del flujo de aire dentro de él son mínimos. El ducto de admisión de aire en el motor JT8D tiene la forma de conducto divergente ya que ésta es la configuración requerida para conductos de entrada subsónicos.

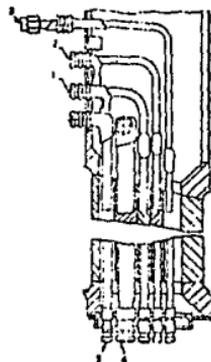
La sección de admisión de aire del motor JT8D, se localiza al final del ducto de admisión y es la parte frontal del motor en donde se aloja el cárter frontal en el cual los álabes guía actúan a modo de difusor de entrada cambiando además la corriente de aire al ángulo óptimo de funcionamiento del primer rotor.

Como se muestra en la figura 2.5 el rodamiento número uno que es el que soporta al eje del compresor frontal (N1), se encuentra alojado en el centro del cárter frontal. También se puede apreciar que dicho cárter contiene 19 álabes guía, 18 de los cuales son idé-

ticos a excepción del álabe de la parte inferior que es más ancho con el propósito de alojar la tubería necesaria para el funcionamiento del motor. (ver figura 2.6).



1. Alojamiento frontal balero No. 1.
2. Cárter frontal del abanico.
3. Ducto de aire del sistema antihielo.
4. Ducto del sensor de temperatura.
5. Tubo de conexión.



1. Tubo de recuperación de aceite.
2. Tubo para el aceite a presión.
3. Tubo para medir la presión de entrada de aire.
4. Tubo de respiración.
5. Tubo de alojamiento para cables del tacómetro.

Fig. 2.5: Cárter frontal de admisión y alojamiento del balero no.1.

Fig. 2.6: Álabe maestro del cárter frontal de admisión.

En la cubierta exterior del cárter se localizan los ductos por donde se alimenta aire caliente procedente del compresor de alta (N2) para evitar la formación de hielo en la sección de admisión.

2.6 SECCIONES DEL ABANICO Y DEL COMPRESOR.

El proceso de la combustión del aire y combustible a la presión ambiente no sería suficiente para producir un trabajo útil con rendimiento aceptable. Dado que la energía que se obtiene es proporcio-

nal a la masa de aire, para un aumento del rendimiento, es necesario más aire del que se obtiene a presión barométrica normal. Esta es la razón por la cual el aire debe ser comprimido, es decir, para poder almacenar la máxima cantidad de aire en un volumen dado.

El compresor está formado por una serie de escalones, cuyas componentes fundamentales por escalón son: rotor y estator. (fig. 2.7).

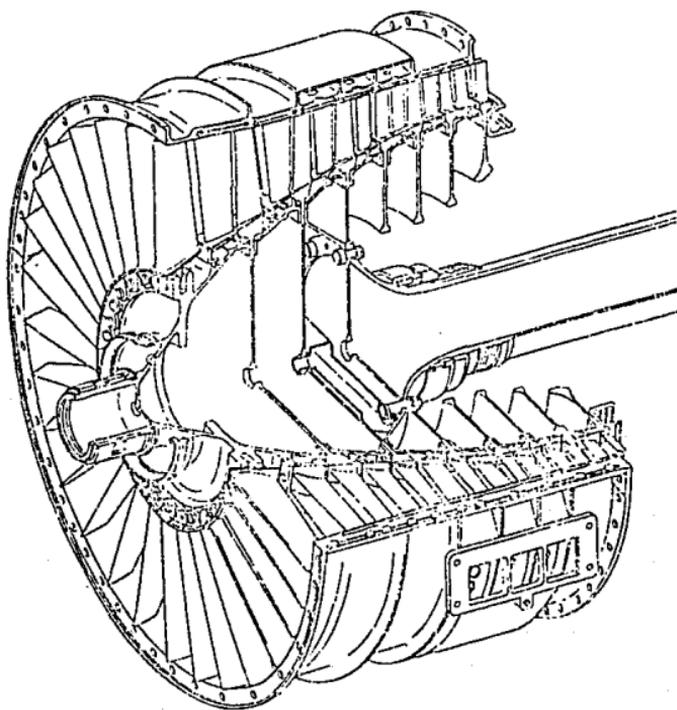


Fig. 2.7: Configuración de rotor y estator del Turbocompresor axial.

La misión de los álabes del rotor (movidos por la turbina o turbinas), es aumentar la velocidad del aire y la presión dinámica, pues dicho rotor está recogiendo la energía que le entrega la turbina. La presión estática aumenta también en el rotor, pues en el diseño de los álabes se les dá mayor sección de salida que de entrada, haciendo por lo tanto un efecto de difusor.

En el estator, la velocidad decrece a medida que aumenta la presión estática, mientras que la presión dinámica disminuye al hacerlo la velocidad, si bien esta disminución queda compensada por el aumento, ya comentado, en el rotor.

Resumiendo, en el rotor aumentan la velocidad y la presión total y en el estator disminuye la velocidad y aumenta la presión total a pesar de la disminución de la presión dinámica. El aire va pasando del rotor al estator y así sucesivamente, aumentando la energía de la masa de aire para que llegue a las cámaras en la cantidad y a la presión adecuadas.

El motor JT8D, cuenta con un compresor de doble flujo axial compuesto por dos rotores independientes en serie en donde el aire sigue un flujo completamente paralelo al eje del motor sin ninguna componente centrífuga.

El abanico constituye las dos primeras etapas del compresor frontal (de baja presión, N1), y sus álabes son de mayor diámetro que los que le preceden.

El abanico, acelera la masa de aire que entra al motor. Posteriormente, el flujo de aire se divide y toma dos caminos diferentes. El flujo de aire secundario pasa a través de un ducto de descarga anular que consta de una sola vía exterior, mientras que

el flujo de aire primario es conducido al interior del motor para continuar su camino hacia el compresor, cámaras de combustión y turbinas. Por último el flujo de aire secundario será descargado junto con los gases de escape del flujo de aire primario por medio de una tobera de escape común. (ver figura 2.8).

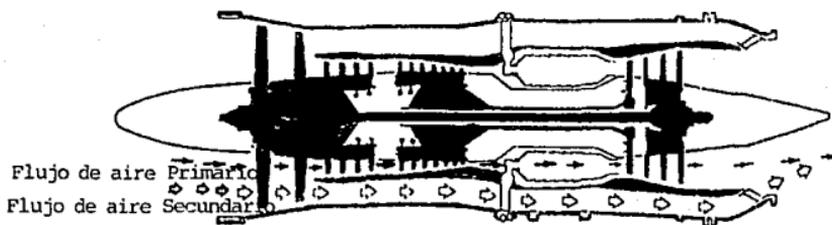
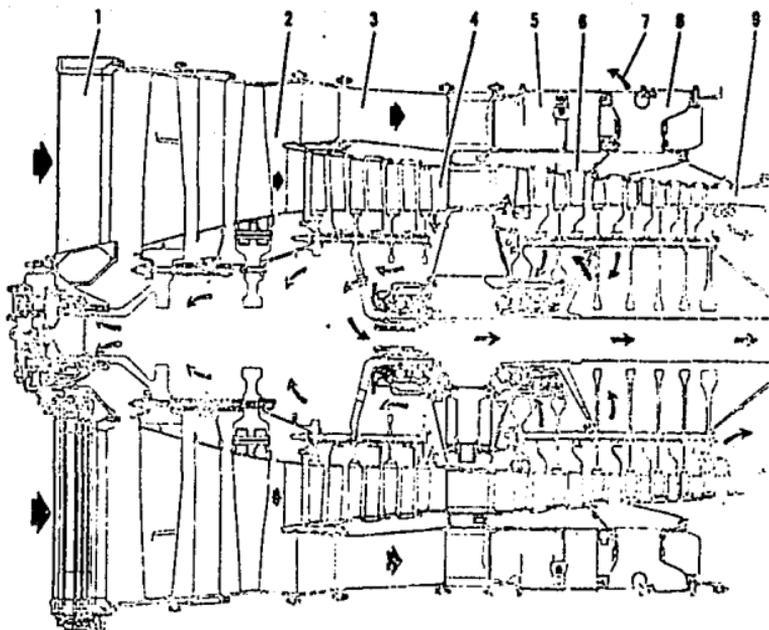


Fig. 2.8: Flujo de aire primario y secundario.

En la figura 2.9, se muestra el diagrama del flujo de aire en la sección del compresor.

Como se mencionó anteriormente, el compresor frontal, N1, es impulsado a través de una flecha de transmisión interior por las turbinas del segundo, tercer y cuarto paso y cuenta con seis etapas de compresión. En la figura 2.10 (a) podemos ver con detalle los álabes del abanico y (b) del compresor de baja presión (N1).

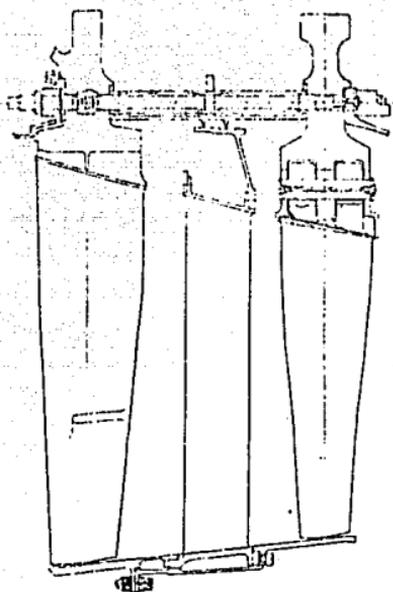
La sección intermedia del compresor está ubicada atrás del compresor frontal y es la que forma la carcasa del compresor y el ducto de descarga del abanico.



- | | | |
|--|--|--|
| 1. Aire de admisión del abanico
(P_{c2}, T_{c2}). | de baja presión (P_{c3}, T_{c3}). | 7. Aire del sistema contra hielo. |
| 2. Compresor de baja presión (N1). | 5. Aire de sangrado de baja presión
(N1). | 8. Aire de sangrado de la octava
etapa. |
| 3. Aire de descarga del abanico. | 6. Compresor de alta presión (N2). | 9. Aire de descarga del compresor
de alta presión (P_{c4}, T_{c4}). |
| 4. Aire de descarga del compresor | | |

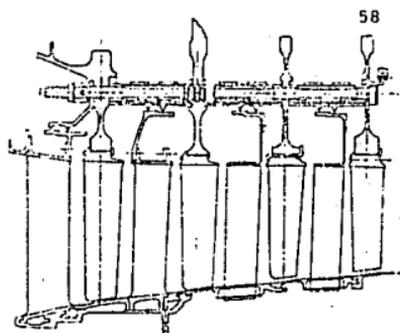
Fig. 2.9: Diagrama del flujo de aire en el compresor.

Los álabes guía de la sexta etapa del compresor y el soporte del rodamiento número tres, están soldados en esta sección junto con el soporte del rodamiento número dos que también se encuentra unido por medio de pernos y tornillos a la cara frontal de dicha sección. (ver figura 2.11). En la parte inferior de la misma se encuentra la caja de accesorios en donde está un sistema de engranes que impulsa a los sistemas auxiliares del motor a través de una flecha que se encuentra perpendicular al eje longitudinal del motor y se conecta al compresor por medio de engranes cónicos.



(a)

Fig. 2.10: Alabes del abanico del compresor de baja (N1).



(b)

Fig. 2.10: Alabes del compresor de baja (N1).

Inmediatamente después de la sección intermedia del compresor, se localiza el compresor posterior (de alta presión, N2). El propósito de este compresor es el de incrementar la presión del aire que entrega el compresor frontal (N1) para después mandarlo a través del difusor post-compresor a las cámaras de combustión a una presión elevada.

El compresor posterior es impulsado por medio de una flecha de transmisión exterior por la turbina del primer paso. Dicho compresor cuenta con un rotor de siete discos de álabes que se intercalan con las seis coronas de álabes guía del estator. (ver fig. 2.12).

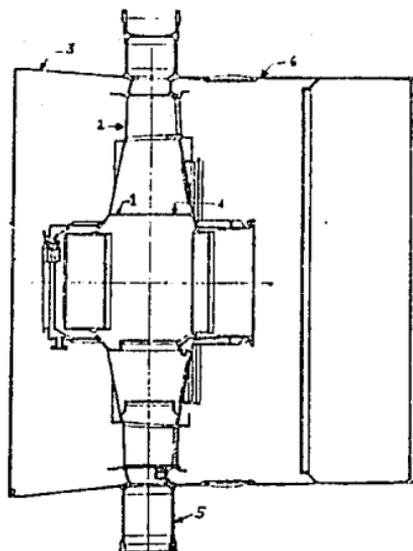


Fig. 2.11: Sección intermedia del compresor.

- | | |
|--|--|
| 1. Alojamiento balero No. 2. | 4. Alojamiento del balero No. 3. |
| 2. Alabe guía de la sexta etapa. | 5. Montante del ducto de descarga del abanico. |
| 3. Ducto interno del compresor frontal | 6. Ducto interno del compresor posterior. |

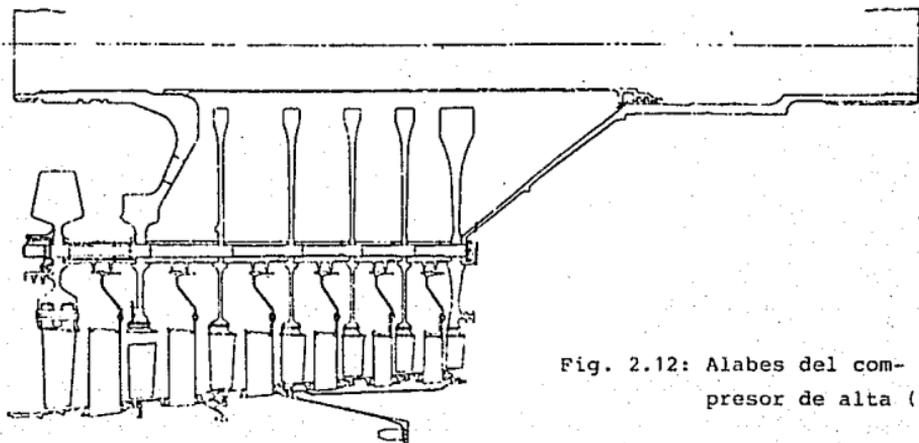


Fig. 2.12: Alabes del compresor de alta (N2).

2.6.1 DIFUSOR POST-COMPRESOR.

Es la parte del motor comprendida entre la descarga de aire del compresor posterior (N2) y las cámaras de combustión. La misión fundamental es reducir la velocidad de salida del aire del compresor para facilitar la 'atomización' del combustible con el aire en las cámaras.

El flujo de aire que descarga el compresor posterior, sale en dos direcciones, una de ellas es axial y la otra es circular siguiendo una trayectoria alrededor del motor. Dos hileras de álabes guía a la entrada del difusor cambian la dirección del flujo circular en flujo axial y convierten la velocidad de dicho flujo en energía de presión. Sin embargo, después de pasar por estos álabes, el aire todavía lleva gran velocidad con la cual sería imposible mantener encendida la flama en las cámaras de combustión.

El difusor consiste por lo tanto, en un incremento gradual en la sección transversal del ducto de aire que se encuentra entre el compresor posterior y las cámaras de combustión, provocando una disminución de la velocidad del flujo de aire y al mismo tiempo convierte la energía de velocidad en energía de presión. (ver figura 2.13).

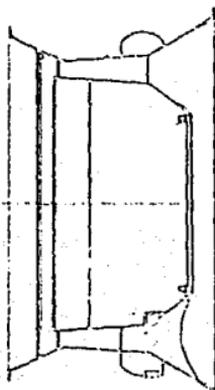


Fig. 2.13: Difusor
Post-compresor.

2.7 CAMARAS DE COMBUSTION.

La combustión es una reacción química, es decir, un proceso termodinámico en el cual varía la composición química; su importancia radica en el hecho de que durante el mismo se libera energía calorífica.

La misión de las cámaras es realizar la combustión de la mezcla aire-combustible y entregar la energía resultante a la turbina a una temperatura permisible para su correcto funcionamiento.

La sección de combustión del motor JT8D es del tipo canular, esto significa que cuenta con nueve cámaras de combustión individuales situadas alrededor del motor dentro de una cámara anular única. Las cámaras de combustión en este motor están numeradas en sentido de las manecillas del reloj vistas por la parte posterior del motor como se puede ver en la siguiente figura (fig. 2.14).

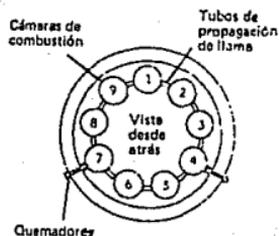


Fig. 2.14: Disposición de las cámaras independientes.

Constan de una doble pared o tubo de las cuales la interior se denomina 'tubo de llama' por estar en contacto directo con la combustión.

Cada cámara de combustión lleva su propio inyector y dos de las cámaras van dotadas de bujía de encendido. La razón de llevar dos bujías es exclusivamente por seguridad, pues con una sola sería suficiente.

En realidad el motor de reacción no necesita encendido continuo una vez que el motor ha arrancado, dado que al haber un foco de encendido e inyectar permanentemente combustible, la combustión se mantiene sin necesidad de llevar conectado el sistema.

Para que la combustión alcance todas las cámaras independientes, éstas van unidas por unos tubos de propagación de llama (fig. 2.14) denominados interconectores de llama.

El aire de descarga del compresor al entrar en la cámara se divide en dos. El aire primario (25% del total) entra por el centro de la cámara para realizar la combustión y el 75% restante o aire secundario pasa por el 'tubo de llama' y la carcasa exterior de la cámara.

El 'tubo de llama' lleva una serie de orificios por los cuales penetra el aire secundario que reduce la temperatura de aproximadamente 1800 grados centígrados, que se alcanzan en la zona de combustión, a unos 900 grados centígrados que puede permitir la turbina. Además el aire secundario forma una capa de aire de refrigeración entre la cámara y el exterior. (ver figura 2.15).

En la figura 2.16 se puede ver la forma como van colocadas las cámaras de combustión y el montaje de los ductos de dichas cámaras (interior y exterior) que son los que componen la estructura principal del motor.

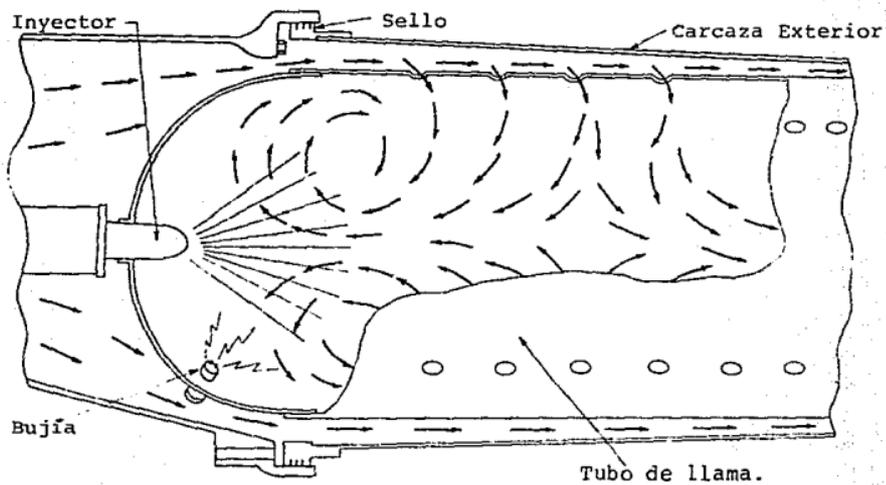
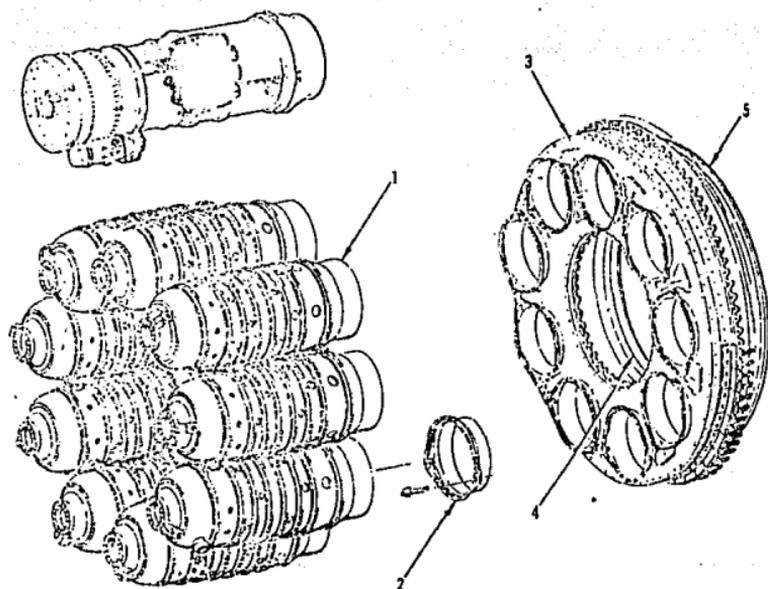


Fig. 2.15: Flujo de los gases a través de la cámara de combustión.



1. Cámaras de combustión.
2. Guía de la cámara de combustión (se requieren 9).
3. Soporte del ducto de las cámaras de combustión.

4. Ducto interno de salida de las cámaras de combustión.
5. Ducto externo de salida de las cámaras de combustión.

Fig. 2.16: Cámaras de combustión y soporte del ducto de las cámaras.

2.8 TURBINAS.

La misión de la turbina en un motor de reacción, es convertir aproximadamente la tercera parte de la energía liberada en la combustión, en energía mecánica para mover el compresor y la caja de accesorios. Esta energía liberada es suma de las de presión y cinética. El resto de la energía pasa a la tobera para obtener empuje por el principio de acción-reacción.

Conviene aclarar que en los regímenes de equilibrio del conjunto compresor-turbina, se cumplen las siguientes condiciones:

- 1°. El gasto de gas en la turbina es igual a la suma del gasto de aire en el compresor y del gasto de combustible, sin tener en cuenta la cantidad de aire cedida por el compresor al sistema de sangrado de aire.
- 2°. El número de revoluciones del compresor es igual al número de revoluciones de la turbina.
- 3°. El trabajo de la turbina se emplea en el accionamiento del compresor y la caja de accesorios, bombas de combustible del motor y de aceite, generador etc.
- 4°. La presión a la entrada de la turbina se diferencia de la presión a la salida del compresor, en las pérdidas en las cámaras de combustión.

La sección de turbinas en el motor JT8D está formada por cuatro pasos. El rotor del primer paso llamado también 'turbina de alta' impulsa al compresor trasero o de alta (N2). Los rotores del segundo, tercero y cuarto pasos también llamados turbinas de

baja, impulsan al compresor delantero o de baja (N1).

Las turbinas se componen de dos elementos principales: El rotor o rueda de la turbina y varios juegos de guías de gases estacionarios llamados 'estatores'. La sección de estatores consiste en un plano de guías de gases, concéntricas con el eje de la turbina, ajustadas a un ángulo tal que forman series de pequeñas toberas que descargan los gases sobre las ruedas de las turbinas. Es por esta razón que a este conjunto se le llama descargas o toberas de turbina y a las guías en sí se les denomina guías de descarga. El área de las toberas de la turbina es una parte crítica de diseño, puesto que si es demasiado grande la rueda de la turbina no operará a su máxima eficiencia y si por el contrario es demasiado pequeña, la tobera tendrá una tendencia a saturarse, o sea, a alcanzar la velocidad del sonido bajo condiciones de empuje máximo. Los chorros de gases de escape que se forman por la descarga de la tobera son dirigidos contra los álabes de la turbina a una dirección tal que permite que la energía cinética de los gases sea transformada en energía mecánica la cual es absorbida por los rotores de las turbinas.

El tipo de turbinas utilizado es de reacción-impulso, la cual permite un espacio de construcción menor.

El primer paso de la turbina, trabaja a una velocidad independiente de los tres restantes y debido a que tiene un acoplamiento directo con el compresor de alta, su velocidad es la misma que la de éste. Los pasos segundo, tercero y cuarto giran por la misma razón a la velocidad del compresor frontal o de baja.

Para ser capaces de suministrar suficiente energía para mover a los compresores, las turbinas están diseñadas de manera que los gases tengan una gran relación de expansión, resultando por consiguiente en una caída grande de temperatura de los gases a través de ella y una temperatura relativamente baja de los gases de escape.

Sist. antihielo del combustible y
aire de sangrado
de alta presión
(N2)

Descarga de aire
de la turbina (P_{t7} , T_{t7}).

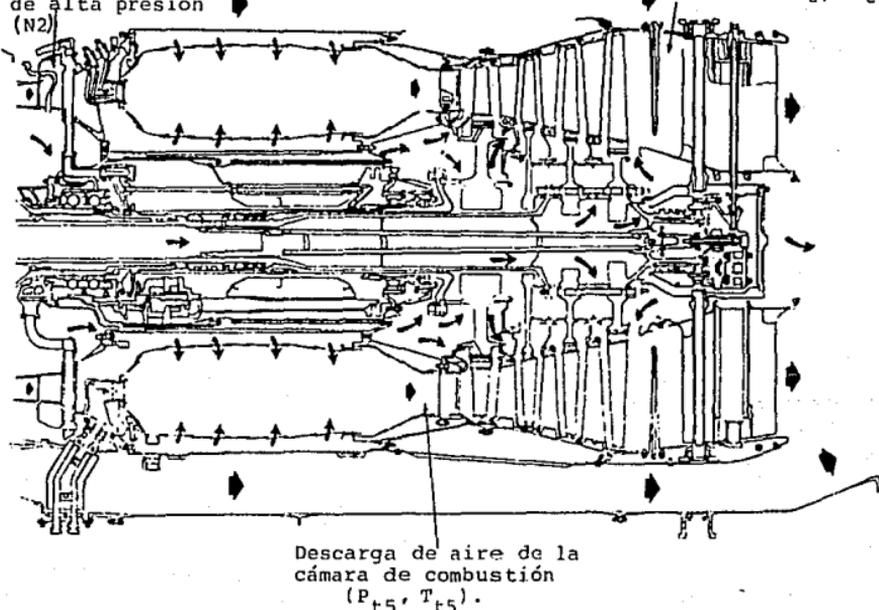
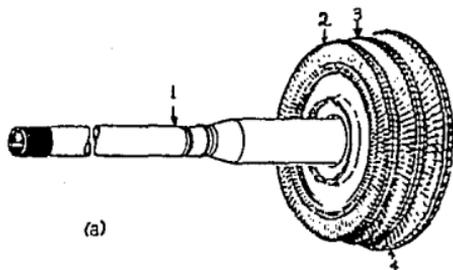


Fig. 2.17: Diagrama del flujo de gases en secciones de combustión y turbinas.

En la figura 2.17 se puede ver el diagrama del flujo de gases en las secciones de combustión y de turbinas.

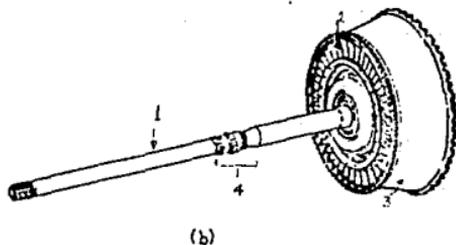
Las ruedas de las turbinas son unidades balanceadas dinámicamente y de aleación forjada a base de níquel (ver figura 2.18).

Los álabes están acoplados al disco de la turbina por medio de un ensamble conocido como 'árbol de navidad'. Estos álabes únicamente pueden insertarse según la orientación de las ranuras del disco (ver figura 2.19) y se aseguran por medio de un remache en la raíz del 'árbol de navidad'.



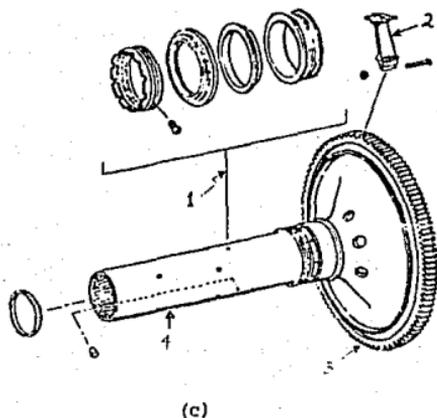
1. Flecha interior que mueve al compresor de baja presión, (N1).
2. Disco y álabes de la segunda etapa.
3. Disco y álabes de la tercera etapa.
4. Disco y álabes de la cuarta etapa.

Fig. 2.18 (a): Rotor de las turbinas que impulsan al compresor frontal (de baja presión).



1. Flecha de baja presión, (N1).
2. Alabes guía de la segunda etapa.
3. Estator de la turbina de baja.
4. Conjunto del rodamiento no. 4½.

Fig. 2.18 (b): Conjunto de estator y rotor de las turbinas que impulsan al compresor frontal (de baja presión).



1. Conjunto del rodamiento no. 5.
2. Alabe de la turbina de alta.
3. Disco de la primera etapa.
4. Flecha exterior que mueve al compresor de alta presión, (N2).

Fig. 2.18 (c): Rotor de la turbina que impulsa al compresor posterior (de alta presión).

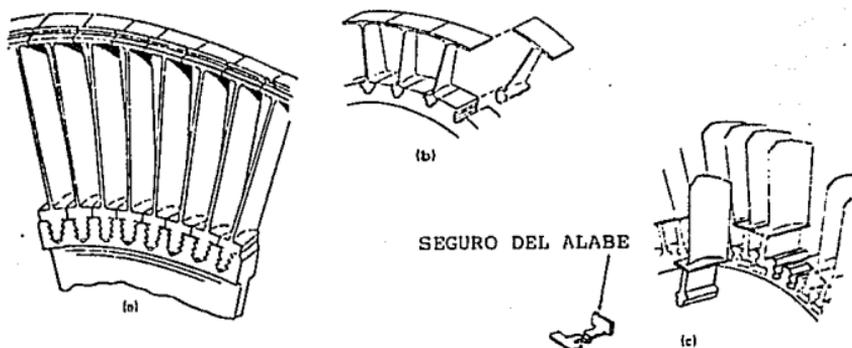


Fig. 2.19: (a) La corona exterior está formada por los extremos superiores de los álabes.

