

INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR AERONÁUTICO

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

“SECCIONAMIENTO DE UN MOTOR JT8D-9A UBICADO EN LOS LABORATORIOS DE LA CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MEDIANTE NORMAS, PARÁMETROS Y MANUALES DE MANTENIMIENTO DEL AVIÓN BOEING 727-200”

POR:

LUIS GONZALO ROMERO RODRÍGUEZ

Trabajo de graduación como requisito previo para la obtención del Título de:

**TECNÓLOGO EN:
MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES**

2013

DEDICATORIA

Al creador de todas las cosas, el que me ha dado fortaleza para continuar cuando a punto de caer he estado; por ello, con toda la humildad que de mi corazón puede emanar, dedico primeramente mi trabajo a Dios.

De igual forma, dedico esta tesis a mi madre que ha sabido formarme con buenos sentimientos, hábitos y valores, lo cual me ha ayudado a salir adelante en los momentos más difíciles.

A mi familia en general, porque me han brindado su apoyo incondicional y por compartir conmigo buenos y malos momentos.

Luis Gonzalo Romero Rodríguez

AGRADECIMIENTO

Agradezco a Dios por proteger me durante todo mi camino y darme fuerzas para superar obstáculos y dificultades a lo largo de toda mi vida.

A mi madre, que con su demostración de una madre ejemplar me ha enseñado a no desfallecer ni rendirme ante nada y siempre perseverar a través de sus sabios consejos

Agradezco al Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico, en especial a los docentes que durante este periodo de formación me acompañaron y me impartieron conocimientos que serán útiles en mi vida profesional.

Gracias a todas las personas que ayudaron directa e indirectamente en la realización de este proyecto.

Luis Gonzalo Romero Rodríguez

CAPÍTULO I

EL PROBLEMA

1.1. Planteamiento del problema

El Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico es una institución ubicada en la ciudad de la Latacunga provincia de Cotopaxi que tiene como objetivo a la formación, capacitación y preparación de profesionales de alto nivel en el campo aeronáutico, los cuales sean capaces de solucionar y enfrentar los problemas que se presenten en su medio laboral y satisfacer las necesidades del mercado actual.

En la actualidad el Instituto cuenta con laboratorios totalmente equipados para proporcionar un correcto aprendizaje; tiene varios tipos de motores como son: J65, J33, recíprocos y diesel .Es necesario ir implementando nuevos materiales didácticos como lo es hacer el seccionamiento de un motor, el cual sería de mucha ayuda en la formación de nuevos tecnólogos, ya que en él se podría obtener un aprendizaje mucho más acertado y claro de lo que es la aviación comercial.

También se determinó que de las alternativas existentes, la mejor es de realizar el seccionamiento del motor JT8D-9A, el cual es uno de los motores escuela que aun sigue operando en aviación comercial como lo es el avión Boeing 727. Permitiendo llegar al tema de este proyecto de graduación “Seccionamiento del motor JT8D-9A ubicado en los laboratorios de la carrera de Mecánica Aeronáutica, mediante normas, parámetros y manuales de mantenimiento del avión Boeing 727-200”.

1.2 Justificación e Importancia

El trabajo teórico-práctico denominado “Seccionamiento del motor JT8D-9A ubicado en los laboratorios de la carrera de Mecánica Aeronáutica, mediante normas, parámetros y manuales de mantenimiento del avión Boeing 727-200” aportará al Instituto tecnológico Superior Aeronáutico como nuevo material didáctico que puede elevar el interés y mejorar el aspecto teórico-práctico de los estudiantes.

El presente estudio contribuirá a la comprensión de los educandos, en cuanto al proceso de seccionamiento del motor, el cual será una guía de referencia considerando que las diversas aeronaves existentes en el medio, poseen características semejantes.

1.3. Objetivos

1.3.1 Objetivo General.

Seccionar el motor JT8D-9A ubicado en los laboratorios de la Carrera de Mecánica Aeronáutica, mediante normas, parámetros y manuales de mantenimiento del avión Boeing 727-200, para mejorar el aprendizaje de los estudiantes de la carrera de Mecánica Aeronáutica del ITSA.

1.3.2 Objetivos Específicos

- Recolectar toda la información técnica sobre todos los componentes del motor para el presente estudio.
- Tener en cuenta todos los procesos técnicos apropiados para el seccionamiento del motor JT8D-9A.
- Considerar las diversas medidas de seguridad para evitar accidentes o incidentes que afecten la integridad de las personas, o daños a los componentes de dicho motor.
- Determinar las herramientas adecuadas para el desarrollo del seccionamiento del motor JT8D-9A del avión Boeing 727.