(b) Dirección en la que se acopla el álabe al disco de la turbina.

(c) Álabe con ensamble del tipo 'árbol de navidad' con el seguro que mantiene una unión firme del álabe al disco.

La superficie de trabajo del álabe es curva, de manera que permite el cambio de dirección de los gases que pasan por ella; la reacción de estos gases al cambiar de dirección es lo que produce la fuerza que hace girar al rotor de la turbina.

En el motor JT8D, las turbinas incorporan en los extremos de los álabes unas pequeñas placas mecanizadas que poseen unas hendiduras que permiten que se puedan acoplar las placas de los álabes contiguos. Este tipo de álabes se denominan 'apoyados', y tienen la ventaja de que consiguen mejorar el efecto de pérdida de presión en el extremo de los álabes y además evitan vibraciones en la punta del álabe. (ver figura 2.19).

2.9 SECCION DEL DUCTO DE ESCAPE.

Todos los motores llevan incorporada a su salida, una tobera de escape. La tobera expande los gases desde la turbina hasta la presión atmosférica, de manera que produzca un máximo de empuje.

Si los gases de escape pudieran descargarse directamente al aire exterior en una dirección axial a la salida de las turbinas, el ducto o tobera de escape no sería necesaria; pero esto sin embargo, no es práctico, ya que se puede obtener un empuje mayor del motor si los gases son descargados del avión a una velocidad mayor que la de salida de la turbina; por consiguiente es necesario que el ducto esté instalado con objeto de recolectar y dirigir el flujo de gases provenientes de las turbinas así como de aumentar su velocidad antes de ser descargados al ambiente.

Aunque el ducto en si, es esencialmente un simple tubo de acero cónico, el conjunto en la parte trasera incluye también un cono y cuatro soportes para fijarlo dentro del ducto. (ver figura 2.20).

El cono y los soportes sirven para dar rigidez al ducto, para impartir una dirección axial al flujo de gases de escape y para suavizarlo.

Inmediatamente después de la salida de la turbina y justamente adelante de la brida a la cual se une el ducto de escape, se encuentran ocho termocoples soldados a la carcasa del ducto de escape. En el centro del mismo se encuentra el alojamiento del rodamiento número 6, el cual soporta a las flechas coaxiales de las turbinas.

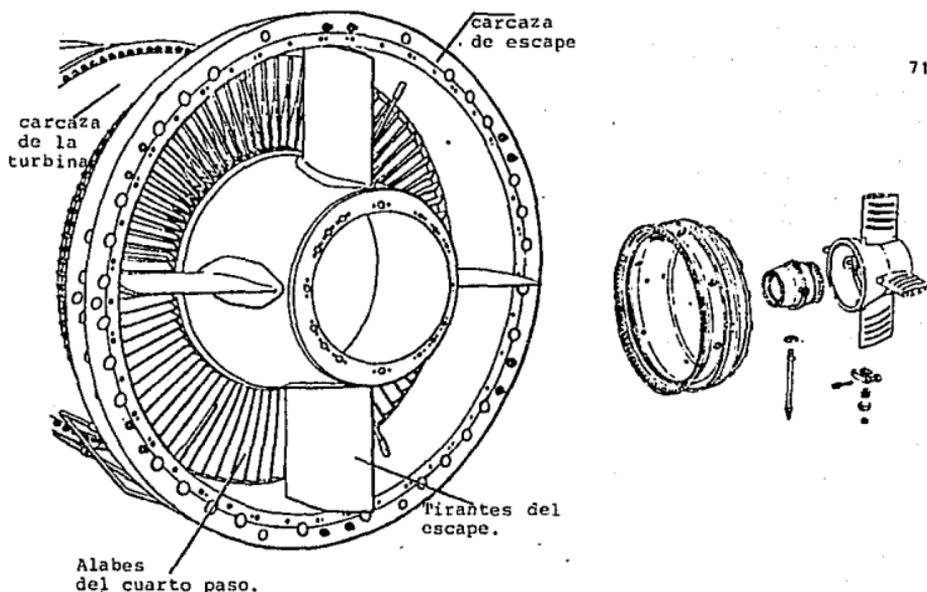


Fig. 2.20: Ensamble de la sección del ducto de escape.

Los sensores de presión también se encuentran en la carcaza del ducto de escape y son seis en total localizados en las posiciones 2, 4, 7, 8, 10 y 12 aproximadamente vistos desde la parte posterior del ducto. Estos sensores trabajan en conjunto con los que se encuentran en la parte frontal del motor para poder tomar la lectura en el instrumento que mide la relación de presión entre la entrada y la salida del motor del flujo de aire.

2.9.1 SISTEMA DE REVERSA

La reversa de empuje es un sistema que permite contrarrestar aproximadamente el cincuenta por ciento del empuje en el momento de aplicarlo, reduciendo de esta forma la carrera de aterrizaje del avión y evitando el empleo excesivo de frenos.

En el motor JT8D, el sistema de reversa está en el ducto de escape y es del tipo de compuerta en forma de concha. El sistema consiste en que las compuertas bloquean la salida de los gases de escape y del aire del abanico, desviándolo hacia adelante a través de las rejillas en forma de cascada o de las puertas deflectoras (según la configuración del motor).

Por ejemplo, en el avión Boeing 727, los gases de escape del motor central (No. 2) son desviados hacia ambos lados del fuselaje, mientras que en los motores izquierdo y derecho (No. 1 y No. 3) son desviados hacia arriba y hacia abajo del motor.

En cada motor la reversa se controla mediante la palanca de reversa y es operada mediante una descarga de aire. El movimiento inicial hacia atrás de la palanca de reversa a la posición "SEGURO DE REVERSA" reubica la válvula direccional permitiendo que la descarga de aire desasegure el seguro mecánico y extienda las puertas en forma de concha y las puertas deflectoras mediante el actuador.

El movimiento adicional hacia atrás de las palancas de reversa incrementará la velocidad de los motores.

El movimiento hacia adelante de la palanca de reversa hacia la posición "RETRACTADA" reubica la válvula direccional para retraer las puertas en forma de concha y las puertas deflectoras.

A medida que las puertas en forma de concha llegan a la posición de empuje positivo, el seguro mecánico engarza y el seguro interno permite la aplicación de empuje positivo (ver figura 2.21).

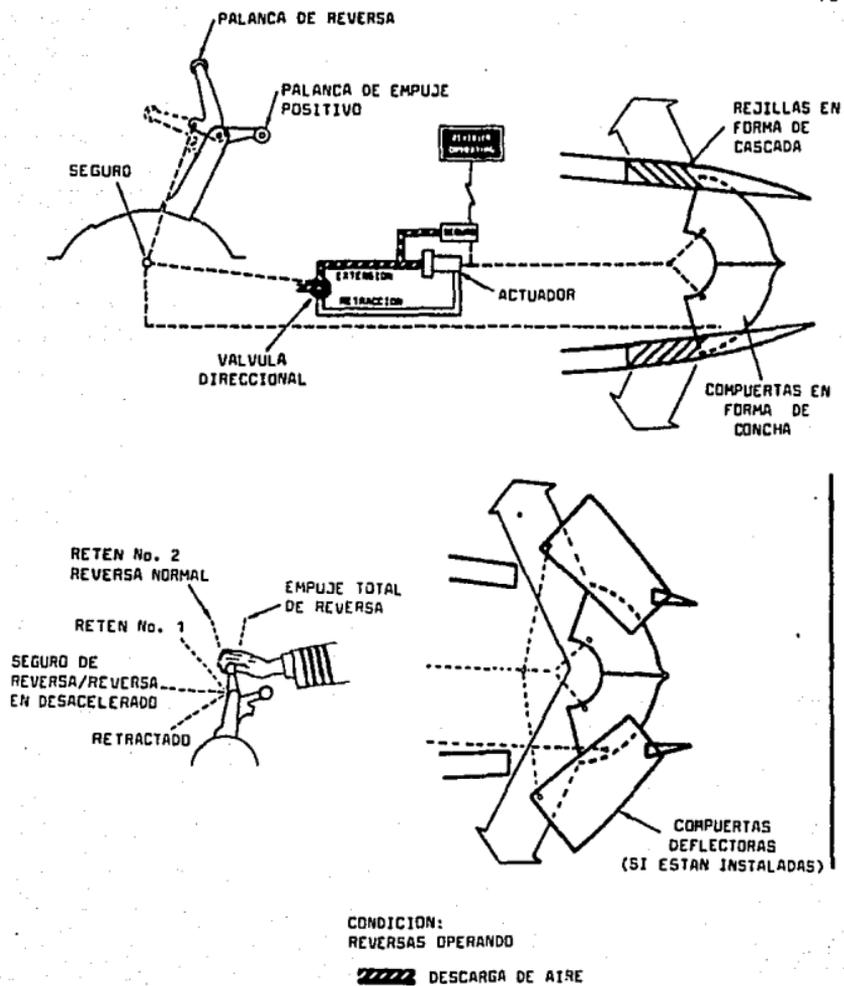


Fig. 2.21: Sistema de reversas del motor JT8D del Boeing 727.

2.10 ACCESORIOS Y COMPONENTES MOVILES.

El motor JT8D tiene incorporadas dos unidades sobre él para acomodar a los accesorios y componentes móviles.

El primero es el alojamiento frontal de componentes móviles, el cual se encuentra montado en la sección de admisión sobre el cárter frontal. Esta unidad tiene incorporada una base en donde se monta el tacómetro del generador de N1.

La otra unidad es la caja de accesorios y componentes móviles que se encuentra montada abajo del motor en la sección intermedia del compresor. Esta unidad posee un rodete para la bomba de combustible y el sistema de control de éste. También otros rodetes para el alternador, el sistema de velocidad constante, la marcha y la bomba hidráulica. Otras unidades que son movidas por esta sección, son el tacómetro de N2, la bomba de presión de aceite así como las bombas de recuperación del mismo. Por último la válvula reguladora de presión de aceite, el filtro de aceite y la válvula de sobrepaso ("bypass") del sistema de aceite del motor también se encuentran en esta unidad. La figura 2.22, nos muestra el diagrama de la caja de accesorios con todos los componentes móviles que actúan sobre los sistemas auxiliares necesarios para el funcionamiento tanto del motor como del avión.

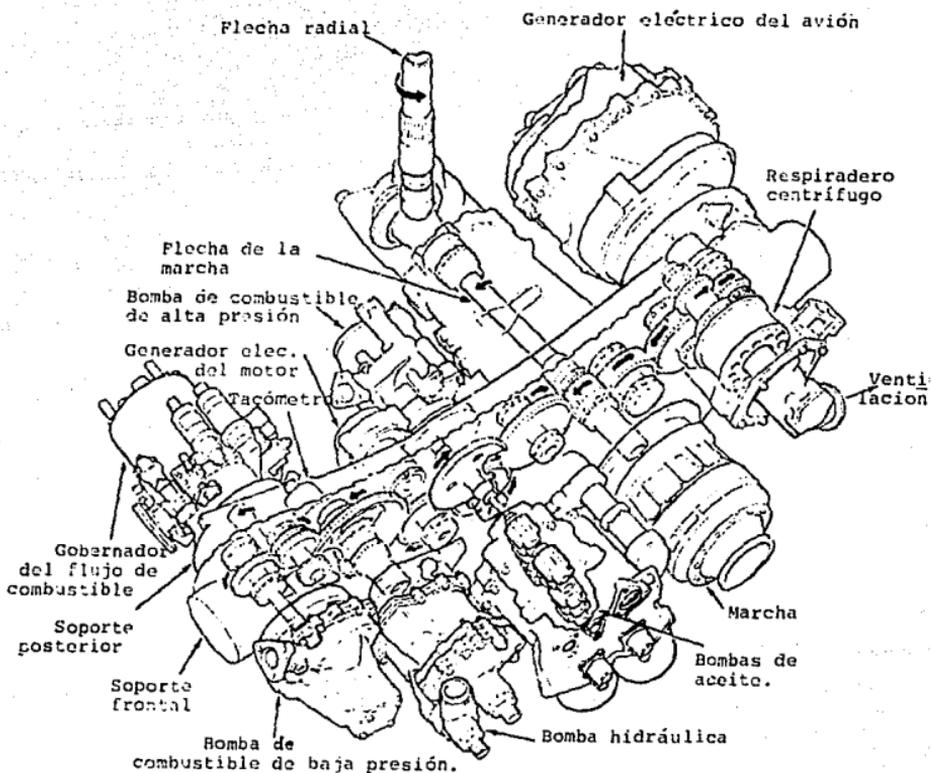


Fig. 2.22: Caja de accesorios y componentes móviles.

2.11 SISTEMA DE COMBUSTIBLE.

El combustible va almacenado en el avión en unos depósitos que en general comprenden la zona de los planos (alas) y la sección de fuselaje a la altura de dichos planos. El número de depósitos varía dependiendo del tipo de avión que se trate, siendo lo normal tres o más y se enumeran de izquierda a derecha. Cuando estos depósitos forman parte de la propia estructura del avión, como suelen ser los de los planos y a veces el central, se les denomina depósitos integrales.

Cada depósito dispone de una serie de bombas sumergidas ("boost") de 115 V. de corriente alterna, 400 ciclos por segundo, trifásicas, las cuales una vez dispongamos de corriente alterna en el avión, al conectarlas envían el combustible hacia el motor. La presión de salida de estas bombas es de unas 30 libras por pulgada cuadrada para el Boeing 727.

Siguiendo el esquema de la figura 2.23 de la siguiente página, veamos la alimentación al motor desde los depósitos, en el avión Boeing 727.

La presión de entrada al motor viene a ser de unas 30 libras por pulgada cuadrada que es la presión de suministro de las bombas de depósitos. Si la presión de entrada al motor cae por debajo de un determinado valor, aproximadamente 5 Lbs./pulg²., se enciende en cabina la luz de baja presión ("INLET FUEL PRESS LOW"). El combustible llega a la bomba de baja presión movida por el motor, cuya misión es enviar el combustible hacia el cambiador de calor y el filtro. Si por cualquier circunstancia la bomba se rompe, hay una derivación anterior a ella con una válvula de sobrepaso ("by-

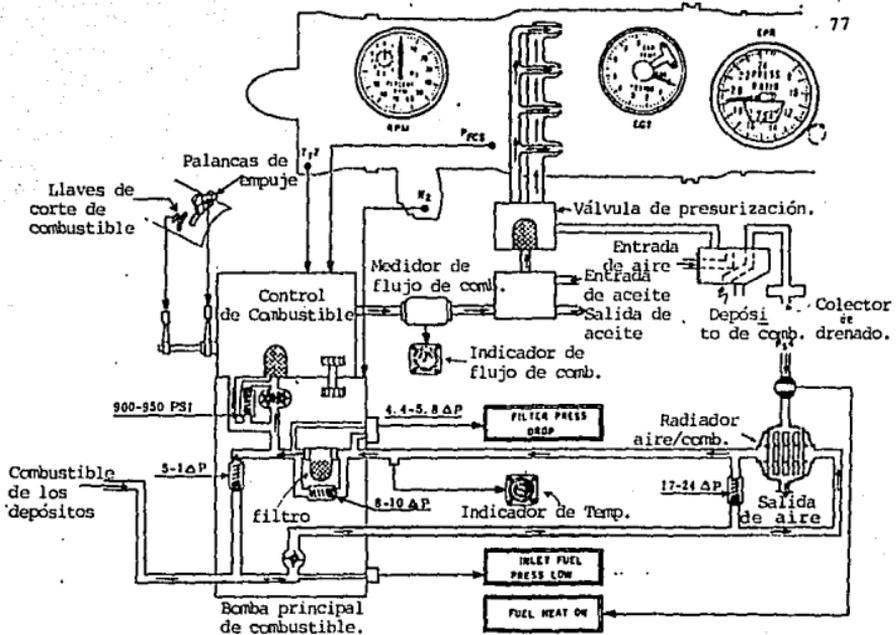


Fig. 2.23: Esquema del sistema de combustible del motor JT8D.

pass") para enviar el combustible a la bomba de alta presión.

Siguiendo el camino normal, el combustible llega al cambiador aire/combustible con una válvula de sobrepaso en su entrada por si se llegara a obstruir. Dicho cambiador de calor tiene como misión hacer pasar aire caliente sangrado del último escalón del compresor de alta (P_{S4}) calentando de esta manera el combustible que pudiera obstruir el filtro por hielo. La válvula de sangrado se controla por un interruptor en cabina, mediante un regulador automático de tiempo ("timer") que enciende además la luz ("FUEL HEAT ON"). Al actuar el interruptor se abre la válvula y el ("timer") se encarga de cerrarla al minuto, automáticamente.

Uno de los motivos para abrir la válvula será cuando se encienda la luz ("FUEL FILTER PRESS DROP"), lo cual significa que hay baja presión en el filtro de gasolina, o si la indicación de temperatura de combustible es de cero grados centígrados. Al obstruirse el filtro por hielo, tendremos una caída de presión a través de él, que encenderá dicha luz.

Antes del filtro va situado el sensor de temperatura de combustible, que envía una señal al indicador en cabina. Al llegar a la bomba de alta presión, el combustible eleva su presión de 500 a 950 libras por pulgada cuadrada y pasa al control de combustible que recoge información de la temperatura total de entrada al compresor de aire en la admisión (T_{t2}), revoluciones por minuto del compresor de alta (N_2) y la presión de entrada a las cámaras de combustión (P_{s4}).

A la salida del control hay un sensor de gasto que envía su señal al medidor de flujo ("FUEL FLOW") y al contador de combustible ("FUEL USED").

La escala circular de ("FUEL FLOW") indica el consumo instantáneo. La ventanilla del ("FUEL USED") se pone a cero antes de cada puesta en marcha mediante un interruptor.

Una vez dosificado el combustible, llega al radiador combustible/aceite, cuya misión es enfriar el aceite del motor, cediendo calor al combustible. Por lo tanto, su principal misión es enfriar el aceite. A la salida se encuentra la válvula de presurización. Esta válvula actúa como divisora del flujo. Cuando la presión de combustible es baja, la válvula lo dirige al colector primario solamente. Al aumentar la presión lo envía también al colector secundario, además del primario.

Finalmente el combustible llega a los inyectores y entra en las cámaras para efectuar la combustión.

2.11.1 INYECTORES.

El combustible se inyecta en las cámaras a través de los inyectores.

La misión de los inyectores consiste en asegurar una buena atomización del combustible. La eficacia de la atomización se mide por el valor del diámetro medio de las gotas (grado de atomización). A mayor grado de atomización, o sea, cuanto menor es el diámetro de las gotas, tanto mayor es, para un gasto dado de combustible, la superficie total de las gotas y los procesos de vaporización y combustión se realizan con mayor rapidez.

El inyector utilizado por el motor JT8D es del tipo 'Duplex', el cual es muy empleado en motores grandes ya que es capaz de recibir el combustible a través de dos colectores por medio de la válvula de presurización, y con esto el motor podrá operar eficientemente tanto en operaciones con bajo empuje, como en altos regímenes de empuje. (Ver figura 2.24).

ESTA TESIS NO DEBE
SALIR DE LA BIBLIOTECA

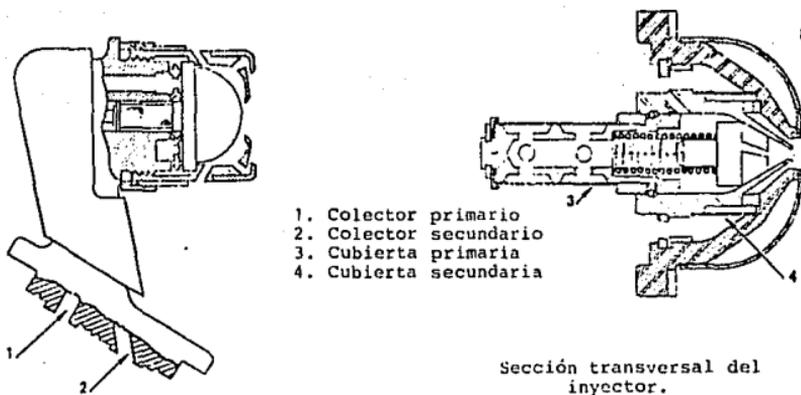
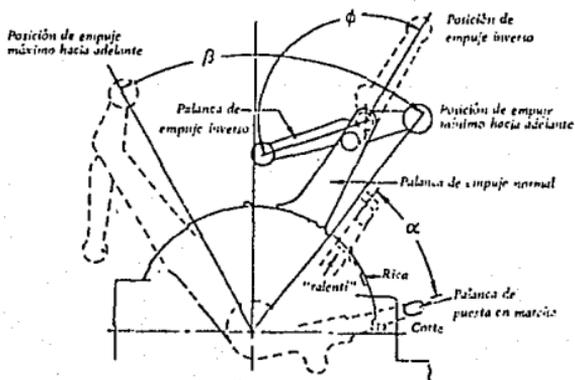


Fig. 2.24: Inyector de combustible con su soporte.

2.11.2 PALANCAS DE CONTROL DE EMPUJE.

Las palancas de control de empuje para el motor JT8D son tres, y están situadas en el pedestal de mandos del motor, esto es, en la cabina de mando del avión. (ver fig. 2.25).



- α - Recorrido de la palanca de puesta en marcha.
 β - Recorrido de la palanca de empuje hacia adelante.
 ϕ - Recorrido de la palanca de empuje inverso.

Fig. 2.25: Palancas de control de empuje para el motor JT8D.

- Palanca de puesta en marcha o de arranque.
- Palanca de empuje positivo o hacia adelante.
- Palanca de empuje inverso o hacia atrás (reversa).

La palanca de puesta en marcha o de arranque proporciona en su movimiento una situación del sistema de encendido con energía disponible, así como para iniciar el flujo de combustible al motor, mediante la señal mecánica que recibe la unidad de control de combustible.

La palanca de empuje positivo o hacia adelante está montada concéntricamente con el tambor de empuje. Al avanzar esta palanca desde la posición de 'ralentí', gira el eje del tambor de control de empuje y acciona sobre la unidad de control de combustible para aumentar el empuje.

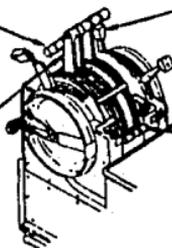
La palanca de empuje inverso o hacia atrás (reversa), está articulada en la palanca de empuje positivo o hacia adelante.

PALANCA DE EMPUJE DE REVERSA

Selecciona la potencia para el empuje de reversa. No puede actuarse a menos que las palancas de empuje positivo estén en la posición de **DESACELERADO**. Un mecanismo de seguridad, evita la aplicación del empuje reverso hasta que las compuertas estén en la posición de reversa.

PALANCA DE LOS ACCELERADORES

Selecciona la potencia para empuje positivo. No pueden moverse hacia adelante a menos que las palancas de reversa estén en la posición para empuje positivo.



PEDESTAL DE CONTROLES

CONTROL DE FRICCIÓN DE LAS PALANCAS DE EMPUJE

Ajusta la fricción en las palancas de los aceleradores. Previene los movimientos inadvertidos de las palancas.

PALANCA DE ARRANQUE DE MOTORES

IDLE - Combustible Puesto; con el interruptor de arranque del motor en **GROUND** o **FLIGHT** se cierra el circuito de ignición de alta energía. Con el interruptor de encendido continuo en la posición de **ON** y el interruptor de arranque de motor en **OFF**, se cierra el circuito de ignición de baja energía.

CUTOFF - Se corta el combustible y se desenergiza la ignición.

Fig. 2.26: Pedestal de controles del Boeing 727.

2.12 SISTEMAS AUXILIARES DEL MOTOR.

2.12.1 SISTEMA DE LUBRICACION DEL MOTOR.

El objeto de la lubricación es disminuir el rozamiento, mejorando de esta forma el rendimiento mecánico, evitando calentamientos localizados, y reduciendo el desgaste de las piezas.

Para conseguir los fines citados, es necesario suministrar una cantidad de aceite entre las piezas con movimiento relativo, que permita mantener una película de aceite en función de las cargas que soportan las piezas. Este aceite debe mantenerse en una corriente fluida que permita evacuar el calor.

En un motor de reacción, los únicos componentes que requieren lubricación son los rodamientos de los ejes y la caja de accesorios, independientemente de que otros elementos requieran también aceite para su lubricación o funcionamiento, como la puesta en marcha, unidad de velocidad constante, etc.

El sistema de lubricación del motor JT8D representado en la figura 2.27 lubrica y enfría los siete rodamientos con los que cuenta el motor y las transmisiones de los accesorios. El aceite contenido en un depósito alimenta por gravedad a la bomba principal movida por el motor y ubicada en la caja de accesorios.

La capacidad del depósito es de unos cinco galones (19 litros) de los cuales 3.5 (13.25 l.) son utilizables, ya que el espacio remanente es para formación de espuma y expansión.

La bomba entrega aceite del tanque a través del filtro de aceite y del radiador combustible-aceite a los rodamientos del motor.

Si se llegaran a obstruir el filtro o el radiador, una válvula de sobrepaso permite que aceite sin filtrar fluya a través del motor. Una condición de sobrepaso inminente del filtro, iluminará la luz de baja presión de aceite/sobrepaso del filtro en el tablero central de pilotos.

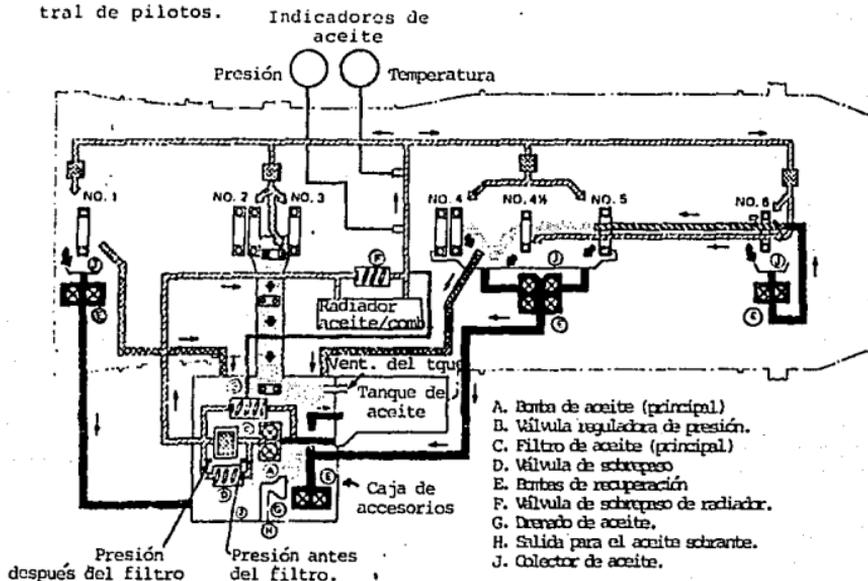


Fig. 2.27: Sistema de lubricación del motor JT8D Pratt & Whitney.

Las variaciones del flujo de combustible y temperatura del tanque, afectarán la temperatura del aceite. Una vez lubricados los rodamientos, el aceite es recogido por cuatro bombas de recuperación movidas también por el motor y cuya misión es enviar el aceite al depósito para comenzar el ciclo de nuevo.

2.12.2 SISTEMA DE ARRANQUE.

Para iniciar el funcionamiento de un turbo-reactor, es necesario hacer girar el rotor del compresor-turbina a una velocidad suficiente para alimentar un flujo de aire capaz de mantener el proceso de la combustión.

En tanto que el compresor suministra aire, debe inyectarse combustible y disponer el salto de chispa inicial para que se produzca el encendido de la mezcla combustible/aire.

El arranque del motor JT8D, se efectúa por medio de una turbina de aire denominada marcha neumática, la cual es movida por la energía de expansión proporcionada por el aire procedente de la 'Unidad de Potencia Auxiliar' (UPA), una fuente externa u otro motor que esté operando.

El aire para la marcha neumática del motor es regulado por una válvula solenoide. Cuando el interruptor de arranque del motor es colocado en la posición de ("GROUND"), o sea, tierra, la válvula abre y la marcha hace girar al motor. Si el interruptor falla al abrir la válvula, existe un sobre-control manual para abrirla.

Una vez que el motor, impulsado por la marcha, se acelera, la palanca de arranque se coloca en la posición de desacelerado suministrando combustible e ignición al motor.

El motor empieza a acelerarse. Entre el 35% y 40% de N₂, el interruptor de corte de la marcha se activa, interrumpiendo la corriente al solenoide de la marcha y cerrando la válvula de arranque. La ignición es desactivada cuando el interruptor de arranque se suelta.

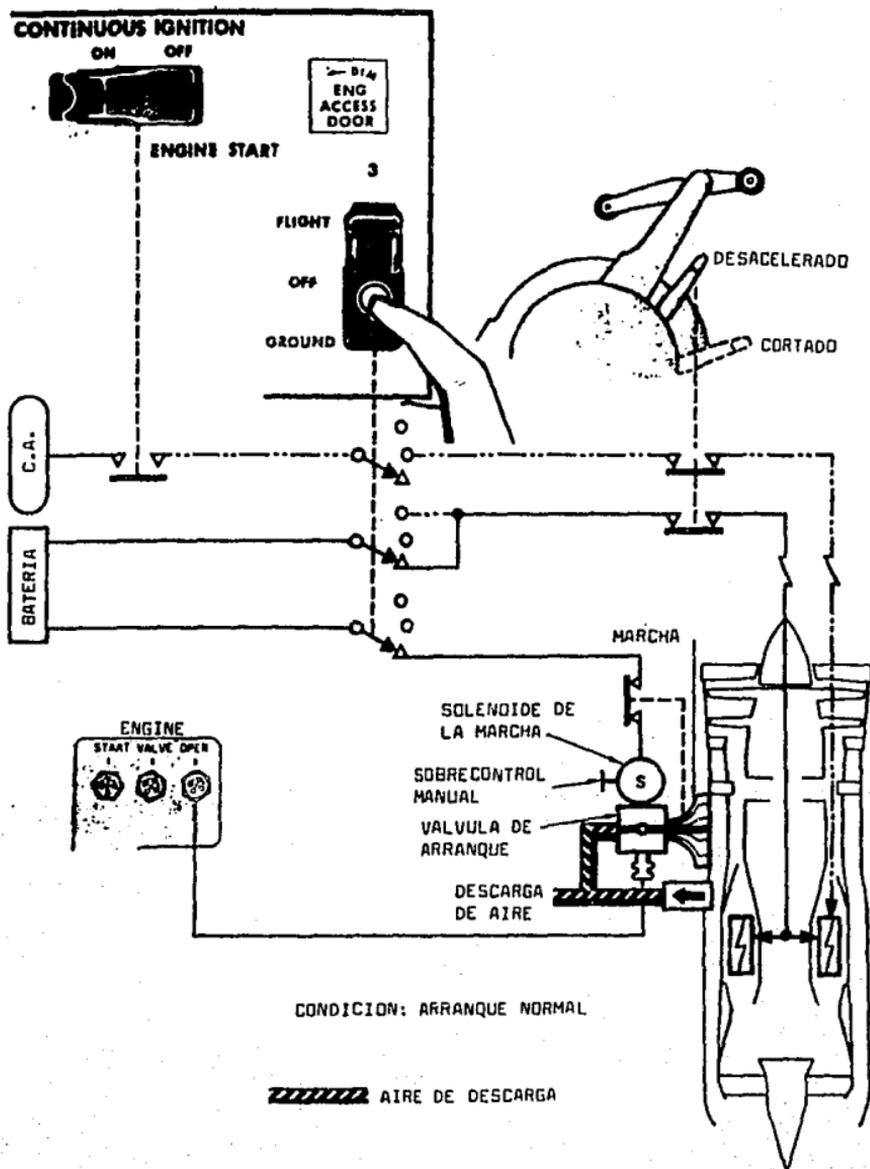


Fig. 2.28: Diagrama del sistema de arranque del motor JT8D.

El motor continúa acelerando a la condición de desacelerado y el arranque se completa. En la página anterior se muestra en la figura 2.28 el diagrama de arranque del motor JT8D en un avión Boeing 727.

2.12.3 SISTEMA DE ENCENDIDO.

La función del sistema de encendido es producir un salto de chispa en las cámaras de combustión, para iniciar la combustión de la mezcla atomizada, que se mantendrá en combustión a presión constante, sin ser necesario nuevo salto de chispa, salvo que sea menester un reencendido por haber ocurrido una extinción de llama.

El excitador de encendido es un sistema de ignición de alta energía a base de condensadores el cual produce el encendido del motor JT8D. La función de este excitador es la de cambiar la corriente de baja tensión tomada de la alimentación del avión, a corriente de alta tensión para entregarla a las bujías cuando se requiera.

El excitador de encendido cumple con un doble propósito; suministra un sistema de ignición intermitente en el arranque del motor y un sistema de ignición continuo que es usado en determinadas ocasiones cuando el motor ya se encuentra operando.

Se requieren dos diferentes voltajes de alimentación en el excitador. El circuito del sistema de ignición intermitente necesita una alimentación de corriente directa de 28 volts, mientras que el sistema de ignición continuo requiere de una alimentación

de corriente alterna de 115 volts, 400 Hertz.

El sistema de ignición intermitente descarga la corriente a través de los dos conectores de salida del excitador encendiendo a las dos bujías del motor, mientras que el sistema de ignición continuo solo descarga la corriente a un conector de salida, encendiendo de esta manera a una bujía.

El excitador de encendido está contenido en una pequeña caja que se encuentra asegurada al motor con un conector de energía eléctrica de entrada y dos conectores a la salida.

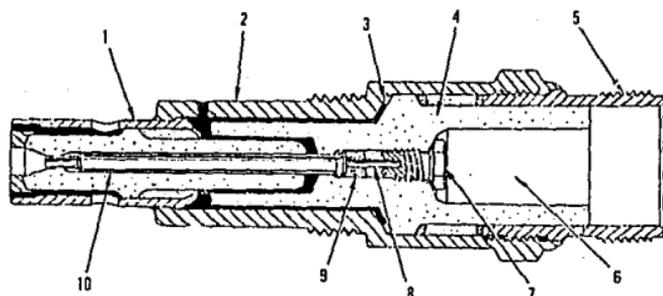
El encendido en el motor de reacción solamente es necesario durante la puesta en marcha del motor, si bien por razones de seguridad es obligatorio llevarlo conectado en todos los despeques, condiciones metereológicas adversas etc., para asegurar un reencendido en caso de apagado del motor.

2.12.3.1 BUJIAS.

El motor JT8D cuenta con dos bujías, las cuales se encuentran instaladas en la parte frontal baja de la carcasa exterior de la cámara de combustión. Una está ubicada en la cámara de combustión número cuatro y la otra en la cámara de combustión número siete.

Cada bujía está provista de un orificio por el cual la chispa eléctrica pasará para encender la mezcla aire-combustible. Este orificio se ionizará y se hará conductivo por la sobretensión del alto voltaje proveniente de las bobinas de alta frecuencia del excitador de encendido, entonces el condensador descargará la energía que tiene acumulada a través del orificio ionizado

de la bujía dando como resultado una chispa con un porcentaje de energía capaz de vaporizar las gotas de combustible y evitar los depósitos de carbón. (ver figura 2.29).



1. Cuerpo aislante inferior.
2. Cuerpo aislante superior.
3. Junta.
4. Aislante interno.
5. Rosca de adaptación.
6. Depósito de la terminal.
7. Tornillo de la terminal.
8. Cable sellado.
9. Cemento.
10. Electrodo central.

Fig. 2.29: Bujía del motor JT8D.

2.12.4 SISTEMA DE PROTECCION CONTRA EL HIELO EN LA ADMISION.

Cuando la temperatura exterior desciende a valores próximos y por debajo de los cero grados centígrados, el empuje de los reactores es afectado sensiblemente por la formación de hielo en el sistema de admisión, restringiendo la sección de paso de aire al compresor. Por lo que es menester poner el sistema contra hielo en funcionamiento, antes de que se hayan formado cristales de hielo que al desprenderse pudieran dañar el motor al penetrar por la admisión.

El sistema antihielo del motor JT8D está dotado por tres válvulas y un conjunto de actuadores los cuales pueden ser utilizados para permitir el paso de aire a alta presión al ducto de admisión

y al sistema de deshielo del combustible.

Las válvulas del tipo de mariposa son accionadas eléctricamente para cerrarlas o abrirlas. Una válvula con su respectivo actuador se encuentra localizada dentro del sistema de deshielo del combustible y las otras dos están en el lado derecho e izquierdo del ducto de admisión del sistema contra hielo.

Los principales componentes del sistema de protección contra hielo en la admisión, son dos válvulas de corte con sus actuadores, dos reguladores y la tubería apropiada.

Aire caliente de la octava etapa de compresión es tomado por ambos lados del compresor de alta y conducido a través de una tubería a la sección de admisión para ser descargado entre las paredes formadas a la entrada del compresor. El aire caliente circula a través de las guías de entrada.

La figura 2.30 nos muestra el sistema de protección contra hielo del motor JT8D.

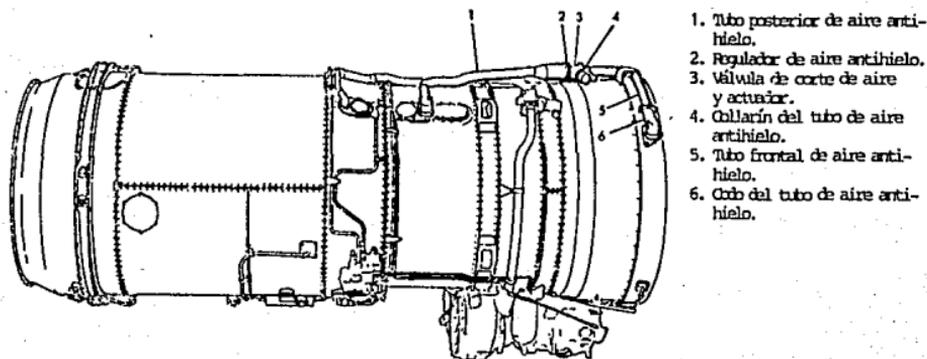


Fig. 2.30: Sistema antihielo del motor JT8D.

2.12.5 SISTEMA DE PROTECCION CONTRA FUEGO.

El sistema de protección contra fuego se divide en dos partes: detección y extinción de fuego.

El sistema de detección, proporciona el aviso de fuego en el motor mediante alarmas audibles y visibles por condiciones de fuego o sobrecalentamiento. Elementos sensores dobles son utilizados en los motores, proporcionando de esta manera un sistema duplicado; es decir, cualquiera de los dos sistemas puede funcionar independientemente para incrementar la confiabilidad de éstos.

El sistema de extinción de fuego en motores, se logra por la descarga de gas freón alrededor de la barquilla de los motores. El agente extintor está contenido en dos botellas que se encuentran situadas en zonas alejadas a las de riesgo de incendio. Cada botella es descargada por separado y se selecciona con el interruptor selector de botellas.

Al detectarse la señal de sobretemperatura del motor, se jala el interruptor de fuego, que estará iluminado, hacia afuera. Esta operación cierra una serie de válvulas de diferentes sistemas para aislar la condición de fuego y evitar que se propague. La descarga de la botella se inicia al oprimir el botón de descarga del motor, con el interruptor de fuego en motor jalado.

La figura 2.31 nos muestra el sistema de extinción de fuego en los motores JT8D del Boeing 727.

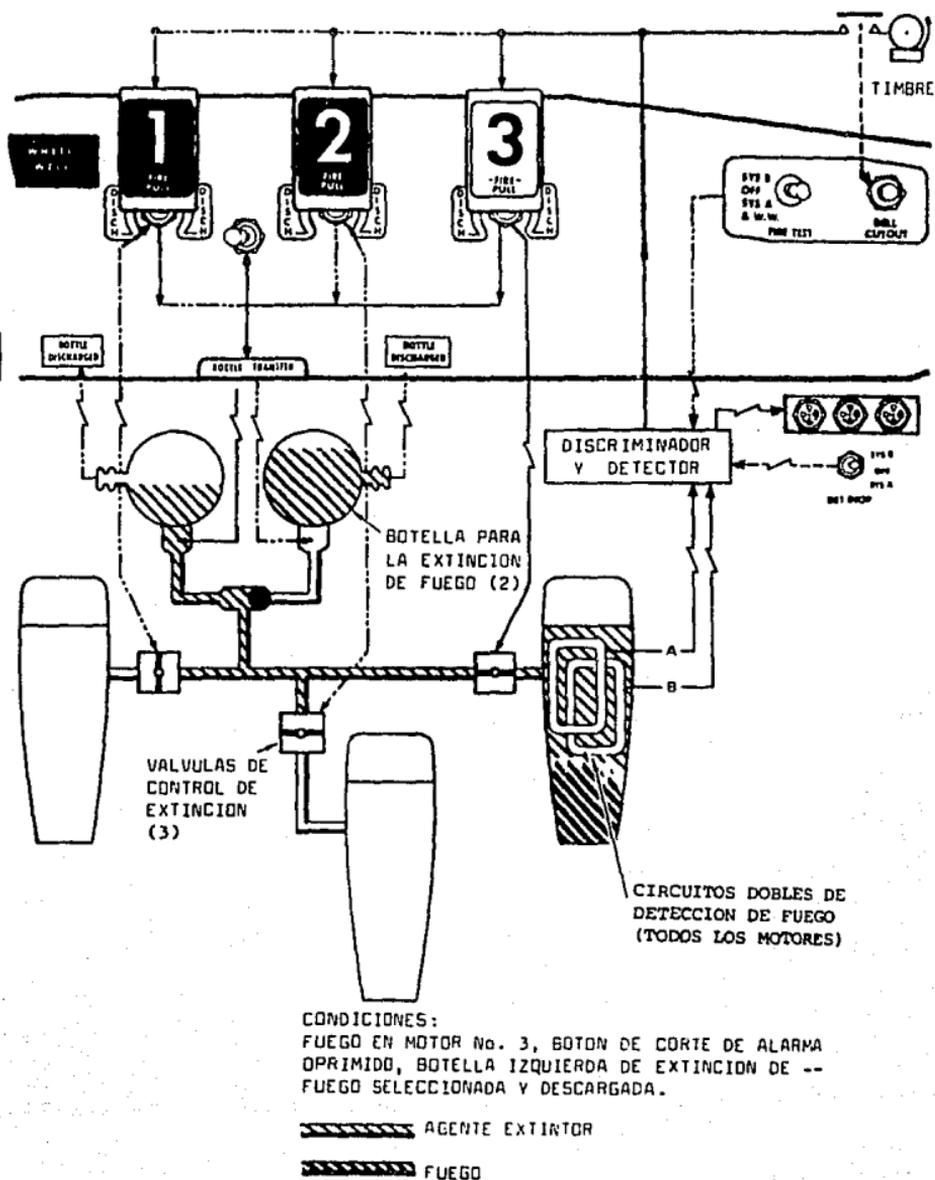


Fig. 2.31: Sistema de extinción de fuego en los motores JT8D del avión Boeing 727.

CAPITULO 3
OPERACION, MANTENIMIENTO Y DIAGNOSTICO
DE FALLAS DEL MOTOR JT8D.

- 3.1 Inspecciones del motor.
 - 3.1.1 Inspecciones operacionales de rutina.
 - 3.1.2 Inspecciones no rutinarias.
 - 3.1.2.1 Instrumentos para la inspección interna del motor.
 - 3.1.2.2 Daño por ingestión de objeto extraño (FOD).
- 3.2 Mantenimiento del motor.
 - 3.2.1 Mantenimiento programado o preventivo.
 - 3.2.2 Mantenimiento no programado o correctivo.
 - 3.2.3 Mantenimiento de componentes.
 - 3.2.3.1 Alabes del abanico.
 - 3.2.3.2 Alabes del compresor.
 - 3.2.3.3 Cámaras de combustión.
 - 3.2.3.4 Alabes guía de la turbina (estatores).
 - 3.2.3.5 Alabes de la turbina.
- 3.3 Servicio de reparación mayor ("Overhaul").
 - 3.3.1 Procedimientos del servicio de reparación mayor.
 - 3.3.2 Celda de pruebas.
 - 3.3.3 Instrumentos del motor.
 - 3.3.4 Prueba de funcionamiento del motor.
- 3.4 Medios para la localización de averías en el motor.

- 3.4.1 Monitoreo por condición del motor.
- 3.4.2 Análisis espectrométrico de aceite.
- 3.5 Procedimientos de arranque del motor JT8D.
 - 3.5.1 Limitaciones del motor.

3.1 INSPECCIONES DEL MOTOR.

Las diferentes inspecciones establecidas que se llevan a cabo en los motores turbo-reactores, se encuentran dentro de un número determinado de clasificaciones y dependen del tipo de operación al que estén sometidos. Por ejemplo, una aerolínea cuyas rutas de vuelo son largas, necesitará un programa de inspección diferente al de una aerolínea de servicio local en donde los vuelos serán mas cortos y los despegues y aterrizajes se efectuarán con mayor frecuencia. Los procedimientos de inspección y mantenimiento, por lo tanto están programados en base a un número de ciclos de vuelo que ha experimentado el motor, así como el número de horas totales de operación del motor. Un ciclo de vuelo se define como un despegue y un aterrizaje.

Las inspecciones periódicas son requeridas después de un determinado número de horas de operación, ciclos de vuelo o la combinación de ambas. Estas inspecciones pueden ser clasificadas como de rutina, menores o mayores. En base a la experiencia de los resultados operacionales, el operador del avión establecerá cual de estas inspecciones será llevada a cabo.

3.1.1 INSPECCIONES OPERACIONALES DE RUTINA.

Por lo general las aerolíneas comerciales designan a los servicios normales de operación e inspecciones con un número o letra como por ejemplo 'servicio no. 1', 'servicio no.2', 'inspección o servicio A', 'inspección o servicio B', etc.

Estos servicios e inspecciones, incluyen un número de servicios normales de operación, así como servicios especiales de operación en caso de que se requiera.

El servicio número 1 puede ser llevado a cabo por el personal de plataforma cada vez que el avión aterrice o después de varios aterrizajes, dependiendo del número de horas que haya estado en vuelo dicho avión.

Usualmente este servicio incluirá correcciones a posibles fallas que se reporten en la bitácora de vuelo, el servicio regular (reabastecimiento de combustible, aceite, agua, etc.) y una inspección exterior al avión ("walk-around inspection"). La inspección exterior incluye la revisión general de todo el avión incluyendo por supuesto a los motores, para asegurarse que no existen condiciones obvias de inseguridad. En esta inspección se revisará el ducto de admisión del motor y el abanico. Se observarán posibles fugas de combustible o aceite por las ranuras de la estructura externa del motor y también se examinará el ducto de escape y los álabes del último paso de la turbina con la ayuda de una linterna.

El servicio número 2 incluirá lo siguiente en lo que se refiere a motores:

- 1- Revisión de bitácora de vuelo y bitácora de cabina.
- 2- Revisión de la cantidad de aceite del motor.
- 3- Inspección visual del motor con las puertas de la estructura exterior del motor abiertas.

El servicio o inspección A, se lleva a cabo después de aproximadamente 100 horas de operación. A continuación se nombran las inspecciones y servicios que se efectúan a los motores en este servicio.

- 1- Poner la cantidad necesaria de aceite en los tanques, anotando en el registro de inspección el número de cuartos de litro que se han agregado a cada motor.
- 2- Servicio al regulador de velocidad constante ("constant-speed drive, CSD") cuando se requiera.
- 3- Verificar si no hay algún daño en el ducto de admisión, la estructura exterior del motor y el soporte del mismo. Revisar irregularidades y golpes exteriores.
- 4- Inspección de daños en el ducto de escape usando una lámpara potente. Ratificar la condición de la turbina de la última etapa.
- 5- Inspección de daños en las puertas deflectoras y actuadores del sistema de reversa del motor.
- 6- Verificar el correcto funcionamiento del sistema de reversa poniéndolo en operación.

El servicio o inspección B es más extenso que el A, e incluye lo siguiente:

- 1- Inspección de la estructura frontal exterior del motor, ducto de admisión, álabes guía del abanico (cárter frontal) y álabes del primer paso del compresor frontal (abanico) usando una lámpara potente.

- 2- Inspección de instalaciones, sección intermedia y estructura exterior del motor. Lubricación de picaportes de las puertas de la estructura exterior del motor.
- 3- Rectificar los discos del sistema de extinción de fuego en motores.
- 4- Revisar filtros de aceite de acuerdo a especificaciones del manual de mantenimiento del motor.
- 5- Quitar la rejilla del filtro de aceite y comprobar que esté limpia.
- 6- Instalar la rejilla del filtro de aceite y sujetarla mediante sus respectivas tuercas sin exceder del torque permitido revisando que haya quedado bien asegurada.
- 7- Verificar la cantidad de aceite del motor dentro de las dos horas después de haber apagado el motor, y si es necesario, agregar la cantidad que se requiera. Anotar en el registro de control de trabajo la cantidad de aceite agregado.
- 8- Verificar la cantidad de aceite del regulador de velocidad constante, agregando la cantidad de aceite que se requiera sin sobrepasar del límite especificado.
- 9- Verificar la cantidad de aceite de la marcha, agregando la cantidad de aceite que se requiera. Anotar en el registro de control de trabajo la cantidad de aceite agregado.
- 10- Rectificar la operación del sistema de encendido o ignición como se describe a continuación:
 - a) Interruptores de descarga de aire en el panel de aire acondicionado en la posición de apagado ("OFF").

- b) Mover la palanca de arranque de motores a la posición de ralentí ("IDLE").
 - c) Posición del interruptor de arranque del tablero superior en la posición de vuelo ("FLIGHT").
 - d) Rectificar que la ignición en la cámara de combustión número siete se está llevando a cabo.
 - e) Regresar los controles a la posición de apagado ("OFF").
 - f) Posición del interruptor de arranque en la posición de tierra ("GROUND").
 - g) Mover la palanca de arranque de motores a la posición de arranque ("START").
 - h) Rectificar que el sistema de encendido está operando satisfactoriamente mediante un aparato de pruebas aprobado por el fabricante del motor.
 - i) Regresar los controles a la posición de apagado ("OFF").
 - j) Cerrar los accesos exteriores del motor verificando la posición correcta de los cerrojos.
- 11- Inspeccionar las reversas y puertas deflectoras como se describe a continuación:
- a) Ubicar la palanca de reversa a la posición de reversa normal. Sujetar las palancas de reversa mediante unos seguros y colocar anuncios de precaución en dichas palancas.
 - b) Mediante el uso de una lámpara potente, revisar el ducto de escape, las compuertas en forma de concha,

el área de salida de la turbina, álabes guía de la sección del ducto de escape (tirantes del escape) y álabes del último paso de la turbina (disco de la turbina de la cuarta etapa).

- c) Verificar que no haya golpes o rupturas en las puertas deflectoras.
- d) Examinar el acabado de las superficies interior y exterior de las compuertas con ayuda de una lámpara y pasando la mano sobre la superficie.
- e) Revisar la superficie interior y exterior de las puertas deflectoras con el fin de localizar rajaduras, perforaciones o abolladuras.
- f) Verificar la rigidez de los soportes de las compuertas deflectoras y el vástago del actuador para comprobar que no se puedan mover las compuertas con la mano.
- g) Revisar los pernos, tornillos, tuercas, remaches y conjunto de sujeción del ensamble de las compuertas con ayuda del herramental apropiado.
- h) Rectificar que el pivote del actuador deflector no se pueda mover con la mano.
- i) Verificar que las puertas deflectoras se fijen adecuadamente mediante el retén y que no tengan movimiento al estar aseguradas. Lubricar los actuadores.

3.2.1 INSPECCIONES NO RUTINARIAS.

Durante la operación de un motor turbo-reactor, pueden ocurrir varios acontecimientos que provoquen una inspección especial inmediata al motor para determinar si éste ha sido dañado y que acciones correctivas se deben llevar a cabo. Entre los acontecimientos más comunes que pueden causar una inspección especial al motor, se encuentra el daño por la ingestión de objetos extraños ("Foreign-Object Damage, FOD"), ingestión de aves, ingestión de hielo, sobrelímite de operación (temperatura y rpm's.), cargas excesivas y cualquier otro acontecimiento que pueda provocar un daño interno o externo al motor.

Las inspecciones no rutinarias requieren las mismas técnicas de inspección que las inspecciones rutinarias y las que se realizan a diario.

Estas inspecciones son únicamente visuales utilizando lámparas de inspección, lentes de aumento, aplicación de líquidos fluorescentes y pinturas penetrantes, uso de boroscopio y fibroscopio y uso de técnicas de radiografía. El manual de mantenimiento del motor, especificará la técnica a usar dependiendo del componente que se trate.

3.1.2.1 INSTRUMENTOS PARA INSPECCION INTERNA DEL MOTOR.

El boroscopio es un instrumento que fue usado por muchos años como un dispositivo para examinar el interior de los cilindros en los motores recíprocos, y en la actualidad es muy utilizado en

las labores de inspección de los motores turbo-reactores.

El boroscopio es un instrumento rígido que podría ser comparado con un pequeño periscopio. La figura 3.1 muestra un sistema de boroscopio utilizado en la inspección interior del motor. En uno de sus extremos está provisto de un ocular con uno o varios lentes sujetos al interior del tubo. En el otro extremo se encuentra una lámpara de gran intensidad y un juego de espejos que permitirán observar por medio del objetivo.

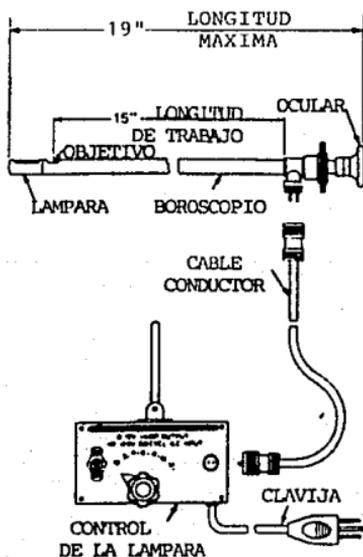


Fig. 3.1: El boroscopio y sus componentes.

El boroscopio se introduce al motor a través de accesos situados en el motor estratégicamente para la inspección de sus principales componentes.

La figura 3.2 nos muestra la localización de los accesos de inspección visual del motor JT8D.

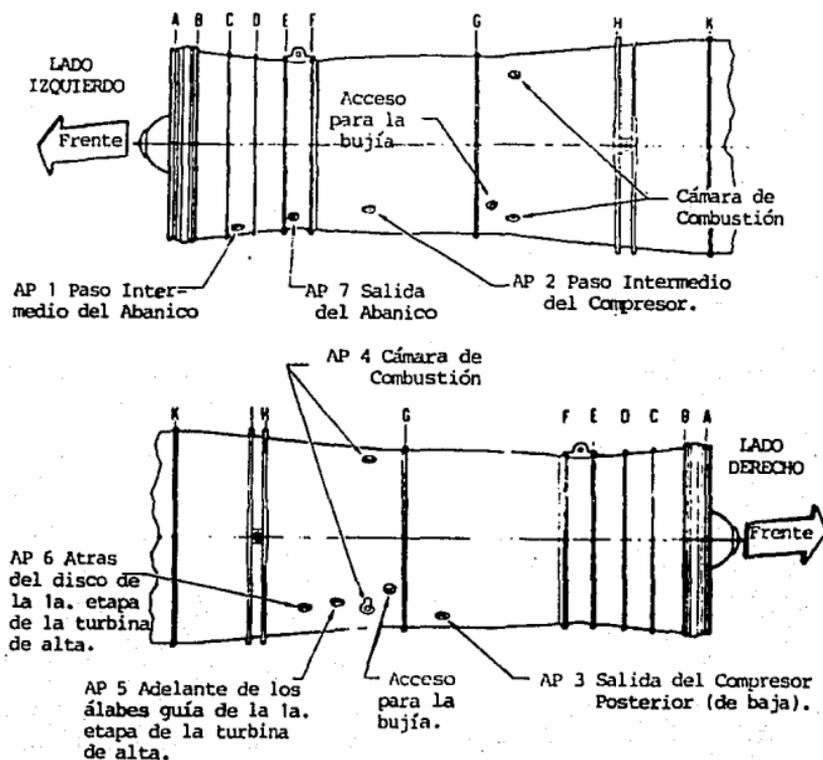


Fig. 3.2: Localización de los accesos en el motor para la inspección boroscópica.

Cuando son llevadas a cabo las inspecciones con el boroscopio, los técnicos y el personal encargado de dicha inspección deberán de identificar cuales fueron los accesos de donde fueron retirados los tapones para que una vez finalizada la inspección, sean reinstalados en sus lugares correspondientes.

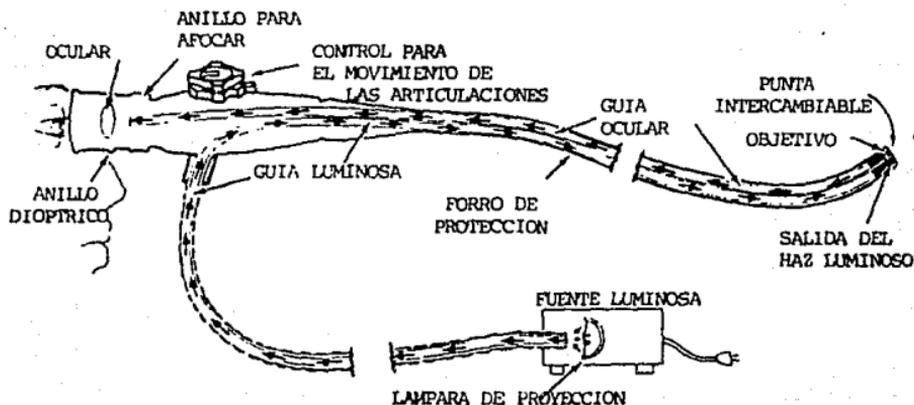


Fig. 3.3: El Fibroscopio.

El fibroscopio flexible usualmente cuenta con una sección cercana a la punta que controla las articulaciones del instrumento. De esta manera, el observador podrá orientarlo adecuadamente después de haber sido introducido por uno de los accesos de inspección para poder ver detalles que serían muy difíciles de ver con el boroscopio debido a la configuración interna del

motor. Por ejemplo cuando se requiere una inspección alrededor de las esquinas en el interior de las cámaras de combustión y no hay un acceso de inspección que permita una línea de visión directa.

3.1.2.2 DAÑO POR INGESTION DE OBJETO EXTRAÑO ("FOD").

El daño por ingestión de un objeto extraño en un motor turbo-reactor va desde un ligero golpe o raspón, hasta la inutilización y destrucción completa de los componentes internos del motor.