1.4 Alcance

Este trabajo de investigación pretende ofrecer al ITSA, optimizando las diversas áreas en las que el Instituto brinda educación, y de manera primordial a los estudiantes e instructores de la Carrera de Mecánica, tanto en su formación académica y práctica, ya que les brinda un conocimiento más amplio acerca de pasos grandes que la aviación continuamente lo hace, además facilitará que el estudiante se incentive en el campo aeronáutico, trazándose metas y poseer un mejor desenvolvimiento en su vida profesional.

Además la investigación contribuirá con el estudio de este tipo de inconvenientes que permitirán, en un futuro, ir mejorando las condiciones en que los estudiantes están recibiendo su proceso de formación.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 Motor¹

Un motor es la parte de una máquina capaz de hacer funcionar algo transformando algún tipo de energía (eléctrica, de combustibles fósiles, etc.), en energía mecánica capaz de realizar un trabajo. En los automóviles este efecto es una fuerza que produce el movimiento.

Existen diversos tipos, siendo de los más comunes los siguientes:

- **Motores térmicos**, cuando el trabajo se obtiene a partir de energía calórica.
 - **Motores de combustión interna**, son motores térmicos en los cuales se produce una combustión del fluido del motor, transformando su energía química en energía térmica, a partir de la cual se obtiene energía mecánica. El fluido motor antes de iniciar la combustión es una mezcla de un comburente (como el aire) y un combustible, como los derivados del petróleo y gasolina, los del gas natural o los biocombustibles.
 - **Motores de combustión externa**, son motores térmicos en los cuales se produce una combustión en un fluido distinto al fluido motor.

El fluido motor alcanza un estado térmico de mayor fuerza posible de llevar es mediante la transmisión de energía a través de una pared.

¹ <http://es.wikipedia.org/wiki/Moto>

- **Motores eléctricos**, cuando el trabajo se obtiene a partir de una corriente eléctrica.

2.2 Motor aeronáutico²

Un motor aeronáutico o motor de aviación es aquel que se utiliza para la propulsión de aeronaves mediante la generación de una fuerza de empuje.

A diferencia de los motores de automóviles, motores de aeronaves se han operado en configuración de alta potencia durante periodos prolongados de tiempo.

En general, el motor funciona a máxima potencia durante unos minutos durante el despegue, entonces el poder se reduce ligeramente para el ascenso, y luego pasa la mayor parte de su tiempo en un crucero de creación típicamente 65 por ciento a 75 por ciento de la potencia máxima.

Existen distintos tipos de motores de aviación aunque se dividen en dos clases básicas: motores recíprocos (o de pistón) y de reacción (donde se incluyen las turbinas). Recientemente y gracias al desarrollo de la NASA y otras entidades, se ha comenzado también la producción de motores eléctricos para aeronaves que funcionen con energía solar.

En la aviación moderna se emplean básicamente dos tipos de motores, los de turbofán y los de turbohélice. Si bien, en la aeronáutica también se emplean motores con combustibles sólidos, los montados en aviones, tanto comerciales como militares, emplean combustibles líquidos.

² http://es.wikipedia.org/wiki/Motor_aeron%C3%A1utico

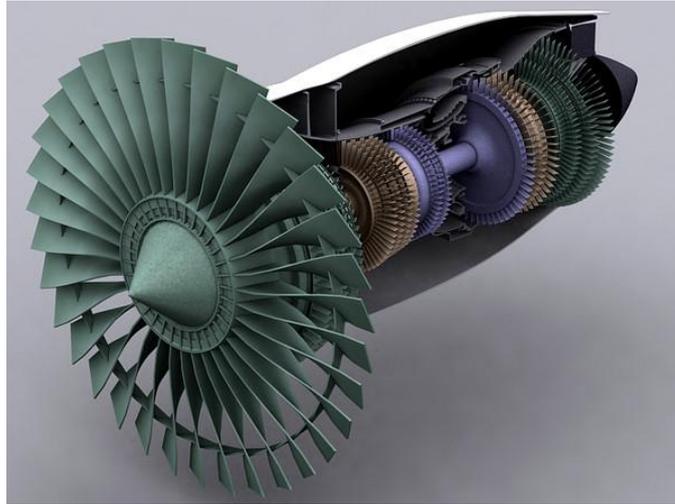


Figura 2.1. Motor Aeronáutico

Fuente: <http://animacatering.wordpress.com/tag/pave/>

Elaborado por: Luis Romero

2.2.1 Motores de turbina³

Este tipo de motores usan una turbina de gas para mover el eje propulsor.