La tripulación de un avión puede o no darse cuenta de que ha ocurrido daño por la ingestión de un objeto extraño en el motor. Si el daño es considerable siempre será detectado por vibración y cambios en los parámetros normales de operación del motor.

Los daños en los compresores y turbinas casi siempre dan como resultado un incremento en la temperatura de gases de escape ("EGT"), una caída en la relación de presión ("EPR") y un cambio en el radio de revoluciones por minuto entre el compresor de alta y el compresor de baja (radio N_2/N_1).

Cuando se presenta un daño por ingestión de objeto extraño, la inspección requerida dependerá de la naturaleza del objeto u objetos que fueron ingeridos por el motor. Si durante una inspección externa del motor se detecta que el daño es considerable en la sección del abanico o en los álabes guía del ducto de admisión, el motor tendrá que ser desmontado del avión y se le deberá hacer

el servicio de reparación mayor ("Overhaul"), el cual será comentado más adelante.

Por otra parte, si el daño en las secciones frontales del motor es leve, una inspección con la ayuda del boroscopio determinará si es o no necesario bajar el motor.

El daño en los álabes guía, álabes del abanico y álabes del compresor podrá ser reparado si no excede de ciertos límites especificados por el fabricante. Si el motor opera con normalidad después de haber sido reparado, entonces podrá ser puesto en servicio nuevamente.

3.2 MANTENIMIENTO DEL MOTOR.

El mantenimiento de un motor abarca dos aspectos:

- El trabajo requerido para mantener al motor y todos sus sistemas en condiciones de vuelo seguras cuando éste se encuentra instalado en el avión.
- El trabajo que se requiere para regresar al motor en condiciones de vuelo seguras una vez que ha sido desmontado del avión (para servicio de reparación mayor o para el cambio de algún componente).

El mantenimiento del motor cuando se encuentra instalado en el avión tiene dos categorías básicas:

- Mantenimiento programado o preventivo.
- Mantenimiento no programado o correctivo.

3.2.1 MANTENIMIENTO PROGRAMADO O PREVENTIVO.

El mantenimiento programado incluye inspecciones periódicas y repetidas que deberán efectuarse de acuerdo con la sección del motor y el programa de mantenimiento que se lleva a cabo con cada avión. En cada inspección hay una variedad de verificaciones que no necesariamente implica el tener que abrir los accesos exteriores del motor para ratificaciones más elaboradas dentro de un límite de tiempo específico, usualmente calculado en base a las horas de vuelo o ciclos.

En los centros de mantenimiento de las aerolíneas se ha optado por un mantenimiento continuo del motor por medio del cual las inspecciones se llevan a cabo en forma progresiva y dentro de ciertos límites de tiempo sin tener que esperar a los periodos de verificación a los que está sometido el avión. La introducción de dispositivos para la localización de averías del motor como es el monitoreo por condición, ha incrementado la eficiencia y confiabilidad en los servicios de mantenimiento y esto ha dado por resultado que el número de inspecciones programadas, aceptadas tradicionalmente, son innecesarias en la actualidad.

3.2.2 MANTENIMIENTO NO PROGRAMADO O CORRECTIVO.

El mantenimiento no programado abarca todo trabajo que es necesario efectuar debido a determinadas circunstancias, y no se relaciona con los límites normales de tiempo en los que le toca man-

tenimiento al motor, por ejemplo, la ingestión de un ave, la descarga de un rayo o un aterrizaje forzoso.

Los trabajos de mantenimiento no programado pueden también ser resultado de un mal funcionamiento del motor, la localización de una avería o por inspección de mantenimiento rutinaria.

3.2.3 MANTENIMIENTO DE COMPONENTES

Durante el mantenimiento normal del motor, es necesario examinar todos los componentes principales del motor por separado y determinar en base a las especificaciones de los manuales autorizados por el fabricante del motor si es necesario cambiarlos dependiendo del estado en que se encuentren o el número de ciclos que tengan.

3.2.3.1 ALABES DEL ABANICO.

Los álabes que con más frecuencia son dañados son los del abanico a consecuencia de los objetos extraños que son atraídos al interior del motor.

Quando se trata de pequeñas piedras, éstas causan ligeros raspones y golpes que en la mayoría de los casos son reparados de acuerdo con los manuales de mantenimiento. Casi todos los golpes ligeros que se encuentren dentro de las dimensiones especificadas podrán ser reparados.

La figura 3.4 es un ejemplo de los límites de reparación de

un álabe de la primera etapa del abanico del motor JT8D.

Los cortes hechos en el proceso de reparación del álabe son llamados 'cortes posteriores' ("Flyback cuts").

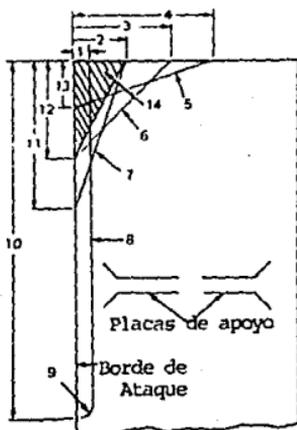
Si el daño en el álabe del abanico se localiza en una de las secciones de daños que pueden ser eliminados dentro de los límites que se muestran en la figura 3.4, el álabe podrá continuar en servicio por un máximo de veinte horas. La reparación del álabe deberá estar dentro de cualquiera de las combinaciones de los límites de los cortes 1, 2, 3 y 4 mostrados en la figura, y deberá efectuarse sobre la dimensión máxima definida por la superficie creada por los cuatro cortes.

En la figura 3.4 se muestra que solo se le podrá disminuir al borde de ataque del álabe una distancia de 0.25 pulgadas (6.35 mm) de ancho por una distancia de 11 pulgadas (27.94 cm) a lo largo del álabe. En la punta del álabe, los cortes se harán como se muestra en la figura.

Los álabes con daño por ingestión de objeto extraño ("FOD") en los límites de la punta, podrán ser reparados y continuarán dando servicio siempre que la reparación se realice dentro de los límites mostrados en la figura por los cortes 1, 2 y 3, y además no exceda la dimensión máxima de uno de los cortes permitidos .

En la reparación de los álabes del abanico, están especificadas ciertas condiciones, por ejemplo, todos los cortes de reparación deberán tener un radio longitud-profundidad mayor de 4:1. Los contornos deberán ser suaves y continuos con un radio mínimo

de 0.250 pulgadas (6.35mm).



- | | |
|---------------------------------------|--|
| 1. 0.250 pulg. (6.35 mm) máximo. | 10. 11.00 pulg. (27.94 cm). |
| 2. 0.750 pulg. (19.05 mm) máximo | 11. 3.8 o 3.9 pulg. (96.52 o 99.06 mm) máximo, dependiendo del modelo del motor. |
| 3. 1.250 pulg. (31.75 mm) máximo | 12. 2.150 pulg (54.61 mm) máximo. |
| 4. 2.00 pulg. (50.8 mm) máximo | 13. 1.150 pulg. (29.21 mm) máximo |
| 5. Corte número 1. | 14. Extremo irreparable área máxima dañada. |
| 6. Corte número 2. | |
| 7. Corte número 3. | |
| 8. Corte número 4. | |
| 9. 0.250 pulg. (6.35 mm) radio mínimo | |

Fig. 3.4: Límites de reparación en álabes del abanico.

El contorno del borde de ataque del álabe deberá ser lo más semejante posible al contorno original después de la reparación.

Las áreas reparadas deberán ser inspeccionadas con pinturas fluorescentes penetrantes para estar seguros de que ya no hay ninguna rajadura.

Cuando se efectúe una reparación a los álabes del abanico mientras el rotor del mismo se encuentra instalado en el motor, se requiere cubrir el área de trabajo completamente para evitar de esta manera que un pedazo de metal que salga proyectado, pueda golpear cualquier otro álabe o la superficie de otra sección del motor.

Los cortes se realizan con una sierra circular de 2 pulgadas (5.08 cm.) montada en una cortadora neumática que opera a 18,000 revoluciones por minuto. Es necesario dejar un mínimo de 0.060 pulgadas (1.52 mm.) de material para el acabado final.

Un problema que se presenta en los álabes del abanico, es el empalme de la banda media de las placas de apoyo (ver figura 3.5). Esto puede ocurrir a consecuencia de una caída en pérdida del compresor, el golpe de un ave, un daño por ingestión de objeto extraño, sobre velocidad del motor, etcétera. Si no se detectan daños en la raíz y a lo largo de los álabes, se procederá a desempalmarlos para que de esta manera puedan continuar operando por un máximo de veinte horas. Los álabes que muestren evidencia de haber sido golpeados por los álabes adyacentes por haber trabajado con las placas de apoyo empalmadas, deberán ser retirados del motor antes de cualquier vuelo que se tenga programado.

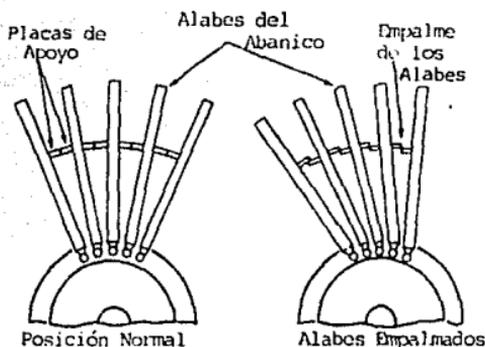


Fig. 3.5: Empalme de los álabes del abanico.

3.2.3.2 ALABES DEL COMPRESOR.

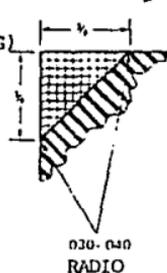
Los álabes del compresor están sujetos al mismo tipo de daños que los del abanico, y los procedimientos de reparación son similares.

La figura 3.6 nos muestra algunas de las reparaciones permisibles en los álabes del compresor del motor JT8D. Cabe destacar que hay límites definidos en lo que se refiere a la profundidad del corte que están permitidos para reparar un golpe, un rayón profundo u otro daño causado por la ingestión de un objeto extraño. Los límites varían de acuerdo con la parte del álabe en donde se localice el daño.

Las porciones del álabe que están sometidos a mayores esfuerzos no podrán ser cortados con la misma profundidad que las porciones que se encuentran sometidos a esfuerzos menores durante la operación del motor.

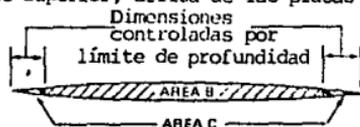
TOLERANCIA MAXIMA
LIMITE DE LOS CORTES (PULG)

AREA DEL ALABE	1ª ETAPA	VISTA A
A	1/32 C	
H	1/32 C	
C	5/32 P	
D	.003 C	
E	1/8 P	
F	1/16 P	



- R - Radio
C - Curvatura (Limite inferior)
P - Profundidad

CORTE TRANSVERSAL DE UN ALABE DEL ABANICO
(Parte superior, arriba de las placas de apoyo)



CORTE TRANSVERSAL DE UN ALABE DEL ABANICO
(parte inferior, abajo de las placas de apoyo)

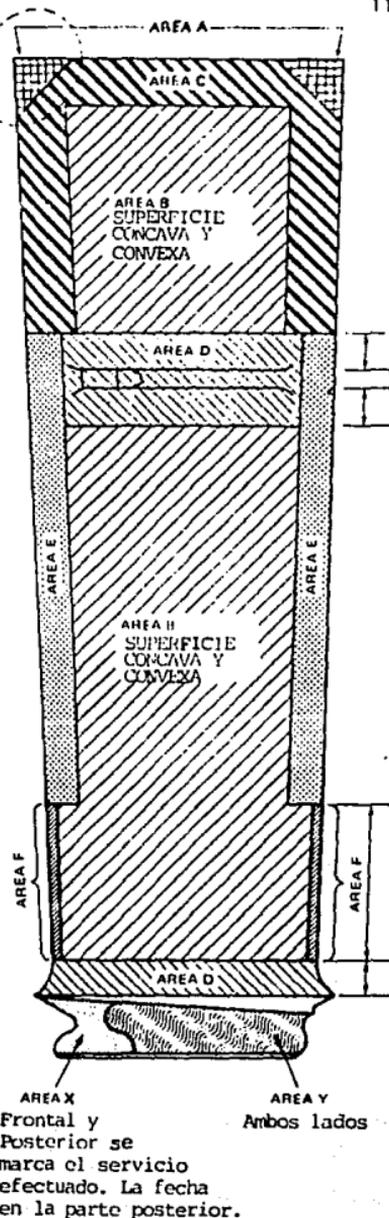
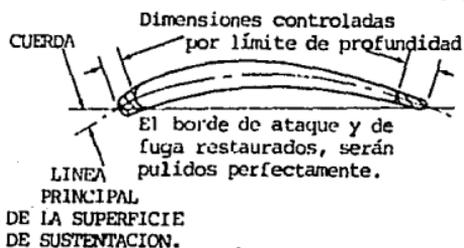


Fig. 3.6: Límites de reparación para los álabes del compresor.

Cuando se lleve a cabo una reparación del álabe, se deberá tener mucho cuidado en mantener el perfil original del álabe dentro de los límites razonables.

3.2.3.3 CAMARAS DE COMBUSTION.

Durante las inspecciones de rutina de un motor, se verifica el estado general de las cámaras de combustión mediante el uso del boroscopio, y durante el servicio de reparación mayor ("overhaul") se hace un examen más detallado de toda la sección caliente en donde se comprueban tolerancias, se revisa que no haya fugas, golpes, rajaduras, etc., y se efectúan las reparaciones necesarias.

La inspección de la sección caliente del motor se efectúa en dos etapas:

- Inspección con las cámaras de combustión instaladas en el motor.
- Inspección de las cámaras de combustión desmontadas.

La inspección con las cámaras de combustión instaladas en el motor incluyen los siguientes pasos:

- 1) Comprobar la separación y alineamiento entre la cámara de combustión (tubo de llama) y su cubierta (carcaza exterior). Observar si hay señales de fuga de gas para que se efectúe el cambio de empaques.
- 2) Examinar los tubos de interconexión o de propagación de llama, si existen señales evidentes de fuga de gas, deberá cambiarse el empaque.

- 3) Distorsiones o roturas en la carcaza exterior de la cámara de combustión no son aceptables como no lo son tampoco las distorsiones en la unión a la sección de descargas por causar una fuga considerable de gas. La decoloración causada por sobrecalentamiento en la carcaza exterior de la cámara es indicación de una fuga en la cámara por lo que deberá desmontarse ésta para efectuar la inspección completa.
- 4) Comprobar que no existen fugas por los tubos de drene ya que no son aceptables. De existir éstas, deberán cambiarse los empaques correspondientes.

La inspección de las cámaras de combustión desmontadas incluyen los siguientes puntos que se consideran comunes en el servicio de reparación mayor:

+ Comprobación de tolerancias.

Verificar las tolerancias para la circulación de aire dentro de la cámara en los siguientes lugares, procediéndose a efectuar las correcciones pertinentes, según el resultado de la inspección.

- a) La separación que debe existir entre la sección de la embocadura y la sección frontal (A) de la cámara, figura 3.10, no deberá ser menor a 0.050 pulgadas (1.27 mm).

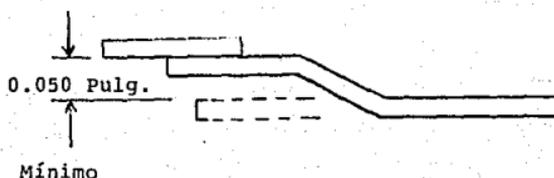
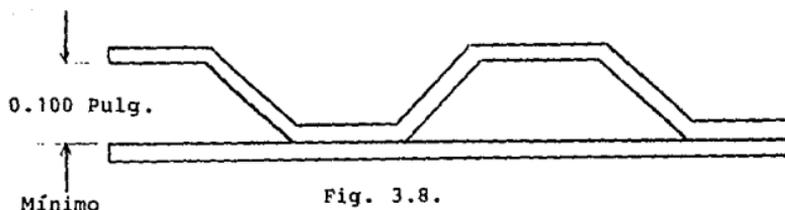
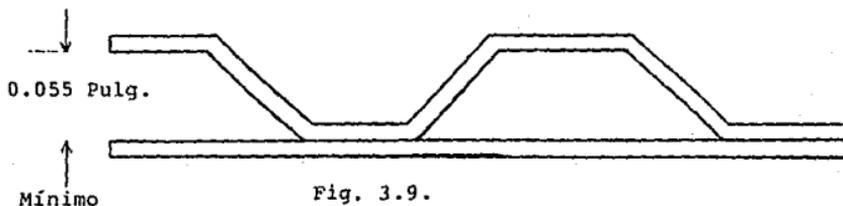


Fig. 3.7.

- b) La separación que debe existir en las aperturas de las uniones que hay en las secciones frontal (A) e intermedia (B), no deberán ser menores a 0.100 pulgadas (2.54 mm).



- c) Las aperturas posteriores entre la unión de la sección intermedia (B) y la posterior (C), no deberán ser menores a 0.055 pulgadas (1.4 mm).



+ Tolerancias de daños generales.

- No es aceptable ningún tipo de daño en la embocadura de la cámara.
- Se permiten abolladuras con profundidad hasta de 0.125 pulgadas (3.175 mm) en un área máxima de una pulgada cuadrada -figura 3.10- (1).
- En la unión entre la sección de la embocadura y la frontal se aceptan hasta tres soldaduras rotas, pero que no sean adyacentes (2).

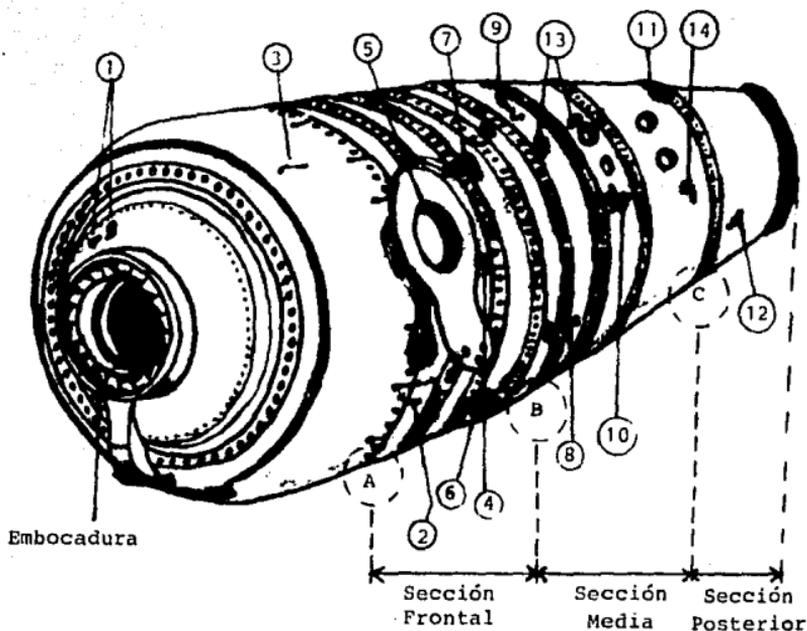


Fig. 3.10: Daños en la cámara de combustión.

- Las roturas en la sección frontal son aceptables cuando su longitud no sea mayor a 1 pulgada (2.54 cm) -cada una- y su número no sobrepase de seis, no se empalmen con otra ni lleguen a uno de los orificios de la pared (3).
- No son aceptables roturas en la base de los tubos de interconexión o las que lleguen a esta base tengan una longitud mayor a 1 pulgada (2.54 cm) (4).
- Son aceptables desalineamientos de las bases de los tubos de interconexión, cuando el tubo pueda ensamblarse sin dificultad.

Permitiéndose un desgaste en la base de 0.010 pulgadas (0.25 mm) del espesor del metal (5).

- En las soldaduras de unión entre las secciones frontales e intermedias se aceptan combaduras con distorsión máxima de 0.125 pulgadas (3.175 mm) y localizados en 24 soldaduras como máximo (6).
- En la sección frontal, se aceptan abombamientos cuando estén separados más de 1.5 pulgadas (3.81 cm) entre cada anillo de la cámara y no excedan de 0.187 pulgadas (4.74 mm) de profundidad en un área máxima de 4 pulgadas cuadradas (7).
- En la unión de las secciones frontales con las secciones intermedias son aceptables roturas en un solo lado de la soldadura, cuando no excedan de 1 pulgada (2.54 cm) de largo y no sean más de seis (8).
- Se aceptan áreas abombadas en sentido circunferencial localizadas en la sección frontal y a 1.5 pulgadas (3.81 cm) de la sección media, siempre y cuando no haya variado el diámetro de la cámara más de 0.250 pulgadas (6.35 mm) (9).
- En la parte perforada de la sección media, se aceptan roturas en un sólo lado de las soldaduras que la unen con otro de los anillos de la misma sección o con la sección posterior, siempre que no sean más de seis y con longitud no mayor a 1 pulgada (2.54 cm) cada una pudiendo estar adyacentes, pero no aceptándose más de dos en una misma soldadura (10).
- En la unión entre los anillos que se localizan en las secciones frontal e intermedia, son aceptables hasta tres roturas en

total o tres soldaduras desoldadas, siempre que no haya dos adyacentes (11).

- En la parte cónica de la sección posterior, las roturas permisibles son cinco como máximo que no tengan una longitud mayor a 1.5 pulgadas (3.81 cm) (12).
- Las combaduras o abombamientos en los anillos de la sección central y en la posterior -en la parte perforada- son aceptables cuando tengan una profundidad máxima de 0.187 pulgadas (4.75 mm) en un área no mayor de 4 pulgadas cuadradas (13).
- Las combaduras o abombamientos en la zona de esta conicidad son permisibles con una profundidad máxima de 0.187 pulgadas (4.75 mm) en un área no mayor de 4 pulgadas cuadradas (14).

3.2.3.4 ALABES GUIA DE LA TURBINA (ESTADORES).

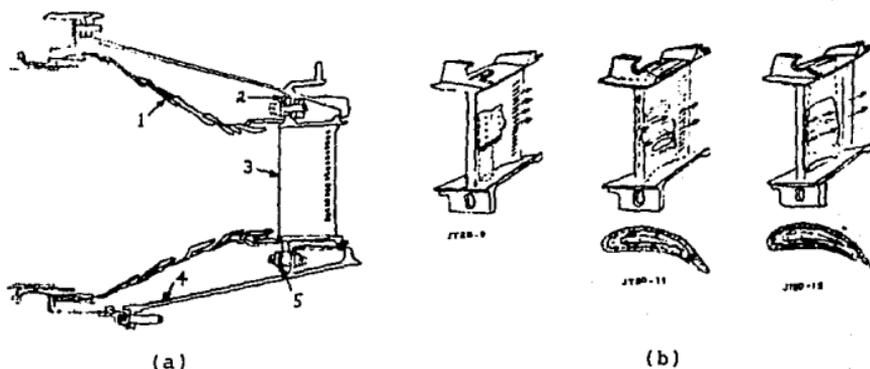
La primera etapa de álabes guía (guías de descarga) de la sección de la turbina, es la que recibe las más altas temperaturas durante la operación del motor por estar expuesta a los gases que son descargados por las cámaras de combustión.

Las altas temperaturas provocan agrietamiento y rupturas por esfuerzos que usualmente aparecen a lo largo del borde de ataque del álabe.

Los fabricantes y operadores de los motores ("Pratt & Whitney") han determinado que tipo de daños son aceptables y no afectarán la operación segura del motor.

A continuación se muestra una tabla de inspección a determina-

das partes de los álabes guía y los límites de servicio útil dependiendo del daño sufrido (ver tabla No.1).



1. Ducto interno de salida de las cámaras de combustión.
2. Ducto externo de salida de las cámaras de combustión.
3. Alabe guía del primer paso de la turbina de alta.
4. Carcaza frontal exterior de la turbina.
5. Placa espaciadora.

Fig. 3.11: (a) Ducto de salida de una cámara de combustión.
 (b) Diferentes configuraciones de la primera etapa de álabes guía de la turbina de alta presión enfriados por aire.

La figura 3.11 muestra el ducto de salida de una de las cámaras de combustión y los diferentes tipos de álabes guía enfriados por aire que son usados en la sección de la turbina en el motor JT8D.

TABLA NO. 1.

INSPECCION
(Utilizando Boroscopio)

LIMITES DE SERVICIO UTIL

1. Agrietamiento axial en el borde de fuga (solo el lado cóncavo) o en ranuras adyacentes al borde de fuga.

Se permite un número indefinido de grietas con una longitud de 0.30 pulg. (7.62 mm) siempre y cuando exista una separación entre ellas de 0.06 pulg. (1.52 mm); o dos grietas por álabe con una longitud de 0.80 pulg. (20.32 mm) siempre y cuando exista una separación entre ellas de 0.30 pulg. (7.62 mm); o una con una longitud de 1.50 pulg. (3.81 cm) con otras dos de 0.50 pulg. (12.70 mm) de largo siempre y cuando estén separadas por una distancia de 0.30 pulg. (7.62 mm) y no se extiendan a los orificios frontales de enfriamiento del borde de ataque.
2. Agrietamiento axial en el borde de ataque.

Se permite un número indefinido de grietas con una longitud de 0.50 pulg. (12.70 mm) si la separación entre ellas es de 0.25 pulg. (6.35 mm); o un número indefinido de grietas interconec-

INSPECCION

(Utilizando Boroscopio)

LIMITES DE SERVICIO UTIL

3. Agrietamientos radiales en la superficie cóncava entre la base interior y exterior del álabe.
- Se permite un número indefinido de grietas con una longitud de 0.50 pulg. (12.7 mm); o dos grietas por álabe con una longitud de 0.80 pulg. (20.32 mm) siempre y cuando la separación mínima entre ellas sea de 0.30 pulg. (7.62 mm).
4. Orificios de enfriamiento bloqueados.
- Se permiten cinco orificios frontales y cuatro laterales bloqueados en cada hilera. Deberá haber una separación mínima de un orificio abierto entre dos bloqueados. Podrán estar bloqueadas tres ranuras del borde de ataque con la condición de que no sean adyacentes.
5. Despostilladuras y rayones.
- Se permiten en número indefinido y de cualquier longitud que no excedan de 0.03 Pulg. (0.76 mm)
- tadas en los orificios de enfriamiento siempre y cuando no excedan de 0.60 pulg. (15.24 mm) de longitud total.

INSPECCION

(Utilizando Boroscopio)

LIMITES DE SERVICIO UTIL

6. Alabeo del borde de fuga.

de profundidad. También son permitidas despostilladuras con una profundidad de más de 0.10 pulg. (2.54 mm) y 0.25 pulg (6.35 mm) de longitud en la superficie exterior del borde de fuga.

Cualquier número arriba de 0.30 pulg. (7.62 mm) del contorno original.

7. Agrietamientos axiales en superficie cóncava.

Se permiten dos grietas por álabe extendiéndose hacia atrás desde la primera hilera de orificios laterales (no a través de los orificios) hasta las ranuras del borde de fuga.

8. Agrietamientos axiales en superficies convexas.

Se permiten dos grietas por álabe entre la mitad de la cuerda de la base y el borde de fuga separadas radialmente 0.25 pulg (6.35 mm); o una grieta por álabe sin exceder una longitud de una pulgada (2.54 cm) y una distancia de 0.50 pulg

INSPECCION

(Utilizando Boroscopio)

LIMITES DE SERVICIO UTIL

9. Calentamiento excesivo en el borde de fuga (Pérdida de metal).
10. Calentamiento excesivo y rajaduras en ambos lados (convexo y cóncavo) del álabe.
11. Calentamiento excesivo o picaduras en el borde de ataque del álabe.

(12.70 mm) desde la parte posterior del álabe hasta la mitad de la cuerda de la base; o un máximo de tres grietas por álabe sin ser adyacentes ninguna de ellas.

El área total eliminada en el borde de ataque por el calor no deberá exceder de 3.00 pulgadas cuadradas (19.35 cm^2) por montaje. El área acumulada se obtiene sumando el área individual de la altura radial por la longitud axial de cada álabe.

No deberá exceder un área de 1.5 pulgadas (3.81 cm) de largo por una pulgada (2.54 cm) de ancho por álabe.

Solo se permiten depósitos de carbón en el borde de ataque, no debe haber ningún agujero.

INSPECCIONLIMITES DE SERVICIO UTIL

(Utilizando otras técnicas)

12. Agrietamientos en los que no es posible ver a simple vista ni el ancho ni la profundidad. Se permite cualquier cantidad.

3.2.3.5 ALABES DE LA TURBINA.

Los límites de servicio útil para los álabes de la turbina son mucho más estrictos que los que se aplican para los álabes guía. Esto es particularmente cierto para los álabes del primer paso de la turbina debido a las altas temperaturas a las que están expuestos. El esfuerzo al que están sometidos los álabes debido a la fuerza centrífuga requiere que estos estén libres de cualquier tipo de agrietamiento en cualquier área del álabe.

Tampoco se admitiran abolladuras y despostilladuras en toda el área de la raíz del mismo.

Un número limitado de picaduras y cortaduras pequeñas podrán ser permitidas en un área que se encuentre fuera de la parte media e inferior del álabe.

Deberán rechazarse aquellos álabes que tengan deformaciones en su longitud debido a excesivo calentamiento, así como álabes con roturas que sean consecuencia de un golpe u otra causa.

3.3 SERVICIO DE REPARACION MAYOR ("OVERHAUL").

Hace algunos años, todos los motores tenían un número específico de horas en las cuales podían operar antes de ser sometidos al servicio de reparación mayor. A este periodo de tiempo se le conoce como 'tiempo anterior a la reparación mayor' mejor conocido por las siglas "TBO" ("Time Before Overhaul").