2.2.1.1 Turbohélice

Estos motores no basan su ciclo operativo en la producción del empuje directamente del chorro de gases que circula a través de la turbina, sino que la potencia que producen se emplea en su totalidad para mover la hélice, y es esta la genera la tracción para propulsar la aeronave.

Debido a que el óptimo funcionamiento de las turbinas de gas se produce a altas velocidades de giro superiores a 10.000 RPM, los turbohélices disponen de una caja de engranajes para reducir la velocidad del eje y que las puntas de la hélice no alcancen velocidades supersónicas.

A menudo la turbina que mueve la hélice está separada del resto de componentes rotativos para que sean libres de girar a su óptima velocidad propia (se conocen como motores de turbina libre).

³http://es.wikipedia.org/wiki/Motor_aeron%C3%A1utico

Los turbohélices son muy eficientes cuando operan dentro del rango de velocidades de crucero para las que fueron diseñados, que en general va desde los 320 a los 640 km/h. Al igual que en la mayoría de motores recíprocos, los motores cuentan con controles que mantienen fija la velocidad de la hélice y regulan el paso de sus palas (hélice de velocidad constante y paso variable).

La potencia de los motores turbohélice, al igual que los Turboeje, se mide por su potencia en eje, en inglés: **SHAFT HORSE POWER (SHP)**, normalmente en caballos de potencia o kilowatios.

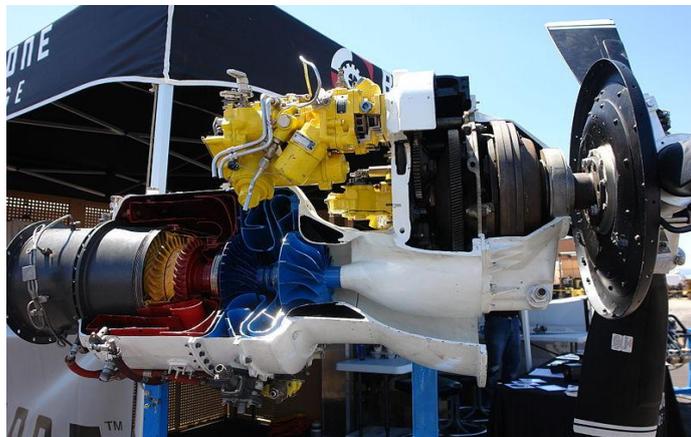


Figura 2.2. Motor Turbohélíce

Fuente: <http://animacatering.wordpress.com/tag/pave/>

Elaborado por: Luis Romero

2.2.1.2 Turboeje

Un motor turboeje es un motor de turbina de gas que entrega su potencia a través de un eje. Estos motores son utilizados principalmente en helicópteros y en unidades de energía auxiliar.

El turboeje es muy similar al turbohélice, con una diferencia clave: en el turbohélice la hélice es soportada directamente por el motor, y el motor está atornillado a la estructura de la aeronave; en un turboeje el motor no tiene que ofrecer un soporte físico directo a los rotores del helicóptero, ya que el rotor está

conectado a una transmisión fijada a la estructura y el turbocje simplemente transmite la potencia mediante un eje de transmisión.

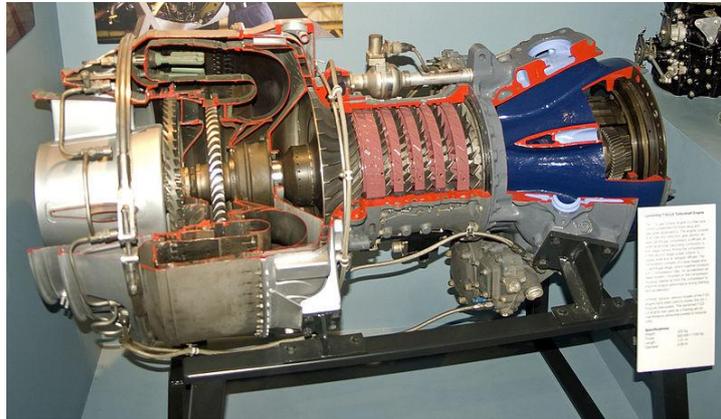


Figura 2.3. Motor Turboje

Fuente: <http://animacatering.wordpress.com/tag/pave/>

Elaborado por: Luis Romero

2.2.2 Motores de reacción

El componente fundamental de este tipo de motores es la tobera de escape. Esta es la parte que crea el empuje mediante un chorro de gas. El flujo de aire caliente del motor es acelerado al salir de la tobera, creando el empuje que junto con las presiones que actúan dentro del motor empujan la aeronave hacia adelante.