El tiempo anterior a la reparación mayor (TBO) varía mucho con los diferentes tipos de motores, y sobre todo cuando entra en servicio un nuevo tipo de motor, ya que para éste, el tiempo anterior a la reparación mayor es muy corto, pero gracias al monitoreo por condición, al registro de servicio y mantenimiento del motor y a las inspecciones que se llevan a cabo, se ha probado que es posible alargar este tiempo (TBO) dentro de rangos de operación seguros y confiables, dando por resultado que el servicio de reparación mayor será solo necesario cuando se requiera el mantenimiento mayor del motor y esto acontece cuando se cumplen de 12,000 a 14,000 horas de vuelo para el motor JT8D, lo que significa un promedio de tres a tres años y medio.

A esto es a lo que se le llama mantenimiento o servicio de reparación mayor 'por condición'.

Debido a que el tiempo anterior a la reparación mayor (TBO) está determinado en la actualidad por la vida útil de uno o dos componentes del motor, durante el servicio de reparación mayor se encuentra generalmente que otros componentes están en buenas condiciones y aptos para continuar en servicio por un periodo de

tiempo más largo. Por consiguiente, con la introducción de motores con módulos, el perfeccionamiento de los diferentes tipos de inspección y las técnicas de monitoreo disponibles, el método del tiempo anterior a la reparación mayor (TBO) que limitaba la vida del motor que se encuentra instalado en el avión ha sido reemplazado por el método 'por condición'. Básicamente esto significa que la vida útil que se declara no es la de todo el motor, sino solamente de ciertas partes y componentes de éste.

Cuando se alcanza el tiempo de vida útil de algún componente, simplemente éste es reemplazado por otro, y el motor continúa en servicio mientras que el componente que fue quitado se somete al servicio de reparación mayor.

El servicio de reparación mayor se lleva a cabo en talleres y centros de servicio autorizados por la Agencia Federal de Aviación ("Federal Aviation Agency", FAA). Estos centros de servicio deberán contar con las instalaciones y el equipo necesario designado especialmente para el tipo de motor en el que se esté trabajando así como de personal altamente capacitado.

El servicio de reparación mayor de un motor turbo-reactor incluye un completo desensamble e inspección de cada una de las partes del motor. Las partes irreparables son descartadas, y las partes que son reparables se procesan y después son llevadas a una rigurosa inspección con las pruebas que se requieran para ratificar las condiciones óptimas de trabajo de cada componente.

3.3.1 PROCEDIMIENTOS DEL SERVICIO DE REPARACION MAYOR.

En la actualidad el servicio de reparación mayor puede ser dividido en:

1. Desensamble
2. Limpieza
3. Inspección
4. Reparación
5. Balanceo
6. Reensamble
7. Pruebas
8. Almacenaje

1. Desensamble.- El motor JT8D es desensamblado en posición vertical sobre una plataforma en la cual se monta sobre un dispositivo con la parte frontal del motor hacia abajo como se muestra en la figura 3.12.

El motor se desensambla en módulos, los cuales son montados en unos soportes especiales por separado y son enviados a diferentes áreas del taller en donde posteriormente se desarmen en partes individuales. Cada accesorio y componente será enviado al área de limpieza para la preparación de la inspección.

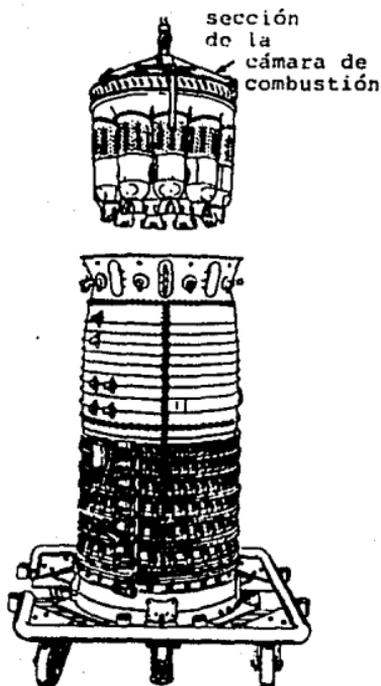


Fig. 3.12: Desensamble vertical del motor JT8D.

2. Limpieza.- Los agentes de limpieza que son usados durante el servicio de reparación mayor, van desde solventes orgánicos hasta solventes ácidos y otros limpiadores químicos que pueden ser también soluciones electrolíticas limpiadoras.

Los solventes orgánicos incluyen el keroseno para lavado, el tricloroetano como desengrasante y removedores de pintura que pueden ser generalmente usados en la mayoría de los componentes para la remoción de carbón y pintura.

También se usan con estricto control ácidos y solventes químico-

cos para poder eliminar el óxido, limpiar y remover el carbón de ciertos componentes de la sección caliente y desincrustar objetos extraños de las diferentes partes del motor.

Es muy importante llevar a cabo un alto grado de limpieza en las partes móviles del motor como son los discos de la turbina para poder hacer una inspección detallada. Las soluciones limpiadoras electrolíticas son las más empleadas para este fin.

3. Inspección.- Una vez que los componentes del motor han sido limpiados, se efectúan dos tipos de inspección.

- a) Inspección Visual.
- b) Inspección Dimensional.

a) La inspección visual se utiliza para detectar daños que pueden ser visibles a simple vista u ocultos en donde es necesario utilizar técnicas que requieren equipos que en ocasiones resultan ser muy caros.

La inspección visual incluye dos diferentes pruebas:

- Inspección destructiva.
 - Inspección no destructiva.
- En la inspección destructiva, como su nombre lo dice, es necesario hacer cortes en la pieza que se está examinando. Posteriormente se pulen dichos cortes y a través de un análisis metalográfico se ven en el microscopio para poder determinar las condiciones de la estructura interna de los diferentes componentes del motor.
- La inspección no destructiva incluye desde el método de inspec-

ción visual simple a través del boroscopio o lentes de aumento hasta otros métodos mas complejos como son el uso de partículas fluorescentes para la observación de fracturas en la pieza con ayuda de la luz negra.

La inspección con partículas magnéticas que consiste en una prueba de magnetización de materiales ferrosos para la detección de grietas que pueden ser superficiales o profundas. Instrumentos que utilizan vibraciones con ultrasonido son utilizados para detectar grietas internas, y para partes críticas se utilizan los rayos X.

b) La inspección dimensional consiste en la medición de componentes específicos del motor como son los álabes, los discos de la turbina, etcétera, para asegurarse de que están dentro de los límites y tolerancias que se especifican en las tablas de límites de los manuales de mantenimiento. Muchos de los componentes son medidos en cada servicio de reparación mayor debido a que sólo se permiten pequeños rangos de desgaste o distorsión. Otros componentes son medidos solo cuando las condiciones encontradas durante la inspección visual requieren de verificación dimensional.

El proceso de inspección dimensional deberá ser muy preciso, y se llevará a cabo a través de métodos recomendados por el fabricante del motor y por ningún motivo deberán ser alterados sin el consentimiento del jefe del departamento de ingeniería de motores.

4. Reparación.- Una gran variedad de técnicas son usadas en la actualidad durante el proceso de reparación de las diferentes par-

tes del motor asegurando de esta manera los bajos costos de servicio y mantenimiento.

Los procesos de soldadura, pulido, maquinado y galvanoplastia son algunas de las técnicas más empleadas durante la reparación.

Algunos métodos de reparación como es el de la soldadura, pueden afectar las propiedades de los materiales por lo que es necesario someterlos a un tratamiento térmico para aliviar los esfuerzos generados durante el proceso y restablecer las propiedades mecánicas del material en el área afectada por el calor.

Los métodos de galvanoplastia son ampliamente usados con propósitos de reparación. Dichos métodos abarcan desde el cromado que se usa para dar un acabado superficial muy duro hasta recubrimientos muy delgados como el plateado o cobrizado, los cuales pueden ser aplicados en determinadas áreas de los componentes del motor como es la sección de la flecha en donde van ajustados los rodamientos para restaurar el diámetro de la misma, la cual se ha reducido en un porcentaje muy pequeño.

A consecuencia de los procesos de maquinado o recubrimiento de materiales al que se ven sometidas las piezas del motor durante la reparación del mismo, sus dimensiones serán afectadas reduciéndose en algunos casos o incrementándose en otros, dependiendo del proceso que se haya efectuado. Por tal motivo, es necesario cubrir la zona afectada de la pieza mediante el esparcimiento por pulverización en capas muy delgadas del material faltante, o por el contrario, eliminar el material sobrante con el uso de limas o esmeriles para devolver las dimensiones originales de ésta.

La inspección de las piezas que han sido reparadas se efectúa principalmente mediante el método de partículas magnéticas o penetrantes. Sin embargo, se requieren inspecciones mas detalladas en las piezas que han sido reparadas con un mayor grado de dificultad llevandose a cabo pruebas de resistencia mecánica e inspección con rayos X en las áreas soldadas.

5. Balanceo.- Debido a las altas velocidades rotacionales, cualquier desequilibrio en el montaje del rotor principal de un motor turbo-reactor, es capaz de producir vibraciones y esfuerzos que se incrementarán al cuadrado de la velocidad rotacional. Por lo tanto, es necesario un balanceo muy preciso a todos los discos de los rotores.

Los dos métodos principales de medición y corrección del desequilibrio son: El balanceo en un plano (estático).

El balanceo en dos planos (dinámico).

El balanceo en un plano es usado cuando el desequilibrio se presenta únicamente sobre un plano. Esto significa que el desequilibrio está centrado directamente en una componente de 90 grados con respecto a los ejes cartesianos.

El método de balanceo en un plano, es apropiado para componentes como los discos del compresor o de la turbina, pero para el conjunto completo del compresor o turbina que posee una longitud axial apreciable, el desequilibrio se puede presentar en varios lugares a lo largo de los ejes, por lo que en este caso es necesario el balanceo en dos planos.

6. Reensamble.- Al igual que en el desensamble, el reensamblado del motor se realiza en posición vertical uniendo los módulos que fueron reparados e inspeccionados. Es importante revisar en esta etapa que todas las juntas, empaques y accesorios de goma que se usan en el motor para asegurar la unión correcta y adecuada entre los módulos, hayan sido cambiados por unos nuevos. También se ratificarán los límites y tolerancias del montaje de diversos componentes como es la posición radial y axial de los rotores de la turbina y compresor, el movimiento de la punta exterior de los álabes para que no vayan a tocar por ningún motivo la pared interna de la carcasa, la posición correcta de los engranes para que guarden la distancia apropiada entre ellos, etc..

Se deberá tener extremo cuidado para prevenir que caigan al interior del motor basura, piezas pequeñas de metal, herramientas de trabajo, etc. Si una tuerca, tornillo, chaveta o cualquier otra pieza pequeña se extravía al armar el motor, deberá detenerse el proceso de armado hasta que sea localizada, ya que si quedara adentro del motor, al trabajar éste, causará severos daños del mismo.

Las tuercas, pernos y birlos deben ser asegurados correctamente de acuerdo a lo indicado en los manuales de mantenimiento. El alambre de seguridad debe emplearse en los birlos, ya que las rondanas de seguridad, chavetas u otro dispositivo no aseguran que el birlo se afloje.

7. Pruebas.- Para asegurar que el rendimiento del motor cumple las especificaciones garantizadas por el fabricante, todos los motores deberán someterse a una operación de prueba de acuerdo a un programa establecido antes de ser transportados, almacenados y usados en el avión.

El consumo de combustible y aceite son verificados así como también se toman medidas de presión y temperatura en diversos puntos del motor. La potencia se mide a través de varios instrumentos para obtener resultados precisos. Una discusión más detallada acerca de las pruebas que se le hacen al motor se encontrará más adelante (Punto 3.3.4).

8. Almacenaje.- El grado de preservación es determinado por el periodo de tiempo anticipado en el cual el motor se espera que esté inactivo. Con objeto de proteger al motor durante largos periodos de tiempo en el que se encuentre almacenado (usualmente tres meses o más), se recomienda ejecutar los siguientes puntos:

- a) Todas las aberturas externas del motor serán selladas con tapones y cubiertas de protección.
- b) Se pondrán agentes deshidratantes, por lo general bolsas con gel de sílica, en el ducto de admisión y de escape del motor.
- c) El sistema de aceite será drenado .
- d) El sistema de combustible será drenado y rebotado con un aceite preservativo.
- e) Se aconseja atomizar aceite en el compresor y en el último paso de la turbina mientras se hace girar el motor con la mano, teniendo cuidado de que no se adhieran los álabes y al ducto

de admisión partículas de basura y polvo que alterarán el perfil del flujo de aire que admite el motor, afectando por ende la eficiencia del compresor.

- f) El motor se montará sobre una plataforma de transportación especial, que tendrá integrados unos amortiguadores en los soportes del motor, para evitar cualquier vibración que perjudique al motor.

3.3.2 CELDA DE PRUEBAS.

Las pruebas de operación de los motores JT8D se llevan a cabo en la celda de pruebas, que está equipada con los instrumentos necesarios para medir todos los parámetros operacionales del motor que se deseen.

El edificio está construido de concreto y en su interior se alojan los cuartos de instrumentos de control y el de operación del motor.

El cuarto de los instrumentos de control cuenta con indicadores digitales y analógicos, además de computadoras con pantallas e impresoras donde se registran todos los datos operacionales del motor. También tiene una ventana con vidrios blindados para poder observar al motor que se encuentra en operación en el cuarto diseñado especialmente para este fin.

Ya que los niveles de ruido que emite un motor turbo-reactor trabajando a su máxima potencia durante las pruebas de operación son muy elevados, el cuarto para la operación del motor debe contar con una instalación de supresores de ruido en el ducto por

donde son descargados los gases de escape.

La instrumentación que se utiliza en la celda de pruebas incluye indicadores de temperatura que registran lo siguiente:

1. Temperatura de admisión del aceite y combustible.
2. Temperatura del aire en la marcha.
3. Temperatura del aceite de recuperación.
4. Temperatura en la admisión del compresor.
5. Temperatura ambiente.

Manómetros e indicadores de presión que registran:

1. Presión de admisión del combustible.
2. Presión del sistema de lubricación.
3. Presión de la bomba principal de combustible.
4. Presión del aire en la marcha.
5. Presión barométrica o del medio ambiente.
6. Presión de los sistemas de sangrado.
7. Relación de presión entre la admisión y el escape.
8. Presión del aire del sistema anti-hielo.

Otros instrumentos y controles que también son usados son los siguientes:

1. Diversos interruptores de control.
2. Palancas de control de empuje.
3. Relojes y cronómetros.

4. Tacómetros para medir las revoluciones por minuto del compresor de baja (N1) y del compresor de alta (N2).
5. Medidor de flujo de combustible
6. Medidores de empuje hidráulicos.

Cuando el motor se instala en el soporte de acero del cuarto de operación en la celda de pruebas, se colocan sobre el ducto de admisión del motor una malla de alambre y un marco con el filo redondeado. Ambos provocarán un efecto de resistencia que deberá ser tomada en cuenta en el momento de registrar las lecturas durante la operación de prueba del motor.

También se instalan y conectan una serie de tubos, mangueras y cables que proveen al motor de aire, combustible y electricidad necesarios para su funcionamiento. De la misma manera se conectarán todos los instrumentos de medición para hacer las correspondientes lecturas durante las pruebas.

Las pruebas que se hacen en la celda incluyen observación de los instrumentos durante el encendido y aceleración del motor. También se manejan varios rangos de empuje como son desde ralentí, máximo en crucero, máximo al despegue y máximo continuo al despegue. Otro dato que es registrado y es muy importante, es el tiempo de aceleración.

3.3.3 INSTRUMENTOS DEL MOTOR.

Los instrumentos de abordó o de las instalaciones de los bancos de prueba en tierra, como en la celda de pruebas, con los cuales ha de estar totalmente familiarizado el operador del motor, piloto, ingeniero de vuelo, inspector de operaciones de mantenimiento y, en general todos aquellos técnicos relacionados con la operación del motor en vuelo o en tierra, pueden considerarse englobados en dos grupos, estando incluidos en cada uno de ellos los instrumentos que se enumeran a continuación.

+ Instrumentos principales para control de empuje proporcionado por el motor cuyos indicadores son por lo general los siguientes:

- Relación de presión del motor (EPR).
- Temperatura de los gases de escape (EGT).
- Consumo de combustible (FF).
- Temperatura de admisión de aire (AIR TEMP).
- Indicador de revoluciones por minuto del compresor de baja y alta (N1 y N2).

+ Instrumentos auxiliares para control funcional, que pueden englobarse en los subgrupos siguientes:

De control de alimentación de combustible al motor.

- Presión de alimentación de combustible.
- Temperatura del combustible.
- Contador de combustible utilizado, acumulación de

la medida por el contador de flujo, incluido en el grupo de instrumentos principales.

De control del aceite de lubricación del motor.

- Presión de aceite.
- Temperatura de aceite.
- Presión de aire de ventilación del aceite de lubricación.
- Contador de aceite disponible en el depósito.

De medición de vibración del motor.

La configuración normal y nomenclatura en el idioma inglés, es la que se incluye en la figura 3.13 y, la agrupación de instrumentos por misiones de control afín, es la que se indica en las figuras 3.14 y 3.15.

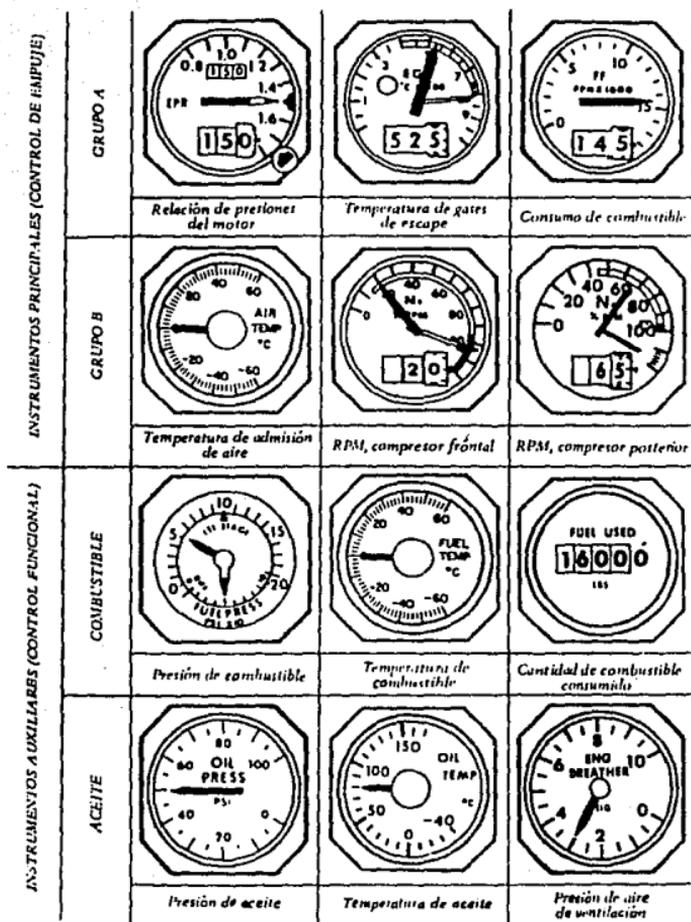


Fig. 3.13: Instrumentos de a bordo para control de funcionamiento del motor turbo-reactor JT8D.

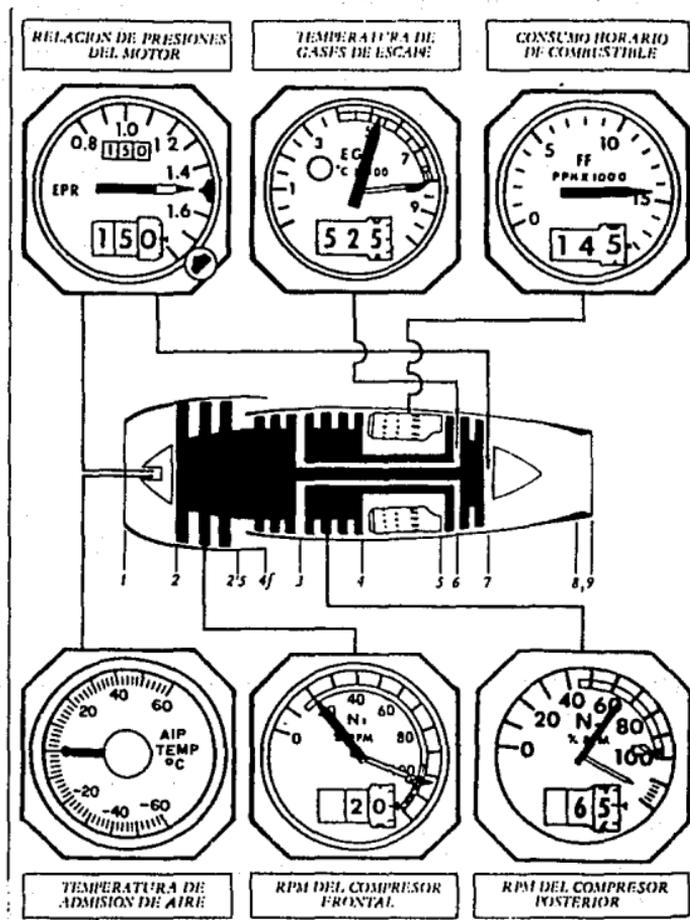


Fig. 3.14: Instrumentos principales de control de empuje del motor.

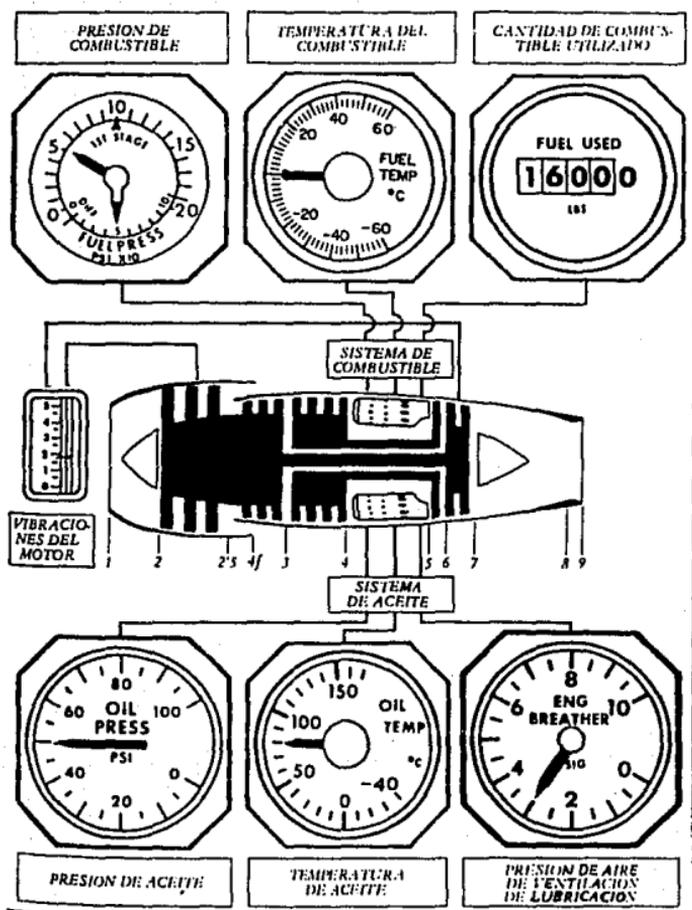


Fig. 3.15: Instrumentos auxiliares de control funcional del motor.

3.3.4 PRUEBA DE FUNCIONAMIENTO DEL MOTOR.

Los procedimientos para las pruebas de funcionamiento del motor JT8D, son desarrollados y publicados por el fabricante del motor, o sea, "Pratt & Whitney". Estos procedimientos deberán ser seguidos rigurosamente y en forma precisa para asegurar que la información obtenida sobre el rendimiento del motor a través de las pruebas es correcta.

Cuando se realiza la prueba del motor, es una práctica común registrar la medición de ciertos parámetros esenciales con objeto de evaluar el correcto rendimiento del motor.

Algunos de estos parámetros son:

1. Temperatura ambiente (T_{am}).
2. Presión atmosférica (P_{am}).
3. Presión total de los gases de escape (P_{t7}).
4. N1 revoluciones por minuto (N_1).
5. N2 revoluciones por minuto (N_2).
6. Temperatura de gases de escape (EGT).
7. Flujo de combustible en libras por hora (W_f).
8. Empuje (F_a).
9. Presión del aire a la salida del compresor de baja (P_{s3}).
10. Presión del aire a la salida del compresor de alta (P_{s4}).

Estos parámetros son los adecuados para determinar el rendimiento del motor, pero también se registran otros en caso de que

se requiera verificar algún componente o sistema en especial.

Cuando un motor es reensamblado con todos sus aditamentos y sistemas auxiliares para un cambio rápido de motor ("Quick engine change", QEC), es necesario considerar que el equipo instalado en el motor podrá afectar algunas de las medidas en el rendimiento.

El flujo de aceite y su temperatura podrían variar como resultado del enfriador del aceite (radiador aceite/combustible) y de la bomba de combustible. También el flujo de alimentación de combustible y su presión podrán ser afectados por la bomba principal de combustible.

Debido a que el rendimiento normal de un motor ocurre solo bajo condiciones atmosféricas estándar, la presión atmosférica y la temperatura ambiente deberán ser corregidas a dichas condiciones. Esto se logra utilizando los términos de corrección designados por las letras griegas delta (δ) y theta (θ). Delta se usa para corregir la presión y theta para la temperatura. Ambos valores podrán ser obtenidos a través de tablas en los manuales, o podrán calcularse como sigue:

$$\delta = \frac{P}{P_o} = \frac{P}{29.92} \quad \text{Ec'n. (3.1)}$$

$$\theta = \frac{T}{T_o} = \frac{t(^{\circ}\text{F}) + 460}{519} \quad \text{Ec'n. (3.2)}$$

- en donde :
- P = Presión barométrica observada (en pulg. de Hg).
 - P₀ = Presión barométrica estándar (en pulg. de Hg).
(a nivel del mar y a 15 grados centígrados)
 - T = Temperatura; °R = (°F + 460).
 - T₀ = Temperatura ambiente estándar, 519 °R. (1)

Si se usan los grados Kelvin para indicar temperatura absoluta, entonces será utilizada la escala centígrada.

°C + 273 convierte la temperatura en grados centígrados a grados Kelvin. La temperatura ambiente estándar en grados Kelvin será por lo tanto de 288°.

Se emplean las siguientes fórmulas para hacer correcciones de las mediciones aplicando δ y θ .

$$N_2(\text{corregida}) = \frac{N_2(\text{observada})}{\sqrt{\theta_{t_2}}} \quad \text{Ec'n. (3.3)}$$

$$\text{EGT } ^\circ\text{R}(\text{corregida}) = \frac{\text{EGT}(\text{observada}) + 460}{\sqrt{\theta_{t_2}}} \quad \text{Ec'n. (3.4)}$$

$$W_f(\text{corregida}) = \frac{W_f(\text{observada})}{\delta_{t_2} \sqrt{\theta_{t_2}}} \quad \text{Ec'n. (3.5)}$$

(1) En la aeronáutica la temperatura ambiente estándar es de 15 grados centígrados.

$$F_{\text{neto}} = \frac{F_n \text{ (observado)}}{\delta t_a} \quad \text{Ec'n. (3.6)}$$

Cabe señalar que el incremento de peso del flujo de aire que admite el motor, es directamente proporcional al aumento en la presión e inversamente proporcional a la raíz cuadrada del aumento de la temperatura, es por esta razón que el término theta (θ) lleva raíz cuadrada.

Los valores observados y calculados a través de las fórmulas que se presentaron anteriormente (ecuaciones 3.3, 3.4 y 3.5) como son N_2 (rpm), EGT y Flujo de combustible (W_f) son anotados y graficados como se muestra en la figura 3.16.

Nótese que también se grafican las relaciones de presión del compresor de baja presión y de alta presión. Estas relaciones de presión están indicadas por P_{s3}/P_{am} para el compresor de baja presión, y por P_{s4}/P_{am} para el compresor de alta presión.

El empuje del motor (F_a) puede ser determinado directamente por medio del medidor de empuje en la celda de pruebas, o bien, podrá ser calculado por medio de la relación de presión del motor (EPR) y a través de la tabla de conversiones de "EPR" del motor.

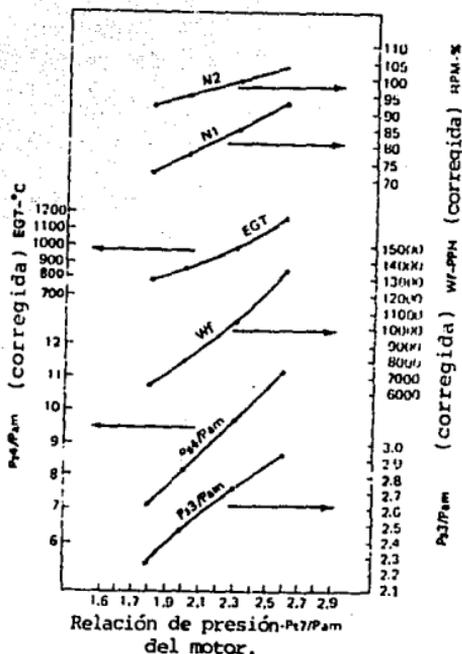


Fig. 3.16: Curvas operacionales características del motor JT8D.

3.4 MEDIOS PARA LA LOCALIZACION DE AVERIAS DEL MOTOR.

Una gran variedad de detectores, sensores, instrumentos y sistemas han sido desarrollados para detectar daños incipientes y existentes en un motor y al mismo tiempo nos dan la información adecuada con respecto al ajuste y calibración de las unidades que operan en los diferentes sistemas. Algunos de los sistemas se instalan abordo del avión para que de esta manera sea factible la

detección y localización de fallas durante el vuelo. Otros se designan como equipo complementario de los servicios de mantenimiento en tierra.

Uno de los sistemas de apoyo en tierra que más se usa es el analizador Jetcal ("Jetcal Analyser/Trimmer") fabricado por "Howell Instruments". Este analizador consiste en un equipo portátil que cuenta con un alojamiento para los instrumentos y otro para los accesorios.

El alojamiento de los instrumentos se divide en dos secciones, una de las cuales se separa del analizador y se usa como instrumento por separado en la cabina de mando del avión durante los procedimientos de ajuste y calibración de los componentes e instrumentos del motor.

1. El analizador Jetcal es usado para verificar lo siguiente:

- Continuidad del sistema de temperatura de los gases de escape.
- Resistencia del aislamiento del sistema de temperatura de los gases de escape.
- Resistencia de los arneses de los termopares.
- Precisión de medición de los termopares del motor.
- Propagación de la temperatura en los termopares del motor durante el proceso de ajuste y calibración.
- Precisión del sistema de relación de presión del motor (EPR).
- Precisión de los sistemas de medición de revoluciones por minuto (N_1 y N_2).
- Calibración del indicador de temperatura de gases de escape (EGT), en la cabina de mando del avión.

2. Prueba individual de cada termopar.
3. Prueba del sistema de detección de sobre-temperatura.
4. Monitoreo de temperatura de los gases de escape y revoluciones por minuto durante el ajuste final del motor.
 - Monitoreo de presiones en todas las secciones del motor y de la relación de presión (EPR) durante el ajuste final del motor.
5. Corrección de las lecturas de temperatura y revoluciones por minuto a condiciones atmosféricas estándar.

3.4.1 MONITOREO POR CONDICION DEL MOTOR.

En años recientes el método de monitoreo por condición del motor ha sido adoptado por muchos operadores entre los que se encuentran las aerolíneas mexicanas como son Aeroméxico, Mexicana, Aerocancún, Taesa, Aviaca, Aerocalifornia, Latur y SARO (Servicios aéreos regionales Oriente).

Mediante este método la relación de presión del motor (EPR), las revoluciones por minuto de N_1 y N_2 , el flujo de combustible (F/F), la temperatura de gases de escape (EGT) y la posición de las palancas de control de empuje son usados para determinar el rendimiento aerodinámico del motor, mientras que la amplitud de la vibración y el consumo de aceite serán usados para evaluar el rendimiento mecánico.

Aunque los procedimientos específicos varían entre un operador y otro, en general, las lecturas de los instrumentos en la cabina de mando del avión son tomadas en todos los vuelos durante condicio-

nes de vuelo nivelado o de crucero.

Los datos obtenidos en dichas lecturas se procesan en computadora y se comparan con los datos normales establecidos por el fabricante o por el operador.

El monitoreo por condición del motor ha probado ser un método muy efectivo suministrando toda la información necesaria para poder detectar a tiempo una falla y también determinar de donde proviene.

Gracias a esto se reducen las demoras no programadas y las fallas considerables en el motor.

A continuación se presentan dos ejemplos de fallas detectadas mediante este método en el motor JT8D.

Ejemplo No. 1

Problema: Falla en el primer paso de álabes guía de la turbina.

Motor: JT8D-17R.

Funcionamiento Defectuoso: El motor mostrado en este ejemplo fue desmontado del avión a consecuencia de un deterioro del rendimiento registrado en las gráficas de monitoreo (ver figura 3.17).

El desensamble del motor reveló que el primer paso de los álabes guía de la turbina estaban completamente quemados y deteriorados con severas distorsiones, tanto en el borde de ataque como en el de fuga.

Análisis: La depresión en N2 y el incremento en EGT, son característicos de la mayoría de las fallas en la turbina de alta presión.

El ritmo de deterioro en este caso es la base por la que se asume que el problema se debe a la desintegración progresiva de algún componente, en el montaje de la turbina de alta presión.

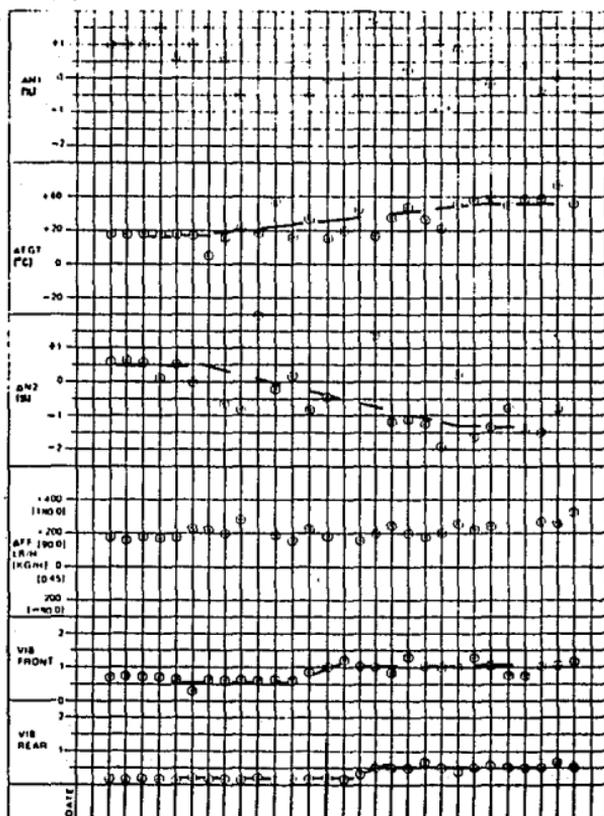


Fig. 3.17: Lectura obtenida por el método de monitoreo por condición de un motor JT8D.

Debido a la deformación y desintegración progresiva de los álabes guía en este ejemplo, habrá un incremento continuo en el área de admisión de la turbina. Esta acción generalmente tiene el efecto de reducir la energía extraída por libra de aire que fluye direc-

tamente hacia la turbina del primer paso a consecuencia de una pequeña caída de presión a través de la misma.

La vibración registrada en la gráfica se debe a que el flujo de aire que pasa por los álabes guía deformados, no llegará al disco de la turbina, con la dirección y velocidad adecuada.

Ejemplo No. 2

Problema: Separación de la carcaza de la turbina.

Motor: JT8D-17.

Funcionamiento Defectuoso: La carcaza de la turbina llegó a estar parcialmente separada de la pared externa en donde se sujetan los álabes guía, como consecuencia de la rotura de veinte pernos de sujeción. Esto provocó una fuga de gases de escape a alta temperatura mezclándose con el aire secundario que fluye por el ducto exterior del motor.

Análisis: En este ejemplo se muestra un patrón muy común, en donde hay un decremento de N_2 y un incremento de EGT y W_f asociados con una pérdida de eficiencia de la turbina de alta presión (ver figura 3.18).

Se asume que debido a un pequeño desplazamiento lateral de los álabes guía a consecuencia de la rotura de los pernos, da por resultado un cambio en la dirección del flujo de los gases provocando una baja eficiencia en el trabajo de los álabes de la turbina.

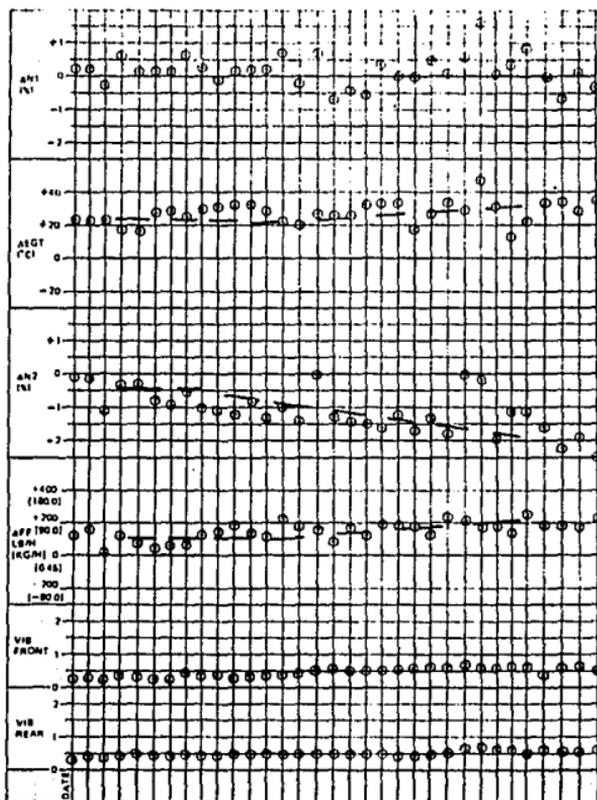


Fig. 3.18: Lectura obtenida por el método de monitoreo por condición de un motor JT8D.

3.4.2 ANALISIS ESPECTROMETRICO DE ACEITE.

El programa de análisis espectrométrico de aceite ("Spectrometric oil analysis program" SOAP) está probando ser una ayuda muy confiable en la prevención de fallas en los motores durante su operación. En este proceso se toman muestras periódicas del aceite, que se encuentra contenido en los depósitos del motor para ser enviadas al laboratorio de análisis de aceite.

La figura 3.19 nos muestra el método utilizado mediante el cual se lleva a cabo el análisis espectrométrico de aceite.

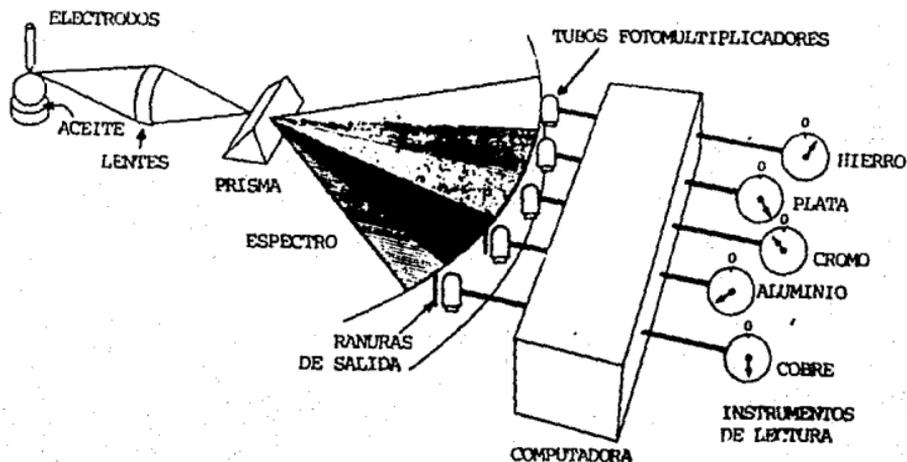


Fig. 3.19: Análisis Espectrométrico de aceite.

En este proceso la muestra de aceite es quemada mediante un arco eléctrico. La luz emitida por el aceite se hace pasar a través de unos lentes amplificadores, un prisma y unas ranuras colocadas en diferentes posiciones donde por medio de unos tubos fotomultiplicadores, se envía el espectro registrado a una computadora que monitorea la longitud de onda, para cualquier tipo de metal que se encuentre contenido en la muestra de aceite.

Las tendencias de los resultados obtenidos en el monitoreo se observan y se examinan las concentraciones anormales de metal, para poder diagnosticar cual es el posible daño en el motor.

3.5 PROCEDIMIENTO DE ARRANQUE DEL MOTOR TURBO-ABANICO JT8D.

El personal técnico y los miembros de la tripulación que trabajan en una aerolínea, deberán seguir las instrucciones específicas y leer las listas de verificación, que se encuentran en los manuales de operación del avión aprobados por la Administración Federal de Aviación (FAA), antes y durante el arranque de los motores.

Los procedimientos a seguir para el arranque del motor JT8D son los siguientes:

(Para el Boeing 727)

1. Efectuar una inspección visual haciendo un recorrido a pie alrededor del avión, de acuerdo con las listas de verificación apropiadas.
2. Efectuar una verificación de pre-arranque en la cabina de mando de acuerdo a las listas de verificación.
3. Arranque de la unidad de potencia auxiliar (UPA).
4. Rectificar que se encuentre libre la zona delantera y trasera de los motores, y que no exista ningún peligro al llevar a cabo el procedimiento de encendido de motores.
5. Verificar la presión neumática (35 libras por pulgada cuadrada).
6. Colocar el interruptor de arranque del motor en la posición 'ARRANQUE EN TIERRA' ("GROUND START").
7. Cuando las revoluciones por minuto de N2 llegan a 20%, colocar la palanca de arranque de motores en 'RALENTI' ("IDLE").
8. Observar la temperatura de los gases de escape (EGT) durante el

- arranque y evitar que excedan de 350 grados centígrados (662° F) cuando la temperatura ambiente exterior ("Outside Air Temperature", OAT) está abajo de 15 grados centígrados (59° F); o cuando la temperatura ambiente exterior sea superior a los 15 grados centígrados (59° F) no deberán exceder de 420 grados centígrados (788° F).
9. Observar el valor de N1 cuando el de N2 haya alcanzado 20%.
 10. Observar gasto de combustible.
 11. Soltar el interruptor de arranque. Observar que la marcha se desengarza al 40% de N2, verificando que la luz de válvula de arranque ("START VALVE OPEN") se apague.
 12. Observar que la luz de baja presión de aceite o filtro bloqueado se apague.
 13. Verificar todos los parámetros del motor después de haber alcanzado una velocidad estable en ralentí.

EGT	300 a 420° C. Cuando se usa aire de sangrado o se extrae potencia del motor para activar otro sistema.
N ₂ r.p.m.	54 a 59.4 por ciento.
Presión de aceite	40 a 55 Lb/pulg ² . (275.8 a 379.23 K Pa.) [Recomendable de 44 a 46 Lb/pulg ²] (303.38 a 317.17 K Pa.)
Temperatura de aceite	40 a 60° C. (120° C máxima).

- Máxima EGT (Temperatura de gases de escape)

Arranque:	En tierra	550° C	(momentánea)
	En vuelo	650° C	
Despegue:		610° C	(5 minutos)
	Con actuación del APR	690° C	(5 minutos al despegue con actuación del APR).
Máxima continua		610° C	
Ida al aire		660° C	(2 minutos)

- Temperatura de aceite: Máxima (15 minutos): arco amarillo
(entre 120° C y 140° C)
- Máximo continuo: banda verde
(entre 45° C y 120° C)

- Presión para arranque [antes de engarzar la marcha]:

Mínima: 30 Lb/pulg² (206.85 K Pa) al nivel del mar, disminuyendo $\frac{1}{2}$ Lb/pulg² (3.44 K Pa) por cada 1000 pies arriba del nivel del mar.

Máxima: 48 Lb/pulg² (330.96 K Pa).

-
- (2) de 0.10 a 0.16 EPR, en los motores que estén operando en el caso de que ocurra la falla de un motor durante el despegue o ascenso, antes de retractar las aletas ("flaps").

- Ciclo de operación de la marcha:

Arranque normal: 30 segundos puesto
60 segundos cortado
Arranque lento: 60 segundos puesto
60 segundos cortado

(dos ciclos por cinco minutos de enfriamiento)

- Ciclo de operación del encendido: 2 minutos puesto
(sistema de alta energía) 3 minutos cortado
2 minutos puesto
23 minutos cortado

- Empuje de reversa: Sólo operar en tierra
Máximo: EPR de ida al aire.

CAPITULO 4
PROGRAMA DE MANTENIMIENTO
PARA UN TURBO-REACTOR JT8D

- 4.1 Necesidad de implementar un programa de mantenimiento.
- 4.2 Inspecciones por sobrelímite de operación.
- 4.3 Inspecciones especiales.
- 4.4 Arreglos y ajustes finales del motor.
- 4.5 Análisis del posible funcionamiento deficiente del motor JT8D, por las indicaciones interrelacionadas de los instrumentos de control del motor.
- 4.6 Comprobaciones de operación del motor.
 - 4.6.1 Verificación de la rotación del motor por vía seca.
 - 4.6.2 Verificación de la rotación del motor por vía húmeda.
 - 4.6.3 Verificación del motor en ralentí.
 - 4.6.4 Verificación de la potencia del motor.
- 4.7 Preparación del motor para almacenaje y transportación.
- 4.8 Procedimientos operacionales en tierra.

4.1 NECESIDAD DE IMPLEMENTAR UN PROGRAMA DE MANTENIMIENTO.

Es de gran necesidad la implementación de un programa de control para la seguridad y el mantenimiento de los motores turbo-reactores, tanto en los talleres de mantenimiento menor de las líneas aéreas, como en los talleres donde se lleva a cabo el servicio de reparación mayor, con el propósito de evitar cualquier posible error durante los trabajos de inspección y reparación de los motores.

También son de gran importancia las normas de seguridad que se aplican en este programa, que tiene por objeto brindar la protección del personal técnico, que labora en los centros de mantenimiento, así como el cuidado apropiado que se le deberá dar al motor y a todos los componentes que lo integran.

El programa de mantenimiento que se propone en esta tesis, consiste en poner en práctica los procedimientos que se describen en los manuales del motor turbo-reactor JT8D de la Pratt & Whitney autorizados por la FAA (Administración Federal de Aviación) mencionados en el capítulo 3, en conjunto con las recomendaciones que se señalan en este capítulo.

4.2 INSPECCIONES POR SOBRELIMITE DE OPERACION.

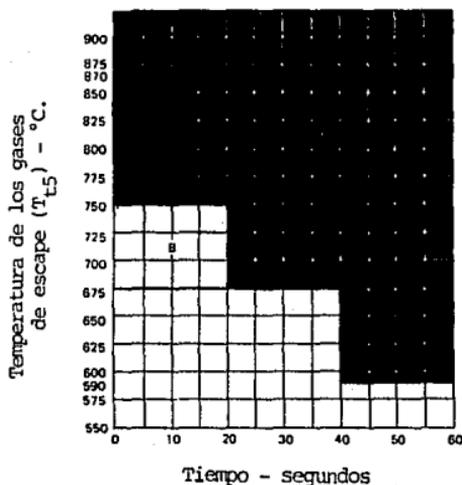
A pesar de que técnicos y tripulación de vuelo toman todas las medidas posibles de precaución para prevenir un sobrelímite en la operación de los motores, hay ocasiones en que esto llega a ocurrir. A veces la causa es el mal funcionamiento del control automático de combustible del motor o por un mal funcionamiento del motor. En cualquier caso, cuando tenemos un sobrelímite en la operación de un motor, es necesario efectuar determinadas inspecciones para determinar cuales son los daños ocasionados al motor y encontrar cual fue la causa del problema.

Durante la puesta en marcha de un motor, el parámetro más crítico es la temperatura de los gases de escape (EGT). Los técnicos encargados del arranque de los motores o la tripulación deberán observar cuidadosamente y de una manera continua el instrumento que indica dicha temperatura, cuando las palancas de arranque son movidas a la posición de ralentí ("IDLE"). Una vez el motor comienza a operar por si solo, sin ayuda de la marcha, la temperatura de los gases de escape se incrementara rápidamente, pero si todos los sistemas están trabajando apropiadamente, no deberá de exceder de ciertos límites (ver en el capítulo 3.5 el punto número 8 de los procedimientos para el arranque del motor JT8D).

Si se presenta el caso de que la temperatura de los gases de escape sobrepasa el límite especificado, la persona que se encuentra a cargo del arranque del motor, deberá retrasar de inmediato la palanca de arranque de motores para reducir de esta manera el flujo

de combustible que es inyectado a las cámaras de combustión.

El personal técnico de mantenimiento y los miembros de la tripulación que efectúan el arranque de un motor turbo-reactor, deberán saber de memoria los límites de operación.



Cualquier arranque en el área A, deberá ser anotado en la hoja de registro del motor, y se tendrá que tomar la acción correctiva de inmediato antes de intentar otro arranque. Será necesaria la inspección visual en el interior del motor por medio del videoscopio.

Cualquier arranque en el área B, deberá ser anotado en la hoja de registro del motor. Arranques frecuentes en esta área serán causa de una acción correctiva.

Cualquier operación en el área C, provocará que se tenga que retirar el motor del avión, para someterlo al servicio de reparación mayor ("Overhaul").

Fig. 4.1: Gráfica de límite de temperatura para el arranque del motor JT8D.

En la figura 4.1 se muestra una gráfica de límite de temperatura para el arranque del motor JT8D. Nótese que cualquier temperatura arriba de los 675 grados centígrados (1247 °F) es causa de atención especial. Las temperaturas que caen dentro del área A, requieren inspecciones especiales (no rutinarias). Los valores de temperatura-tiempo que se encuentren en el área oscura marcada como C, serán causa de una reparación mayor del motor ("Overhaul").

Después de que el motor ya ha sido arrancado y la operación es estabilizada en ralentí, pueden ser permitidas temperaturas altas durante el taxeo o carreteo y la preparación para el despegue.

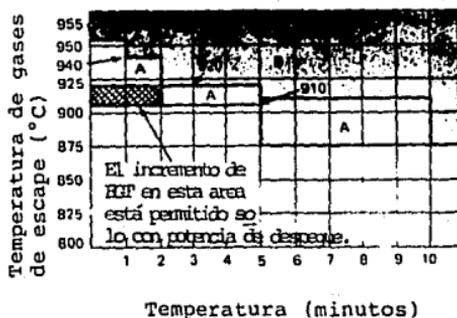


Fig. 4.2: Gráfica de límites de temperatura para cualquier operación excluyendo el arranque del motor.

En la figura 4.2 se muestra una gráfica de limitaciones de temperatura-tiempo, para otras operaciones que no sean el arranque del motor.

Hay que tomar en consideración que las gráficas de los límites de temperatura de las figuras 4.1 y 4.2, son aplicables sólo para los motores JT8D, ya que los valores del límite de temperatura varían dependiendo del tipo de motor.

Si durante la operación del motor, ya sea en el arranque, durante el despegue, en vuelo o en el aterrizaje, se rebasan los límites de temperatura en un intervalo de tiempo muy corto y dicha temperatura no alcanza valores muy elevados, no será necesario retirar el motor del avión para desarmarlo y revisar si hay algún daño en el interior del mismo, pero sí se requerirá efectuar una inspección visual del interior de la sección caliente del motor a través del videoscopio que será comentado en el siguiente capítulo. También será necesario llevar a cabo una inspección visual exterior del motor, con el fin de verificar que no haya componentes de la sección caliente del motor quemados como son cables, tubos, juntas, remaches etc. o distorsión del metal como consecuencia de la alta temperatura a la que se vió sometido el motor. Si durante la inspección interna y externa del motor se llegara a encontrar algún componente en mal estado, deberá ser desensamblada la sección del motor donde se halló el componente para realizar una inspección más detallada y poder hacer las reparaciones necesarias.

Cuando sea necesario hacer una inspección del interior del motor a través del videoscopio, será muy importante que se revisen los siguientes puntos:

- 1.- Cámaras de combustión y accesorios de ensamble para determinar si no existen rajaduras y áreas quemadas en exceso, que sobre-

pasen los límites permitidos que se especifican en el manual del fabricante del motor.

- 2.- Que los inyectores no tengan depósitos de carbón y se encuentre libre el orificio de la boquilla.
- 3.- Verificar que las guías de descarga del primer paso de la turbina (turbina de alta), no tengan rajaduras, áreas quemadas, distorsiones o cambios en la configuración de la superficie externa y que no estén tapados los orificios para el paso de aire de enfriamiento. Se deberán consultar los manuales del fabricante del motor, para determinar si las averías se encuentran dentro de los límites especificados.
- 4.- Verificar lo mismo que en el punto anterior, para los álabes guía del segundo paso de la turbina, basándose también en los manuales autorizados.
- 5.- Inspección detallada de los álabes del rotor del primer paso de la turbina (turbina de alta), revisando que no haya rajaduras, pedazos desprendidos, abolladuras, despostilladuras, golpes profundos y distorsiones en la configuración externa de cada álabe. Cualquier rajadura, por pequeña que sea, será causa de un reemplazo del álabe afectado. Abolladuras y despostilladuras, sólo serán permitidas en determinadas áreas de los álabes de la segunda etapa de la turbina y bajo ciertos límites de tamaño y cantidad, basándose en los manuales autorizados por el fabricante.
- 6.- Observar las condiciones del revestimiento de la estructura media de la turbina, y detectar si no existen deformaciones asociadas con decoloraciones provocadas por exceso de tempe-

ratura, ya que esto tendrá como consecuencia el rechazo de las partes defectuosas.

- 7.- Comprobar que no tengan deformaciones, grietas, golpes, despostilladuras etc. los álabes del rotor del segundo paso de la turbina (turbina de baja), Verificando limitaciones en los manuales.
- 8.- Revisar el montaje del estator de la turbina de baja presión.
- 9.- Ratificar la ausencia de defectos en los álabes del tercer y cuarto paso del rotor de la turbina de baja presión. Como se señaló con anterioridad, no se aceptarán rajaduras de ningún tamaño en los álabes del rotor.

Si se presenta un incremento en la velocidad de los compresores de baja y alta presión (N1 y N2), que exceda los límites del motor, será necesario hacer una inspección por sobrelímite de velocidad.

Si el rotor del compresor de baja presión (N1) estuvo trabajando en un rango de velocidades del 108 al 114 por ciento de revoluciones por minuto, entonces se deberán de verificar los siguientes puntos:

- 1.- Revisar que el rotor del abanico tenga movimiento de rotación libre.
- 2.- Revisar la punta de los álabes del abanico de la primera etapa, con el fin de detectar si hubo contacto con la superficie interna del ducto de entrada.
- 3.- Inspeccionar el compresor de baja presión con el videoscopio.
- 4.- Inspeccionar el ducto de admisión y la tobera de escape buscando la presencia de partículas.

- 5.- Inspeccionar las tres etapas de la turbina de baja presión con la ayuda del videoscopio, y revisar si no hay daños en los álabes guía del estator y en los álabes del rotor. La última etapa de la turbina de baja podrá ser inspeccionada a través del ducto de escape.

Si el rotor del compresor de baja presión (N1), excedió una velocidad del 114 por ciento de revoluciones por minuto ($N1 > 114\%$), será necesario retirar del motor el conjunto que forman el rotor del abanico y compresor de baja, la flecha interior que conecta al compresor con la turbina de baja, y el rotor de la turbina de baja presión para desarmarlos e inspeccionarlos de acuerdo a las instrucciones especificadas en los manuales de mantenimiento del motor.

Cuando el rotor del compresor de alta presión (N2) ha sido operado en un rango de velocidades del 103 al 104.5 por ciento de revoluciones por minuto, será necesario llevar a cabo los siguientes procedimientos:

- 1.- Inspeccionar el ducto de escape buscando la presencia de partículas.
- 2.- Inspeccionar por medio del videoscopio el rotor del compresor de alta presión, revisando que no haya daños en los álabes.
- 3.- Inspeccionar por medio del videoscopio los álabes guía del compresor de alta presión, revisando que no haya daños.
- 4.- Inspeccionar los álabes de la turbina de alta presión y verificar, que se encuentren sujetos en forma adecuada, con sus respectivos seguros al disco del rotor.

Si el conjunto compresor-turbina de alta presión (N2) fue operado arriba del 104.5 por ciento de revoluciones por minuto, el motor deberá ser retirado del avión para someterlo al servicio de reparación mayor.

Debido a que el motor JT8D fue diseñado para trabajar a una determinada velocidad (8,600 revoluciones por minuto para N1 y 12,250 revoluciones por minuto para N2), se puede asegurar que si esta velocidad excede de los límites establecidos por el fabricante del motor, resultarán dañados diversos componentes del conjunto que integran los rotores compresor-turbina, así como un desbalanceo de los discos del abanico, compresor y turbina. Por tal motivo, es muy importante llevar a cabo la inspección por sobrelímite de velocidad, tomando en cuenta todos los puntos descritos anteriormente.

Un factor importante a considerar, es que para poder llevar a cabo la inspección por sobrelímite de operación del motor, el personal encargado de poner en marcha los motores, deberá estar al pendiente en todo momento de las indicaciones de los instrumentos para detectar a tiempo un sobrelímite en la velocidad o temperatura, pues de esto depende que se haga dicha inspección.

4.3 INSPECCIONES ESPECIALES.

En adición a los acontecimientos que requieren inspección comentados en el capítulo anterior, existen ciertos casos que suceden en ocasiones que requieren de atención especial. Entre ellos podemos mencionar daños provocados por fuego, operación del motor sin presión de aceite, daños sufridos por accidente y por la inestabilidad y pérdida en el compresor ("compressor stall"). En cada caso es indispensable efectuar una inspección rigurosa y metódica dependiendo de la naturaleza y severidad del problema. Es muy común encontrarse con desperfectos en el interior del motor durante este tipo de inspecciones, dando como resultado la necesidad de retirar el motor del avión para poder hacer las reparaciones necesarias.

Cuando el motor ha sido operado sin presión de aceite por más de dos minutos, el motor deberá ser retirado del avión para efectuar el servicio de reparación mayor. Si el motor estuvo involucrado en un accidente, se tomarán en cuenta varios factores para poder determinar si es necesario someterlo a un servicio mayor, o simplemente sólo requiere de una reparación menor.

Una correcta identificación de los golpes, fracturas y corrosión en los componentes internos del motor es muy importante, cuando se lleva a cabo una inspección durante el mantenimiento del motor.

Los técnicos e inspectores especializados se encuentran con gran frecuencia en la dificultad de identificar entre un defecto real de una determinada parte o accesorio del motor, y una imagen que no es clara, presentándose en ocasiones una confusión de las imágenes que son captadas a través del boroscopio o del fibroscopio.