Los motores de reacción más habituales son el turboreactor, el turbofán y el cohete. Aunque también se emplearon de forma menos habitual otro tipo de motores de reacción como el pulsorreactor (desarrollado en Alemania durante la Segunda Guerra Mundial para impulsar las bombas guiadas V1), el estatorreactor (ramjet), el estatorreactor de combustión supersónica (scramjet) o el motor de detonación por pulsos.

El funcionamiento de estos motores es relativamente más simple que el de los motores recíprocos, sin embargo las técnicas de fabricación, componentes y materiales son mucho más complejos ya que están expuestos a elevadas temperaturas y condiciones de operación muy diferentes en cuanto a altitud, rendimiento, y velocidad interna de los mecanismos.

2.2.2.1 Turborreactor

Un turborreactor es un tipo de motor de turbina de gas desarrollado originalmente para aviones de combate durante la Segunda Guerra Mundial en el que los gases generados por la turbina, al ser expelidos, aportan la mayor parte del empuje del motor.

El turborreactor es el más simple de todos los motores de turbina de gas para aviación.

Generalmente se divide en zonas de componentes principales que van a lo largo del motor, desde la entrada hasta la salida del aire: en la zona de admisión (parte delantera) hay un compresor que toma el aire y lo comprime, una sección de combustión inyecta y quema el combustible mezclado con el aire comprimido, a continuación una o más turbinas obtienen potencia de la expansión de los gases de escape para mover el compresor de admisión, y al final una tobera de escape acelera los gases de escape por la parte trasera del motor para crear el empuje.

Entre los diseños de turborreactores se distinguen dos grandes grupos: los de compresor centrífugo y los de compresor axial.

En los años posteriores a la guerra, los turborreactores son muy ineficientes en cuanto a consumo de combustible y producen una enorme cantidad de ruido.

El último avión comercial que empleó turborreactores fue el avión supersónico Concorde, que con su velocidad superior a Mach 2 permitía que los motores logaran una alta eficiencia.

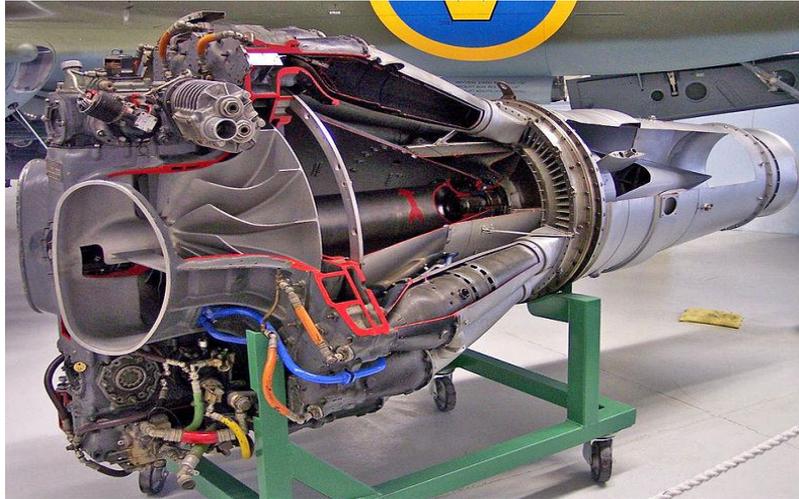


Figura 2.4. Motor Turborreactor

Fuente: <http://animacatering.wordpress.com/tag/pave/>

Elaborado por: Luis Romero

2.2.2.2 Turbofán

En el motor turbofán (turbosoplante o turboventilador) los gases generados por la turbina son empleados mayoritariamente en accionar un ventilador (fan) situado en la parte frontal del sistema que produce la mayor parte del empuje (70% – 80%), dejando para el chorro de gases de escape solo una parte del trabajo (aproximadamente el 30%).