Existe una técnica reciente capaz de producir una imagen nítida, clara, con colores reales e imágenes que se pueden ver en un monitor de video solucionando de esta manera, los problemas que se tienen en la interpretación de las inspecciones visuales internas de un motor. A esta técnica se le conoce como imagen electrónica, y uno de los sistemas más utilizados es el "Videoprobe 2000" fabricado en Estados Unidos de América, por la compañía "Welch Allyn".

El sistema de video imagen electrónica consta de una sonda de exploración, un procesador de video, y un monitor de video para la representación visual de la imagen.

Dicho sistema emplea un dispositivo muy pequeño de transferencia de carga ("Charge Coupled Device, CCD") como sensor en la punta de la sonda de exploración, que actúa como una cámara de televisión miniatura, que transmite la imagen electrónicamente a un monitor de video.

La imagen que aparece en el monitor es grabada en cintas de video de alta fidelidad, o es fotografiada con el objeto de que pueda ser estudiada por varios inspectores que no necesariamente necesitan estar en el taller de mantenimiento.

Esta técnica de inspección trae consigo muchas ventajas a la hora de determinar cuales son los daños internos del motor, debido a lo sencillo que resulta la interpretación de las imágenes que se ven en el monitor.

4.4 ARREGLOS Y AJUSTES FINALES DEL MOTOR.

El arreglo final del motor turbo-reactor ("Engine Trimming"), es el proceso de ajustar la unidad de control de combustible, para que el motor produzca un determinado empuje a unas revoluciones por minuto designadas.

El empuje se determina midiendo la relación de presión del motor entre la entrada y la salida de éste (EPR), o lo que es lo mismo, el ratio de la presión de los gases de escape de la turbina y la presión del aire que admite el motor por el ducto de admisión (P_{t6}/P_{t2}).

El proceso del arreglo final de un motor turbo-reactor puede ser comparado con un motor de pistones, cuando a éste se le ajusta el tiempo para obtener un rendimiento óptimo.

Los motores turbo-reactores como es el caso del JT8D que utilizan un control computarizado de los sistemas de combustible, no requieren ser ajustados, ya que cualquier ajuste requerido será hecho automáticamente por la computadora que regula el control de combustible. Sin embargo, hay ocasiones en que la computadora no puede regular todos los parámetros por si sola, y entonces, es cuando los técnicos encargados en el mantenimiento del motor serán los que hagan los ajustes de la unidad de control de combustible.

El motor JT8D es probado y ajustado antes de salir de la fábrica (en este caso "Pratt & Whitney") que llevó a cabo su manufactura para producir un cierto empuje.

La velocidad del rotor compresor-turbina de alta presión (N2) que es requerida por el motor para producir un cierto empuje, está

registrada en una placa de datos en el motor, y en la hoja de datos del manual de operación del motor, esta información se encuentra tanto en revoluciones por minuto como en por ciento de las máximas revoluciones por minuto.

Debido a las tolerancias de fabricación, y a las ligeras variaciones que se presentan durante la manufactura de los motores, resulta que no hay dos motores que sean exactamente iguales, y será muy raro encontrar motores del mismo modelo que proporcionen el mismo empuje a las mismas revoluciones por minuto, debido a esto, los datos registrados en la placa de cada motor serán diferentes y por esta razón, el arreglo y los ajustes finales de un motor en particular se deberán de hacer en base a los datos de ese motor.

De vez en cuando es necesario efectuar el ajuste de los motores turbo-reactores debido a los cambios que sufren durante la vida de operación. Polvo y otras partículas se adhieren a las superficies de los álabes del rotor y de los álabes guía del estator, provocando una ligera resistencia en el flujo de aire de admisión. La erosión de los bordes de ataque de los álabes de los rotores y álabes guía causada por tierra, polvo y otros materiales, cambian las características y el rendimiento del compresor. También los álabes de los rotores y álabes guía de la turbina, los cuales están sometidos a temperaturas muy elevadas, están sujetos a sufrir corrosión, erosión y distorsión. Todos estos factores provocan una disminución en el empuje del motor, por lo que es necesario llevar a cabo el arreglo final del motor durante los servicios de mantenimiento, basándose en datos como son los del monitoreo por condición del motor (ver capítulo 3.4.1).

Generalmente, nos podemos dar cuenta que un motor se encuentra desajustado, cuando se detecta un aumento en la temperatura de los gases de escape (EGT) para una relación de presión del motor (EPR) determinada.

El procedimiento de arreglo final del motor JT8D se realiza en la celda de pruebas, después de que se le a practicado el servicio de reparación mayor, o como se señalo con anterioridad, durante alguno de los servicios de mantenimiento menor en los hangares de las líneas aéreas, utilizando los procedimientos desarrollados y publicados por el fabricante del motor.

Los procedimientos más importantes para llevar a cabo el arreglo final del motor turbo-reactor JT8D son:

1. En caso de que el arreglo final del motor no se efectúe en la celda de pruebas, entonces se procederá a estacionar al avión lo más próximo posible a la dirección opuesta en la que sopla el viento. La velocidad del viento no deberá exceder de 20 millas por hora (32.2 Km/h.) para obtener mejores resultados. Cerciorarse de que el área alrededor del avión se encuentre limpia y libre de objetos que podrían entrar al motor, o causar problemas durante la operación de éste.
2. Instalar los instrumentos calibrados requeridos para efectuar el arreglo final del motor. Uno de ellos es el manómetro que registra la lectura de la presión de descarga de la turbina (P_{t7}) o EPR. Otro instrumento muy importante es el tacómetro calibrado para tomar la lectura de las revoluciones por minuto de N2.

3. Instalar el regulador del control de combustible.
4. Registrar la temperatura ambiente y presión barométrica. Estos datos son necesarios para corregir las lecturas del rendimiento del motor, a las condiciones atmosféricas estándar (15 grados centígrados y una presión de 29.92 pulgadas de mercurio). La información sobre la temperatura y presión atmosférica es usada para determinar la presión de los gases de escape en la descarga de la turbina, o la relación de presión del motor (EPR) por medio de la curva de arreglo final, o ajuste del motor publicada por el fabricante del mismo.
5. Arrancar el motor y operarlo en ralentí por un tiempo específico para asegurar la estabilización de todos los parámetros del motor. Después operar el motor a la velocidad de 'AJUSTE DE MOTOR' que establece el regulador de control de combustible instalado en el punto 3, durante cinco minutos para estabilizar todas las condiciones. Todas las válvulas destinadas a regular el aire de sangrado del motor deberán estar completamente cerradas, y todos los accesorios de aire de sangrado tendrán que ser apagados.
6. Observar y registrar la presión de descarga de la turbina (P_{t7}), o relación de presión del motor (EPR), y determinar si es o no necesario hacer el arreglo final del motor. En caso de que lo requiera, se procederá a ajustar la unidad de control de combustible para obtener la presión de descarga de la turbina (P_{t7}) deseada. Cuando se obtiene el arreglo final correcto del motor, se registrarán las lecturas de N1 y N2, la temperatura de los gases de escape (EGT) y el flujo de combustible (FF).

7. Las revoluciones por minuto (N1 y N2) observadas, son corregidas controlando la velocidad del rotor de la turbina por medio de la curva de la gráfica, temperatura contra revoluciones por minuto, para suministrar la nueva velocidad ajustada del motor corregida de acuerdo a las condiciones atmosféricas estándar.

Cabe señalar que los puntos mencionados anteriormente son en general, los más importantes para el arreglo final del motor JT8D. También hay que considerar la gran importancia que tiene ajustar correctamente el motor, pues de esto depende la vida útil de sus componentes y el tiempo de servicio efectivo y eficiente que nos pueda proporcionar dicho motor, ya que un motor con un deficiente arreglo final trae como resultado gastos no programados a la compañía aérea, a consecuencia de una notable reducción en el 'Tiempo Anterior a la Reparación Mayor' (TBO) mencionado en el capítulo tres.

4.5 ANALISIS DEL POSIBLE FUNCIONAMIENTO DEFICIENTE DEL MOTOR JT8D POR LAS INDICACIONES INTERRELACIONADAS DE LOS INSTRUMENTOS DE CONTROL DEL MOTOR.

La alta fiabilidad de funcionamiento de los motores turbo-reactores JT8D, hace que el funcionamiento deficiente pueda considerarse como una excepción. No obstante los fallos pueden ocurrir, y de hecho ocurren, por lo que es menester detectarlos lo antes posible para actuar de forma inmediata.

Una avería incipiente del motor puede preverse por las indicaciones de los instrumentos de a bordo de control del motor, antes de que el problema adquiera importancia.

Si las lecturas de los instrumentos se interpretan correctamente, puede llegarse rápidamente a una conclusión del posible fallo y aplicar las medidas correctoras oportunamente.

Por el contrario, una interpretación incorrecta de funcionamiento anormal y una medida incorrecta, puede dar lugar a situaciones peores que las iniciales. No debe descartarse la posibilidad de que sean los instrumentos, los que por avería de ellos, proporcionen falsas indicaciones de que existe avería en el motor, cuando en realidad no es así.

En las figuras 4.4, 4.5 y 4.6, se han combinado una serie de indicaciones anormales, de cuya interrelación puede detectarse la causa del mal funcionamiento del motor.

Para mayor facilidad en la interpretación de la correlación entre las indicaciones, se han identificado éstas de forma cualitativa

y gráfica de la forma siguiente:

- ▲ Lectura de instrumentos superior a la normal.
- Lectura de instrumentos normal.
- ▼ Lectura de instrumentos inferior a la normal.
- Lectura cero de instrumentos o no aplicable en el análisis particular del caso que se analiza.

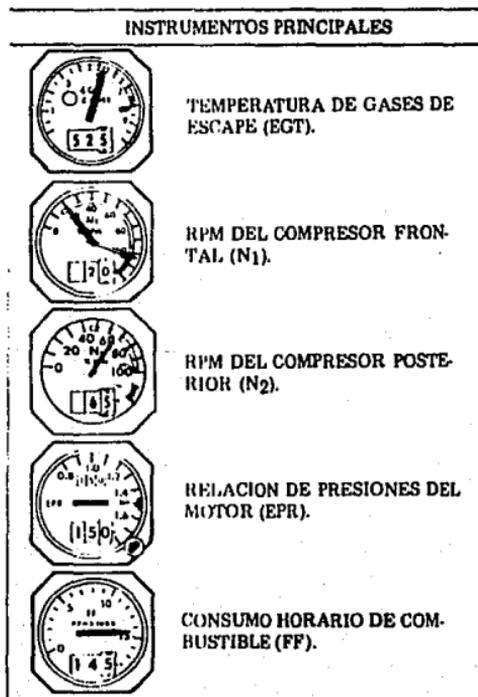


fig. 4.3 (a): Instrumentos Principales del motor.

Es de hacer observar que los cinco instrumentos básicos que se muestran en la figura 4.3 (a) se deben vigilar simultáneamente, debido a que de la interrelación de sus indicaciones puede detectarse mejor la avería y determinar la causa del mal funcionamiento.

Los instrumentos incluidos en el grupo secundario mostrados en la figura 4.3 (b) no están necesariamente interrelacionados, y se pueden vigilar de forma independiente.



Fig. 4.3 (b): Instrumentos Auxiliares del motor.

GRUPO DE INSTRUMENTOS BÁSICOS		INDICACIONES	
		(I) DESPEQUE	(II) DESPEQUE O EN VUELO
PRINCIPALES		▼ Baja	▲ Alta
		▼ Baja	●▲ Normal hacia alta
		▼ Baja	▲ Alta
		▼ Baja	● Normal
		▼ Baja	▲ Alta
AUXILIARES		●▼ Normal o baja	● Normal
		● Normal	● Normal
		● Normal	● Normal
		● Normal	●▲ Normal o alta
CONDICION	*Temperatura de los gases de escape, N ₁ , N ₂ y relación de presión del motor y flujo de combustible bajos.		*Entrada en "pérdida" del motor.
CAUSA PROBABLE	*Bolsa de aire en la unidad de control de combustible o en las tuberías de combustible. *Válvula de cierre de combustible de emergencia parcialmente cerrada. *Motor regulado en régimen demalado bajo. *Alimentación errónea del mando de gases.		*Depósitos extraños en los flujos del compresor, o deterioro de los mismos. *Posible alimentación anormal del mando de gases.
ACCION A ADOPTAR	*Aerlear el motor varias veces. *Cambiar la alimentación de los depósitos de combustible. *Comprobar posición de la válvula de corte de combustible en emergencia. *Posible nuevo reglaje del motor por personal de Mantenimiento.		*Retraer el mando de gases para no sobrepasar la temperatura máxima permisible. *Parar el motor si no se puede controlar dentro de los límites permisible.

Fig. 4.4: Indicaciones interrelacionadas de los instrumentos de control del motor.

GRUPO DE INSTRUMENTOS BÁSICOS	INDICACIONES			
	(III) EN VUELO	(IV) EN VUELO		
PRINCIPALES	 ▲	Alta	▲	Alta
	 ● ▼	Normal o baja	▲	Alta
	 ● ▼	Normal o baja	▲	Alta
	 ▼	Baja	●	Normal
	 ● ▲	Posible aumento	▲	Alta
AUXILIARES	 ●	Normal	●	Normal
	 ●	Normal	●	Normal
	 ●	Normal	●	Normal
	 ● ▲	Normal o alta	●	Normal
CONDICION	<ul style="list-style-type: none"> • Entrada en pérdida del compresor. • Aumento en las lecturas del indicador de vibración. 	<ul style="list-style-type: none"> • Temperatura de los gases de escape N₁, N₂ y flujo de combustible demasiado altos. • Relación de presión del motor y demás instrumentos, normales. • Regulador de gases mal alineado. 		
CAUSA PROBABLE	<ul style="list-style-type: none"> • Ingestión en el motor de objetos extraños. • Deterioro en el compresor. 	<ul style="list-style-type: none"> • Válvula de extracción agorrotada en posición abierta. • Cáster del difusor agrietado. • Sección de quemadores ardiendo (con aviso de incendio). • Pérdida de aire en el cáster del difusor. 		
ACCION A ADOPTAR	<ul style="list-style-type: none"> • Reducir gases para mantener la temperatura de los gases de escape dentro de los límites. • Informar sobre posible ingestión de objetos extraños. 	<ul style="list-style-type: none"> • Reducir ajuste de gases. • Inspeccionar el motor. • Ajustar en el parte de vuelo la relación de pérdida del motor. 		

Fig. 4.5: Indicaciones interrelacionadas de los instrumentos de control del motor.

GRUPO DE INSTRUMENTOS BÁSICOS	INDICACIONES		
	(V) EN VUELO	(VI) EN VUELO	
PRINCIPALES		● ▼ Descenso	● ▼ Descenso
		● ▼ Descenso	● ▼ Descenso
		● ▼ Descenso	● ▼ Descenso
		● ▼ Descenso	● ▼ Descenso
		○ Cero	▼ ○ Descenso (incluso a cero)
AUXILIARES		● Normal	▼ Baja
		● ▼ Normal o baja	▼ Baja
		● Normal	● Normal
		● ▲ Normal o alta	● ▲ Normal o alta
CONDICION	<ul style="list-style-type: none"> Descenso súbito de la temperatura de los gases de escape, RPM, y relación de presión del motor. Flujo de combustible decreciendo a cero. Pérdida total de empuje. 	<ul style="list-style-type: none"> Descenso brusco de la temperatura de los gases de escape, RPM, relación de presión del motor y flujo de combustible. Pérdida total de empuje. 	
CAUSA PROBABLE	<ul style="list-style-type: none"> Fallo de la bomba de combustible accionada por el motor o del eje de atrás de la misma. Fallo de la caja de engranajes del motor. 	<ul style="list-style-type: none"> Extinción de llama en el motor. Si va precedida por entrada en pérdida: motor, es posible que este haya ingerido el gran pajaro o hielo. Si va acompañada por un descenso de la presión de admisión de combustible, posiblemente agotamiento de este. 	
ACCION A ADOPTAR	<ul style="list-style-type: none"> Comprobar el combustible en los depósitos. Comprobar posición de la válvula de cierre de combustible en emergencia. Si es posible volver a encender el motor. 	<ul style="list-style-type: none"> Dejar el encendido puesto. Comprobar combustible en los depósitos. Commutar los depósitos. Comprobar presión de la válvula de cierre de combustible en emergencia. Retener el motor. 	

Fig. 4.6: Indicaciones interrelacionadas de los instrumentos de control del motor.

Las seis condiciones que se muestran son aplicables al turbo-reactor JT8D, expresándose para cada grupo de condiciones un resumen global de la indicación, las causas probables que pueden motivar la anormalidad, y la acción correctora aconsejable con carácter general, pues en todo caso la configuración del sistema funcional del motor afectado dará la acción definitiva a adoptar.

Hay que tomar en cuenta que la primera indicación que se incluye es la temperatura de gases de escape (EGT), pues es la más crítica de las variables del motor, motivo por el cual se debe observar cuidadosamente en todo momento. Una operación continuada del motor con una temperatura de gases de escape por encima del límite permisible, puede conducir a un fallo total del motor por fallo inicial de la turbina de alta presión, en conjunto con el compresor de alta presión (N2). Esto da como resultado, de que si se trata del motor número uno o tres en un Boeing 727, se perdería el sistema de presurización, un sistema hidráulico y aire para el deshielo de los bordes de ataque de alas y empenaje, provocando serios problemas en la seguridad del avión.

4.6 COMPROBACIONES DE OPERACION DEL MOTOR.

Para asegurar que el motor turbo-reactor se encuentra en condiciones satisfactorias de operación, los fabricantes del avión y del motor han especificado determinadas comprobaciones operacionales que deberán ser ejecutadas por el personal de mantenimiento como algo rutinario.

Los tipos de comprobación en particular y los procedimientos que se siguen varían, dependiendo del tipo de motor y del avión involucrado.

A continuación se describen las comprobaciones típicas de operación que se recomiendan en general para cualquier turbo-reactor de doble flujo de compresor axial doble, como es el caso del motor JT8D.

4.6.1 VERIFICACION DE LA ROTACION DEL MOTOR POR VIA SECA.

En este procedimiento se hacen girar a baja velocidad los compresores de alta y baja presión, por medio de la marcha, pero sin la introducción de combustible o ignición.

La verificación de la rotación del motor por vía seca puede ser requerida durante o después de la inspección o mantenimiento para asegurarse que el motor gira libremente, los instrumentos funcionan en forma apropiada y que la operación de la marcha cumple con los requerimientos de velocidad para un arranque satisfactorio.

Esta verificación también es utilizada para determinar la exis-

tencia de fugas en el sistema de lubricación, cuando se ha requerido el reemplazo de algún componente del sistema durante el mantenimiento.

Esta verificación deberá ser ejecutada de acuerdo con el siguiente procedimiento:

- 1.- Asegurarse de que todas las condiciones requeridas posteriores a un arranque normal se cumplen. Dichas condiciones podrán ser establecidas por medio de una inspección antes de arrancar el motor.
- 2.- La posición de los controles e interruptores del motor deberán estar como se indica a continuación:
 - a) Interruptor de arranque del motor, APAGADO ("OFF").
 - b) Palanca de arranque de motores, CORTADO ("CUT OFF").
 - c) Palanca de control de empuje, RALENTI ("IDLE").
 - d) Bomba de combustible, ENCENDIDA ("ON").
- 3.- Energizar la marcha el tiempo necesario, para obtener el movimiento de los compresores, y verificar que los instrumentos registren las indicaciones correctas de la rotación del motor y de la presión del aceite que circula en éste.
- 4.- Desenergizar la marcha y hacer las siguientes verificaciones mientras el motor siga en movimiento (será necesario colocarse junto al motor):
 - a) Poner atención a ruidos extraños, cerciorándose de que no existe fricción durante la rotación del conjunto compresor turbina. Los sonidos que normalmente se escuchan, consisten en pequeños chasquidos de los álabes del compresor y de la

turbina, el sonido de los engranes y de los rodamientos de las flechas.

- b) Inspeccionar las líneas del sistema de lubricación así como todos los accesorios del motor revisando que no haya fugas.
- c) Medir el nivel de aceite en el tanque de aceite del motor.

4.6.2 VERIFICACION DE LA ROTACION DEL MOTOR POR VIA HUMEDA.

En este procedimiento al igual que en la verificación de la rotación del motor por vía seca, también se hacen girar a baja velocidad los compresores de alta y baja presión por medio de la marcha, con la diferencia de que este procedimiento se hará con la palanca de arranque de motores en la posición de RALENTI ("IDLE"), lo cual significa que le entrará combustible al motor. En este procedimiento de verificación, tampoco se introducirá ignición al motor.

La verificación de la rotación del motor por vía húmeda es empleada cuando es necesario saber las condiciones de operación de los componentes del sistema de combustible, después de que estos fueron retirados del motor y reemplazados por otros durante algún mantenimiento. También se requiere para limpiar el sistema de combustible cuando el motor estuvo fuera de operación mucho tiempo.

Los puntos que a continuación se mencionan, son necesarios para llevar a cabo esta verificación:

- 1.- Poner los controles e interruptores del motor en la misma posición en que se colocaron durante la verificación de la rotación

del motor por vía seca.

- 2.- Energizar la marcha.
- 3.- Cuando la velocidad del compresor de alta (N2) alcance 10 por ciento, colocar la palanca de arranque de motores en la posición de RALENTI ("IDLE") y observar la indicación de presión de aceite.
- 4.- Continuar con la rotación del motor hasta que el flujo de combustible (FF) sea de 500 a 600 libras por hora (226.80 a 272.1 kilogramos por hora) o por un máximo de 60 segundos. Observar los límites de operación de la marcha (ver capítulo 3.5.1).
- 5.- Colocar la palanca de arranque de motores en la posición de CORTADO ("CUT OFF") y continuar con la rotación del motor por lo menos durante 30 segundos, para desalojar el combustible de las cámaras de combustión. Comprobar que el indicador de flujo de combustible (FF) caiga a cero.
- 6.- Desenergizar la marcha y hacer las mismas verificaciones sobre ruidos extraños, como se mencionó en el punto número cuatro de la verificación de la rotación del motor por vía seca.
- 7.- Inspeccionar las líneas del sistema de combustible con todos sus accesorios revisando que no haya fugas.
- 8.- Inspeccionar el sistema de lubricación revisando que no haya fugas.
- 9.- Medir el nivel de aceite en el tanque de aceite del motor.

4.6.3 VERIFICACION DEL MOTOR EN RALENTI.

Esta verificación consiste en una revisión de la operación correcta del motor detectando la evidencia de fugas en las conexiones de los sistemas de combustible y auxiliares del motor, así como ruidos extraños en el interior del mismo o en la caja de accesorios. También se comprobará la indicación correcta de los instrumentos del motor.

Las líneas de purga del motor deberán ser inspeccionadas con el fin de detectar fugas.

Después de que el motor ha sido arrancado de acuerdo a los procedimientos aprobados por la compañía aérea, se deberán seguir los siguientes pasos:

- 1.- Estabilizar el motor en ralenti.
- 2.- Rectificar la velocidad del compresor de baja (N1), del compresor de alta (N2), presión de aceite y la temperatura de los gases de escape (EGT), para asegurarse que todas las indicaciones se encuentren en los rangos apropiados y especificados en la tabla de velocidad en ralenti de tierra. Las velocidades del motor variarán de acuerdo a la temperatura de entrada al compresor (T_{t2}) del aire de admisión.
- 3.- Inspeccionar en forma visual las líneas del sistema de combustible, lubricación y neumático, así como sus respectivos accesorios e instalaciones para detectar la presencia de fugas.
- 4.- Durante el vuelo, estabilizar los motores en ralenti de vuelo y rectificar los mismos parámetros del punto dos de la verificación del motor en ralenti, asegurándose que las indicacio-

nes se encuentren en los rangos apropiados y especificados en la tabla de velocidad en ralenti de vuelo.

4.6.4 VERIFICACION DE LA POTENCIA DEL MOTOR.

La verificación de la potencia del motor se efectúa para asegurarse de que el motor cumple con los requerimientos de potencia necesarios en un despegue con un día cálido, sin sobrepasar los límites de temperatura y revoluciones por minuto. Durante las pruebas efectuadas el motor que está siendo probado, no será utilizado para proveer de energía a ningún sistema del avión (eléctrico, hidráulico, neumático u otro).

El motor es probado a un 50 por ciento, 75 por ciento y a potencia máxima.

Durante esta verificación, será necesario observar constantemente la temperatura de los gases de escape (EGT) para evitar la posibilidad de sobre-temperatura en el motor. En caso de que la temperatura se aproximara a un valor máximo admisible, la palanca de control de empuje o acelerador deberá ser atrasada y colocada a un nivel inferior de aceleración para mantener la temperatura de los gases de escape (EGT) dentro de los límites. Durante la operación del motor las palancas de empuje deberán moverse siempre con lentitud.

Para llevar a cabo la verificación de la potencia del motor, se tendrán que seguir los puntos que a continuación se describen:

1.- Ajustar la potencia del motor a una velocidad nominal del compresor de alta (N2), según se indica en la tabla apropiada respecto a una temperatura total del aire ("True Air Temperature, TAT") determinada. Por ejemplo si la curva de velocidad nominal N2 de la tabla coincide con la línea de 91.8 por ciento a 10 grados centígrados para un ajuste de 50 por ciento de la potencia, las palancas de control de empuje se deberán ajustar para que el compresor de alta (N2) produzca 91.8 por ciento de revoluciones por minuto, cuando la temperatura total del aire es de 10 grados centígrados con un ajuste de la potencia del motor del 50 por ciento.

2.- Cuatro minutos después de haber ajustado la palanca de control de empuje a la potencia requerida, tomar el promedio de las lecturas de la temperatura total del aire (TAT), velocidad N1, velocidad N2, temperatura de gases de escape (EGT), relación de presión del motor (EPR) y flujo de combustible (W_f o FF).

Hacer la corrección del flujo de combustible W_f de acuerdo a la presión barométrica registrada en ese momento.

$$W_f = \frac{W_f(\text{observado}) \times 29.92}{\text{Presión barométrica registrada}} \quad \text{Ec'n (4.1)}$$

3.- Usando N1 (Donde $N1 = N1(\text{deseado}) - N1(\text{observado})$) como un factor de corrección, ajustar las lecturas de acuerdo a los ajustes de los parámetros establecidos en el manual de operación del motor.

Durante la operación de un motor turbo-reactor, es necesario enfatizar la importancia de observar con mucho cuidado la temperatura y revoluciones por minuto de N1 y N2. Si se llegara a observar que las indicaciones del motor están alcanzando los límites de operación segura, el operador deberá tomar la acción inmediata de reducir la potencia del motor.

Antes de apagar un motor que se encuentre a una temperatura muy elevada, deberá de operarse durante tres minutos aproximadamente a una velocidad en ralentí de tierra para permitir de esta manera una reducción y estabilización de la temperatura. Tan pronto se haya apagado el motor, deberá de observarse el indicador de la temperatura de los gases de escape (EGT) para rectificar que la temperatura comience a bajar. Si no hay un decremento en el indicador de la temperatura de los gases de escape (EGT), esto será la indicación de que hay presencia de fuego en el interior del motor, por lo que se deberá de conectar la marcha el tiempo necesario para conseguir la rotación del motor, logrando de esta manera, que el fuego salga del motor debido al flujo de aire que comenzará a circular a través de él.

4.7 PREPARACION DEL MOTOR PARA ALMACENAJE Y TRANSPORTACION.

La preparación del motor para almacenaje y transportación es de lo mas importante después de haber sido sometido a un mantenimiento mayor, ya que del tratamiento especial que se le dé, dependerá la preservación del motor.

Por lo tanto, para que el sistema de combustible resista a la corrosión durante el almacenamiento del motor, se le pondrá un aceite especial hasta llenar todo el sistema, y a todos los orificios se les pondrán unos sellos adecuados.

Las superficies externas e internas del motor también serán protegidas, ya sea por medio de unos protectores contra polvo, o con un papel especial impregnado con una sustancia que protege contra el polvo.

El motor deberá ser cubierto con una bolsa reutilizable o con un plástico y en su interior se pondrá una cantidad específica de desecante, para evitar la presencia de humedad en el motor.

El motor será empacado en un embalaje de madera, o de preferencia, en una caja de metal que se colocará sobre unos soportes con muelles y amortiguadores, para evitar movimientos bruscos durante el transporte.

4.8 PROCEDIMIENTOS OPERACIONALES EN TIERRA.

Aunque la operación de los motores turbo-reactores ha sido simplificada en gran medida, como resultado de la introducción de sistemas de encendido automático y controles del sistema de combustible más sofisticados, como es el caso de los motores JT8D de la "Pratt & Whitney", en comparación con el motor AVON de la "Rolls - Royce" o el JT3C (J-57) de la "Pratt & Whitney", aún se registran severos daños en los motores y en los equipos que se encuentran a su alrededor, a consecuencia del uso inadecuado de los controles del motor, o por una inapropiada posición del avión sobre la plataforma.

Como se dijo con anterioridad, antes de arrancar un motor turbo-reactor, el operador deberá estar familiarizado con los procedimientos de arranque, operación e interrupción de funcionamiento aprobados por el fabricante, así como con los instrumentos, controles y limitaciones. Las temperaturas del motor son de especial importancia en este respecto como se mencionó en el capítulo 4.2.

Entre las precauciones de seguridad personal, son de destacar de forma especial las concernientes al funcionamiento de los motores de reacción en las plataformas de arranque y pruebas funcionales, así como en los puntos de salida y llegada de aviones.

La corriente de gases de escape emerge del motor con una alta temperatura y también muy elevada velocidad, siendo menester tomar rigurosas precauciones para que, dentro de determinada zona detrás del motor, no exista personal alguno que pudiera ser peligro-

samente afectado, ni equipos de tierra que pudieran ser dañados.

Las zonas de precaución por alta temperatura y alta velocidad de salida de los gases de escape, dependen lógicamente del empuje del motor y también, aun cuando en menor cuantía, de la configuración de éste en cuanto que sea turbo-reactor puro o de doble flujo como es el caso del motor JT8D.

En este capítulo se incluyen las figuras que representan las envolventes límites de temperatura y velocidad del motor JT8D-9A que proporciona un empuje máximo de 15,000 libras (66,720 Newtons).

Las figuras 4.7 y 4.8 corresponden a las áreas de peligro, por alta temperatura y alta velocidad de los gases de escape en régimen de despegue y régimen de marcha lenta respectivamente.

Aun cuando las pruebas del sistema de empuje inverso o reversa en las zonas de aparcamiento están limitadas al mínimo, se incluye en la figura 4.9 la zona que ha de dejarse libre cuando se opera dicho sistema, y que corresponde sensiblemente a la envolvente por temperatura y velocidad del 50 por ciento del empuje máximo obtenido de forma normal.

En las zonas de pruebas de motores, no solamente son necesarias las precauciones por temperatura y velocidad de los gases de escape, sino también, y de gran importancia, son las precauciones por elevada succión en la admisión.

En efecto, la velocidad de admisión del aire en un turbo-reactor, en donde el gasto de aire es muy elevado, produce una zona de depresión delante del difusor de admisión, tanto mayor cuanto lo es el régimen de operación y las dimensiones frontales del motor.

- Turboreactor de doble flujo.
- Índice de derivación: $\sigma \approx 1'1 / 1$.
- Empuje máximo ≈ 15.000 libras.

RECIMEN DE
DESPEGUE

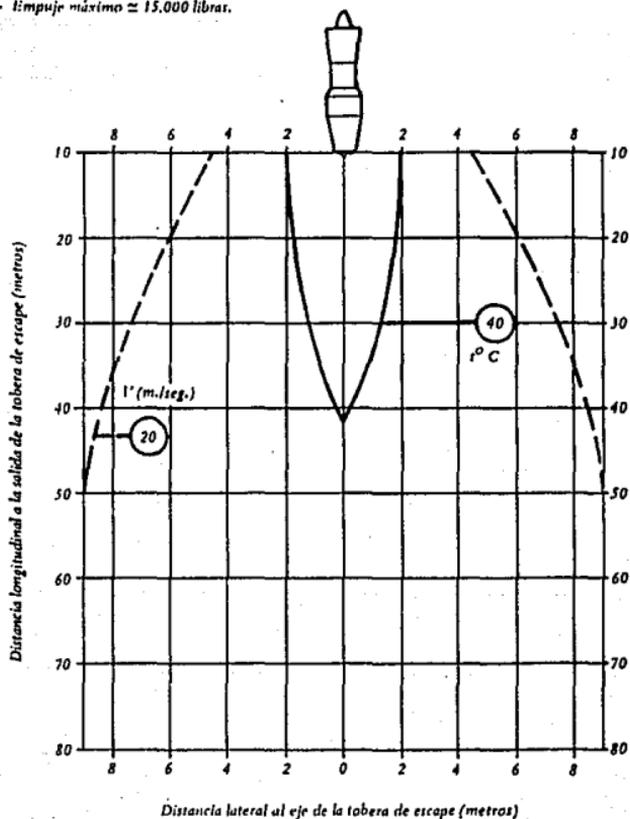


Fig. 4.7: Areas de peligro por alta temperatura y alta velocidad de gases de escape.

- Turborreactor de doble flujo.
- Índice de derivación: $\sigma \approx 1'1 / 1$.
- Empuje máximo ≈ 15.000 libras

REGIMEN DE
MARCHA LENTA

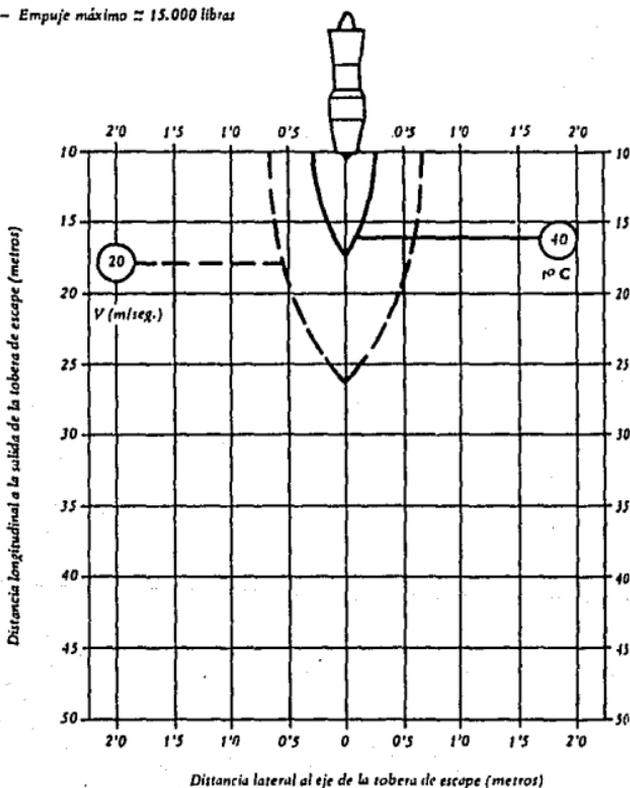


Fig. 4.8: Areas de peligro por alta temperatura y alta velocidad de gases de escape.

$$r = OA = 15 \text{ metros}$$

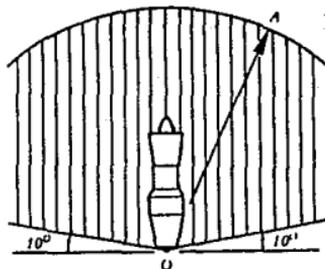


Fig. 4.9: Zona de peligro por utilización de empuje inverso.

Hay que tomar en cuenta que esta velocidad de admisión es uno de los factores que determinan el gasto, incluso a velocidad del motor nula (gasto = sección \times velocidad \times peso específico del aire)

La figura 4.10 indica las zonas de precaución del motor JT8D-9A por elevada succión en la admisión.

Además de las precauciones del personal, deberá cuidarse de que no exista equipo de mantenimiento alguno en dicha zona, prestando especial atención a que no haya elementos ni herramientas en los ductos interiores del difusor de admisión y que estuvieran allí por olvido, pues serían succionadas por el motor, con el consiguiente deterioro grave para éste.

$AB = 8$ metros
 $BC =$ arco de círculo de centro O

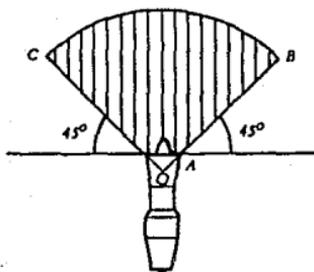


Fig. 4.10: Zona de peligro por elevada succión en la admisión.

Es muy importante colocar en una posición correcta al avión durante las operaciones en tierra. Los motores deberán ser operados sobre superficies de concreto, ya que los derrames de combustible y aceite dañarán severamente las superficies asfálticas. También los gases de escape calientes deteriorarán el asfalto, especialmente cuando se utilizan las reversas del motor.

Cuando se acumula exceso de combustible en las cámaras de combustión durante un intento de arrancar el motor, ocasionalmente se presenta un flamazo en el ducto de escape. Es por esto que hay que tener especial cuidado de no tener ningún material inflamable en el área que circunda la parte posterior del motor. Si se llegara a presentar fuego en la tobera de escape, habrá que estar pen-

diente, de que no se excedan los límites de la temperatura de gases de escape (EGT).

El avión debe ser estacionado con el viento en contra, para reducir los peligros que pudieran presentarse durante un arranque en el cual se excedan los límites de temperatura. Además de que se obtiene un arranque más rápido y una aceleración más uniforme, dicha posición es necesaria, cuando se requiere efectuar algún ajuste en el motor.

Otro peligro asociado con la operación de un motor turbo-reactor, es el que resulta por el ruido que produce en las proximidades de la zona de funcionamiento del mismo. Las dos zonas principales de donde procede el ruido del motor de un avión que se encuentra en tierra son: la zona de escape y la zona del compresor.

El ruido del escape es el de mayor nivel, y es motivado por las fluctuaciones de presión de la corriente turbulenta de salida de gases de alta velocidad, cuando choca con la atmósfera en calma. Dada la naturaleza del chorro de gases, normalmente se generan altas frecuencias en las proximidades de la tobera de escape, y bajas frecuencias en el chorro ya alejado de la tobera. La cantidad de ruido producido, depende principalmente del área de la sección recta de la tobera, de la densidad de los gases y de su velocidad relativa.

El ruido producido por el compresor se genera principalmente en los álabes del rotor y en los del estator. Es un ruido de alta frecuencia, que se oye en forma intensa delante del motor, y aunque este ruido aumenta con las revoluciones del compresor, en general pasa inadvertido por el mayor nivel de ruido del escape.

No obstante, el ruido del compresor predomina en regímenes que requieren poco empuje del motor, como ocurre en las operaciones de aproximación y aterrizaje.

La figura 4.11 indica los niveles de ruido emitido por un motor turbo-reactor, que corrobora lo dicho anteriormente relativo al mayor nivel de ruido en la zona del escape.

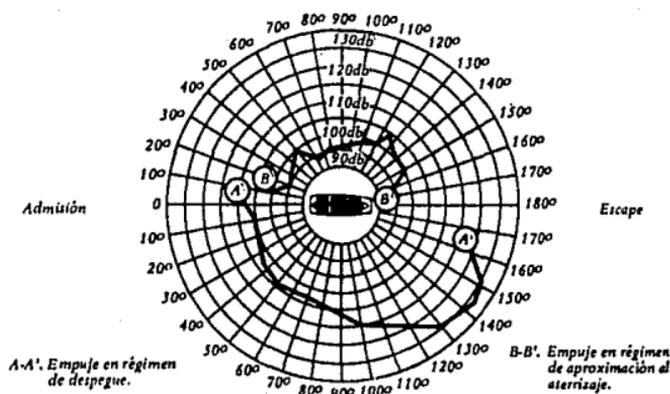


Fig. 4.11: Niveles de ruido a 60 metros de distancia de un motor turbo-reactor.

Los trastornos producidos en orden a la intensidad del ruido, y al tiempo de exposición, pueden ser:

- Irritabilidad.
- Disminución del rendimiento.
- Falta de atención (distracción).
- Sordera temporal (durante horas o días).
- Sordera permanente.

La figura 4.12 muestra la disminución aproximada del nivel de ruido con la distancia a la fuente sonora, para diversas gamas del espectro de frecuencia.

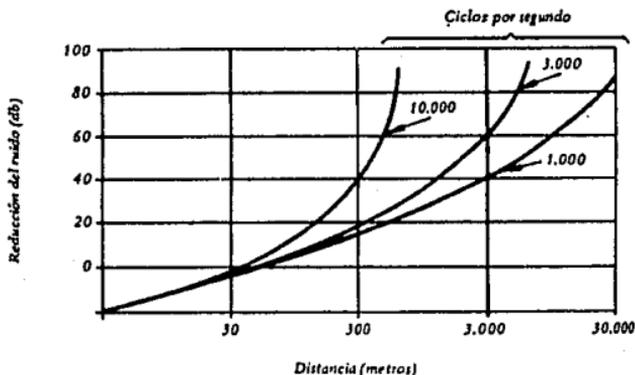


Fig. 4.12: Reducción del nivel de ruido con la distancia a la fuente sonora.

Dado que la intolerancia y daños físicos que pudieran aparecer en las personas expuestas a elevados niveles de ruido son función de la intensidad de éste (ver figura 4.13), es menester tomar precauciones muy rigurosas, especialmente para aquellas personas que trabajan próximos a las zonas de funcionamiento de motores, y que afecta normalmente al personal de mantenimiento de aviones.

A determinada distancia de la fuente de emisión de ruido es preceptivo utilizar casco protector, y aproximadamente a dos veces esa distancia, puede utilizarse solamente protectores que abarquen

el pabellón de la oreja, y a cinco veces la distancia en que era preceptivo utilizar casco, basta con utilizar tapones en los oídos.

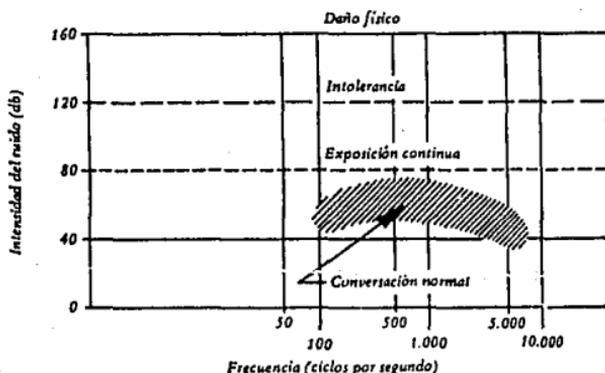


Fig. 4.13: Efectos de la intensidad del ruido.

Las precauciones contra el ruido emitido por diversos tipos de aviones comerciales, son los que se indican en la figura 4.14, cuya fórmula de aplicación, de cascos, protector de oídos y tapones, es de tipo empírico, pero que responde sensiblemente a las medidas de seguridad dictadas por los Servicios Médicos de las Compañías de Transporte Aéreo.

Es muy importante que ningún trabajo se lleve a cabo en el sistema de ignición de un motor turbo-reactor cuando éste se encuentre en operación, debido a que los excitadores de encendido del sistema suministran una salida de corriente de alta tensión (22 a 26 KV), que provocarían serias lesiones y hasta la muerte

a la persona que tenga contacto directo con una bujía o con las líneas de transmisión de corriente.

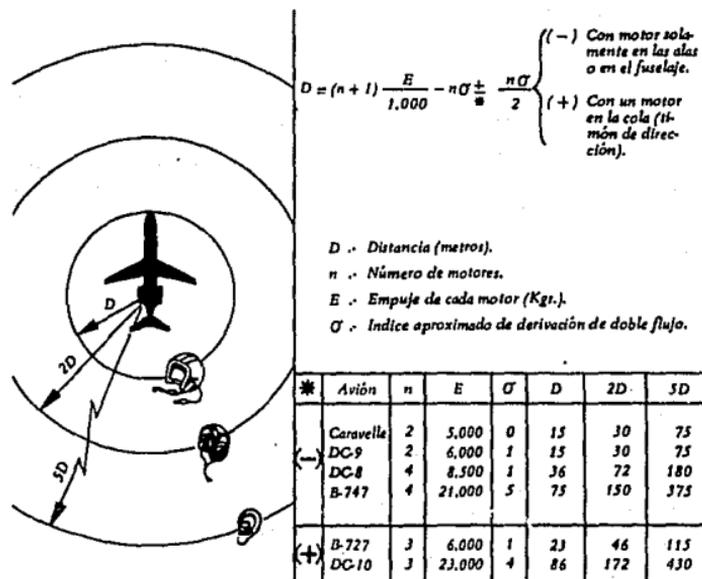


Fig. 4.14: Precauciones contra el ruido de los motores de reacción.

Es recomendable esperar de 5 a 10 minutos antes de trabajar en el sistema de ignición de un motor que estuvo en operación, para estar seguros de que el sistema ha quedado desenergizado por completo.

También se deberá esperar de media hora a 45 minutos antes de efectuar cualquier trabajo e inspección (que no sea visual), en las

cámaras de combustión, sección de la turbina y tobera de escape, con el fin de evitar posibles riesgos de quemaduras, ya que estas secciones del motor trabajan a temperaturas muy elevadas.

El combustible y los lubricantes que usan los motores turbo-reactores ocasionan irritación y quemaduras en la piel, por lo que es muy importante lavarse lo más pronto posible con abundante agua y jabón cuando se ha tenido contacto con cualquiera de los dos.

Cuando se verifique el funcionamiento de las válvulas del sistema de sangrado del compresor, o se realice cualquier trabajo en esta sección mientras el motor se encuentra en operación, habrá que tomar la precaución de alejarse de los orificios de salida de aire cuando las válvulas estén abiertas, ya que la presión y velocidad del aire es muy elevada en esta sección del motor.

CAPITULO 5
IMPLEMENTACION DEL PROGRAMA
CONVENIENCIA Y FACTIBILIDAD

- 5.1 Procedimientos y recomendaciones del programa de control para la inspección, reparación y operación de los motores JT8D.
- 5.2 Ventajas del programa.
- 5.3 Desventajas del programa.

5.1 PROCEDIMIENTOS Y RECOMENDACIONES DEL PROGRAMA DE CONTROL PARA LA INSPECCION, REPARACION Y OPERACION DE LOS MOTORES JT8D.

Para poder aplicar eficientemente este programa, será necesario instruir y capacitar a todo el personal técnico aeronáutico que se verá involucrado en los servicios de inspección, reparación y operación de los motores de las aeronaves.

Es muy importante que los técnicos encargados en el mantenimiento de los motores tengan el conocimiento suficiente de la labor que desempeñan, y estén actualizados sobre las técnicas y planes de trabajo que se llevan a cabo en los diversos servicios de inspección y mantenimiento.

Es indispensable consultar y referirse siempre a los manuales técnicos de mantenimiento y operación de los motores JT8D autorizados y editados por el fabricante cuando se esté efectuando cualquier tipo de trabajo. Asimismo, es necesario alcanzar y mantener las especificaciones requeridas apegándose a las normas establecidas por el fabricante, tratando de ser muy disciplinado en ese aspecto.

Será responsabilidad de cada técnico y mecánico la limpieza y el orden en el trabajo con lo cual se evitarán errores en los ensambles de los diferentes componentes tanto de pequeña como de gran escala, al mismo tiempo se eliminará la contaminación de los sistemas hidráulicos, neumáticos y de combustible, y por último se reducirán al máximo los accidentes que perjudiquen al motor y al personal.

No menos importante será mencionar las ventajas obtenidas al mantener limpia la zona de plataforma, calles de rodaje y pistas de los aeropuertos, debido a que los daños causados por objetos extraños son una de las principales razones por las que se tiene que desmontar el motor de un avión de forma prematura. El compresor de flujo axial es particularmente sensible a este tipo de daños.

Los daños por ingestión de objetos extraños ("FOD") le han costado a la Fuerza Aérea de los Estados Unidos alrededor de 50 millones de dólares anuales, por lo que se debe llevar a cabo una concientización a todo el personal de operaciones y mantenimiento que labora en los aeropuertos civiles para establecer una nueva forma de trabajar con hábitos de extrema limpieza y orden. Con esto no se tolerará mas dejar tirado en el piso un remache, chaveta, tuerca, tornillo etc. cuando éste caiga al piso mientras se está realizando una reparación al motor. En Estados Unidos y en algunos lugares de Europa se están desarrollando vehículos especiales de limpieza de plataformas, rampas y pistas con los cuales por medio de un sistema de 'aspiradora', son capaces de recoger hasta 500 gramos de piedras y pedazos de metal pequeños cuando el vehículo efectúa la limpieza a una velocidad promedio de 40 Km/h. Este tipo de vehículos no son muy costosos, y se obtienen grandes beneficios al evitarse las costosas y dilatadas reparaciones 'No Programadas' a los motores.

Durante los cursos de capacitación técnica, se instruirá al personal sobre las medidas preventivas que se deberán tomar en caso

de sobrepasar los límites permitidos o seguros de operación de los motores, resaltando la importancia que tiene el seguir los procedimientos que se encuentran en los manuales, evitando así daños en el motor.

En caso de presentarse una falla en el motor, ya sea en vuelo o en tierra, el encargado de la operación de los motores deberá percatarse en primer término de donde comenzó la falla, para poder determinar el origen y la causa de la misma, y de esta manera encontrar la solución adecuada que prevenga la reincidencia de otra igual o similar.

Otra manera sencilla de evitar fallas en los motores, será instalando refacciones originales con las especificaciones requeridas por el fabricante, cuando se esté haciendo una reparación, independientemente de que ésta sea menor o mayor ("Overhaul").

Del cuidado que se tenga en la transportación del motor después del servicio de reparación mayor, dependerá de que no se alteren las especificaciones de balanceo de los rotores, y de que no sufra daños en los diversos sistemas y accesorios que lo integran, pues de lo contrario, habría sido inútil todo el tiempo y trabajo invertidos en la reparación del mismo.

Por último, cabe destacar que en la industria aérea no se deben, ni se pueden aceptar errores de cualquier índole, debido a que estos pueden ocasionar graves accidentes como el que se comenta en la introducción de este trabajo que es uno de tantos que ocurren cada año en todo el mundo.

5.2 VENTAJAS DEL PROGRAMA.

Debido a que el activo principal en cualquier línea aérea son las aeronaves, será necesario poner especial atención al mantenimiento y cuidado de las mismas. De hecho se podría afirmar que de esto dependerá básicamente la eficiencia, seguridad y regularidad de los vuelos que se tengan programados en itinerarios regulares, contribuyendo a que esto sea un factor importante en la competencia a nivel nacional e internacional con otras aerolíneas tanto privadas como comerciales.

Por esta razón, la manera mas viable para poder tener en óptimas condiciones a las aeronaves, será por medio de un programa de mantenimiento que sea seguro, eficiente, factible y que cumpla con las normas y recomendaciones de la ICAO (Organización Internacional de Aviación Civil), FAA (Administración Federal de Aviación) y la DGAC (Dirección General de Aeronáutica Civil).

Este programa a largo plazo traerá consigo grandes beneficios que se traducirán en un ahorro considerable de tiempo y dinero, debido a que los servicios de reparación y mantenimiento 'No Programados' serán mínimos.

Entre otros beneficios y ventajas que se obtienen a través de este programa destacan los siguientes:

- Se reduce de manera considerable la posibilidad de tener un accidente, tanto de una aeronave que se encuentre efectuando un vuelo, como del personal técnico que se encuentre laborando en los diversos procedimientos de mantenimiento de los motores.

- Se tendrá una reducción notable de vuelos cancelados y demoras, que en la mayoría de las líneas aéreas se deben en gran porcentaje a fallas técnicas en los diversos sistemas de operación de las aeronaves, en donde se ven involucrados de manera directa los motores, que como se mencionó en capítulos anteriores, intervienen con los sistemas neumáticos, hidráulicos y eléctricos.
- Baja incidencia de fallas del motor.
- Reducción del número de servicios de mantenimiento a los motores.
- Serán mínimos los errores que se tengan durante los servicios de reparación por parte del personal técnico.
- Serán más rápidas y confiables las inspecciones mediante el uso del videoscopio.
- La operación del motor será más eficiente, debido a que se encontrará dentro de los parámetros establecidos de funcionamiento normal.
- Bajo consumo de combustible y lubricantes con la consecuente reducción de costos.
- Se reduce el tiempo de reparación del motor gracias a los modernos y sofisticados equipos de mantenimiento.
- Se cumple con las normas de inspección y seguridad de la ICAO, FAA y DGAC, por lo que no se tendrán sanciones de ninguna índole.
- Mayor seguridad para el personal técnico.
- Mayor seguridad para el motor y sus componentes.
- Detección fácil y rápida de la causa de un problema.
- Confiabilidad en el funcionamiento de los sistemas afines del motor.

Estas y otras ventajas sólo serán posibles a través del programa

de control para la seguridad y el mantenimiento de los motores JT8D de la Pratt & Whitney descrito en esta tesis, el cual fomenta el uso eficiente de las técnicas de reparación, operación e inspección, lograndose de esta manera alcanzar un elevado control de calidad en el servicio de mantenimiento.

5.3 DESVENTAJAS DEL PROGRAMA.

Es de esperarse que los equipos que se requieren para la inspección, reparación y diagnóstico de fallas de los motores turbo-reactores en base a un programa de mantenimiento que exige los más altos índices en control de calidad, eficiencia, rapidez y seguridad, resultarán más costosos y delicados que los que se usan comúnmente para el mismo fin.

También habrá un incremento en lo referente a los costos por capacitación, ya que será indispensable mantener un alto nivel técnico en todas las áreas en las que se imparta el curso, siendo necesaria la contratación de profesores que tengan un alto nivel de estudios y que se encuentren actualizados con los programas de servicio de mantenimiento y operación de los motores turbo-reactores y sus sistemas afines.

Se deberán implementar cursos de actualización a todo el personal, para estar al día con las innovaciones que se presentan en los diversos ramos de la aeronáutica. Estos cursos, por lo general son impartidos en la fábrica de los motores, en este caso, la Pratt & Whitney, lo que significa un aumento en los costos por capacitación.

Para poder llevar a cabo el programa de mantenimiento de manera eficiente, se deberá contar con la cooperación y el trabajo en equipo de todo el personal técnico que trabaja en las aerolíneas (mecánicos, técnicos especialistas, ingenieros, pilotos, etc) y el que labora en los aeropuertos (personal de servicios de rampa, limpieza, seguridad, operaciones terrestres, etc). Esto da como

resultado una mayor complejidad para el desarrollo adecuado del programa, debido a la cantidad de personal que se verá involucrado de manera directa o indirecta en este programa.

CONCLUSIONES

En la actualidad, el motor turbo-reactor JT8D es el más usado en las principales líneas aéreas de México y el mundo. Por ello surge la necesidad eminente de desarrollar un programa de control para su mantenimiento que sea más eficiente y seguro que el servicio de inspección y reparación que actualmente existe en el país, y que además cumpla con las regulaciones de inspección y mantenimiento.

Una de las cualidades más importantes que busca el pasajero en cualquier aerolínea, es la seguridad. Para poder brindarla se requiere la aplicación de técnicas adecuadas y equipo especializado que permita desarrollar una alta efectividad en los procesos de inspección, reparación y operación de los motores que son parte esencial de una aeronave.

Por otra parte, la necesidad de brindar un buen servicio al pasajero, da como resultado la búsqueda constante de ventajas competitivas que se obtienen con la puntualidad y comfort en los vuelos y respetando los itinerarios. Esto es posible lograrlo a través de una capacidad innovadora de técnicas de trabajo en las diferentes áreas operativas y administrativas de la compañía aérea, entre las que se encuentra el programa que ha sido desarrollado en este trabajo.

En base a las ventajas y beneficios que trae consigo dicho programa, podríamos destacar los puntos más importantes que interesan primordialmente a cualquier aerolínea:

- Mayor seguridad en los vuelos debido a la baja incidencia de fallas en los motores.

- Ahorro de tiempo en los servicios de mantenimiento.
- Reducción de costos por reparaciones no programadas.
- Se cumple con las normas y regulaciones de mantenimiento nacionales (DGAC) e internacionales (FAA e ICAO).
- Se proporciona un servicio de mantenimiento con un alto control de calidad.

BIBLIOGRAFIA

BIBLIOGRAFIA

DELP/BENT/MC. KINLEY.

"Aircraft Maintenance and Repair".

5° Edición

Editorial Mc. Graw Hill

New York, U.S.A. 1987.

KROES/WILD/BENT/MC. KINLEY

"Aircraft Powerplants"

6° Edición

Editorial Mc. Graw Hill

Westerville, Ohio. U.S.A. 1990.

TREAGER E. Irwin

"Aircraft Gas Turbine Engine
Technology".

2° Edición

Editorial Mc. Graw Hill

New York, U.S.A. 1979.

OTIS, Charles E.

"Aircraft Gas Turbine Engines
of the world".

1° Edición

Editorial IAP, Inc.

Casper, WY, U.S.A. 1991.

VOSBURY, Peter A.

SIURU, Bill

"Future Flight, The Next Genera-
tion of Aircraft Technology".

BUSICK, John D.

1° Edición

Editorial TAB Books

Blue Ridge S, PA. U.S.A. 1989.

FAR's/AIM.

"Federal Aviation Regulations".

Edición 1992

Editorial Jeppesen Sanderson

Englewood, CO. U.S.A. 1992.

GARRISON, Paul.

"Illustrated Encyclopedia of
General Aviation"

2° Edición

Editorial TAB Books.

Blue Ridge S, PA. U.S.A. 1990.

SICKLE'S, Van.

"Modern Airmanship"

6° Edición.

Editorial TAB Books

Blue Ridge S, PA. U.S.A. 1990.

PRATT & WHITNEY Aircraft Grp.

"Repair and Maintenance JT8D
Manual"

Revisiónes Actualizadas.

United Technologies, Inc.

East Hartford, CONN. U.S.A.

MORGAN, Len.

"Boeing 727 Scrapbook"

1° Edición.

Editorial TAB Books.

Blue Ridge S, PA. U.S.A. 1979.

SWEETMAN, William.

"A History of Passenger Aircraft"

1° Edición.

Editorial Hamlyn

New York, NY. U.S.A. 1979.

GREEN, William.

"Modern Commercial Aircraft"

1° Edición

Editorial Portland House

London, England. 1987.

CIA. MEXICANA DE AVIACION.

"Manual de Operación del Boeing

727-200".

Revisiones Actualizadas

Volúmenes I y II.

Unidad de Adiestramiento para
operaciones de vuelo de la cia.
de aviones comerciales Boeing.

AEROVIAS DE MEXICO

"Manual de Vuelo del DC-9 Serie

32"

Revisiones Actualizadas

Volúmenes I y II.

Mc. Donnell Douglas Corp.

Long Beach, CA. U.S.A.

RAMIREZ, Corzo Fco.

"Motores a Reacción"

1° Edición

Editado por el Centro Internacio-
nal de Adiestramiento de Aviación
Civil. México, D.F. 1992.

CUESTA, Alvarez Martín.

"Motores a Reacción".

6° Edición.

Editorial Paraninfo.

Madrid, España. 1986.

SAINZ, Díez Valentín.

"El Motor de Reacción y sus
sistemas auxiliares".

3° Edición.

Editorial Paraninfo.

Madrid, España. 1989.