Estos motores comenzaron a usar el sistema de flujo axial, que mantiene la corriente de aire comprimido presionada hacia el eje de la turbina, por lo que el aire sale propulsado con mayor velocidad y con menos tendencia a dispersarse de la corriente de salida. Esto incrementa notablemente la eficiencia.

Otro gran avance del Turbofán fue la introducción del sistema de doble flujo en el cual, el ventilador frontal es mucho más grande ya que permite que una corriente de aire circule a alta velocidad por las paredes externas del motor, sin ser comprimido o calentado por los componentes internos.

Esto permite que este aire se mantenga frío y avance a una velocidad relativamente igual al aire caliente del interior, haciendo que cuando los dos flujos

se encuentren en la tobera de escape, formen un torrente que amplifica la magnitud del flujo de salida y a la vez lo convierte en un flujo más estrecho, aumentando la velocidad total del aire de salida.

Este tipo de motor tiene una gran entrega de empuje, permitiendo el desarrollo de aviones con capacidad de carga y transporte de pasajeros mucho más grande, y al nivel que conocemos en la actualidad.

Es el motor utilizado por la mayoría de los aviones de reacción modernos por su elevado rendimiento y relativa economía de combustible.



Figura 2.5. Motor Turbofán

Fuente: <http://animacatering.wordpress.com/tag/pave/>

Elaborado por: Luis Romero

2.3 Boeing 727⁴

La versatilidad y fiabilidad del Boeing 727 es una aeronave trimotor comercial de tamaño medio. El primer Boeing 727 salió de la fábrica el 27 de noviembre de 1962 y su primer vuelo fue El 2 de septiembre de 1963 demostrando que era mejor y tiene el mismo ancho del fuselaje del Boeing 707/720, lo cual redujo los costos de Boeing y los costos de mantenimiento de las aerolíneas.

⁴http://es.wikipedia.org/wiki/Boeing_727

2.3.1 Antecedentes

La producción de los 727 se extendió desde la década de 1960 y agosto de 1984 una notable longitud de tiempo, teniendo en cuenta que la previsión del mercado original era para 250 aviones. Al final resultó que, 1.831 fueron entregados. Veinte años más tarde, cuando los últimos 727 fueron entregados, esta flota versátil llevaba 13 millones de pasajeros cada mes. A partir de enero de 2001, casi 1.300 de la aeronave confiable todavía estaban en servicio.

El 727, al igual que todos los aviones Boeing, fueron modificados continuamente para adaptarse a los cambios del mercado. Todo comenzó con la serie -100, de los cuales 407 fueron vendidos. Esto fue seguido por 727 convertible que contó con una puerta lateral en la cubierta principal de carga.

Desarrollado como complemento del Boeing 707 y del 720, el 727 fue diseñado específicamente para cubrir rutas de corto y mediano alcance, empezando su desarrollo en febrero de 1956, incrementándose la capacidad de asientos, la facilidad de mantenimiento, y la operación del aparato desde aeropuertos y pistas poco preparadas, así como una carrera corta para el despegue y aterrizaje.



Figura 2.6. Boeing 727-100

Fuente: Ala de Transportes N. 11 - Quito

Elaborado por: Luis Romero

El 727-200, presentado en diciembre de 1967, había aumentado de peso bruto y un fuselaje más largo de 20 pies que pueden acomodar hasta 189 pasajeros en una configuración de todos los turistas. En todas sus variantes, 1.245 aviones de la serie 200 se vendieron.

El 727 se convirtió en el avión de pasajeros más vendido en la historia cuando las órdenes de pasar la marca de 1.000 en septiembre de 1972.

En enero de 1983, llegó a la cantidad de 1831 aviones vendidos. Hoy en día, el Boeing 737 ha superado ese total, pero el 727 tiene un lugar permanente en la memoria de la aviación comercial como uno de los aviones más importantes en el desarrollo del sistema mundial de jet de transporte.

El 727 ha demostrado ser muy útil para las necesidades de aerolíneas de todo el mundo debido a su capacidad para aterrizar en pistas cortas, lo cual potenció el tráfico de pasajeros entre destinos con aeropuertos más pequeños.



Figura 2.7. Boeing 727-200

Fuente: Ala de Transportes N. 11 - Quito

Elaborado por: Luis Romero

2.3.2 Especificaciones técnicas del Boeing (727-200)

Tabla 2.1: Especificaciones técnicas (727 – 200)

TIPO	Avión comercial y de transporte
FABRICANTE	Boeing Comercial Airplanes
LONGITUD	46,69 m
ENVERGADURA	32,91 m
ALTURA DEL EMPENAJE	10,36 m
MOTORES	3 Pratt & Whitney JT8D,
PESO MÁXIMO AL DESPEGUE	95.028 kg
PASAJEROS	189: 3 miembros de tripulación / 186 Pasajeros
VELOCIDAD DE CRUCERO	907 km/h
ALTURA DE CRUCERO	9,1 a 12,2 km
ALCANCE	4.450 km

Fuente: <http://www.skyscrapercity.com/showthread.php>

Elaborado por: Luis Romero

2.3.3 Especificaciones técnicas del Boeing (727-100)

Tabla 2.2: Especificaciones técnicas (727 – 100)

TIPO	Avión comercial y de transporte
FABRICANTE	Boeing Comercial Airplanes
LONGITUD	40,69 m
ENVERGADURA	32,91 m
ALTURA DEL EMPENAJE	10,36 m
MOTORES	3 Pratt & Whitney JT8D,
PESO MÁXIMO AL DESPEGUE	76.818 kg
PASAJEROS	149: 3 miembros de tripulación / 146 Pasajeros
VELOCIDAD DE CRUCERO	907 km/h
ALTURA DE CRUCERO	9,1 a 12,2 km
ALCANCE	5000 km

Fuente: <http://www.skyscrapercity.com/showthread.php>

Elaborado por: Luis Romero

2.4 Motor JT8D⁵

El **Pratt & Whitney JT8D** es un motor a reacción turbofán de baja relación de flujo (0.96 a 1), introducido por Pratt & Whitney en febrero de 1964 con el vuelo inaugural del Boeing 727. Fue una modificación del motor Pratt & Whitney J52 turbojet, que motoriza a los aviones de ataque A-6 Intruder de la Armada de Estados Unidos.

La familia de motores JT8D comprende ocho modelos estándar, cubriendo el rango de potencia desde 12.250 a 17.400 libras de empuje unitario (62 a 77 kN).

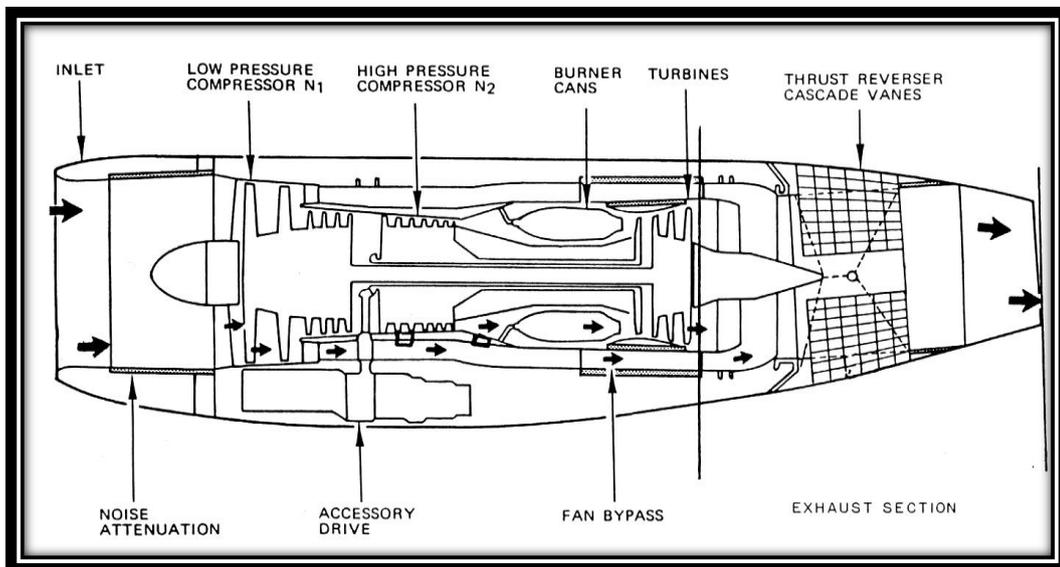


Figura2.8. Motor JT8D

Fuente: B727 Engines ATA 71 Presented by Maintenance Training Manual

Elaborado por: Luis Romero

El JT8D es un motor delantero de flujo axial turbofán. Se emplea una turbina de tres etapas para impulsar una "doble bobina", trece etapas del compresor.

El término "doble bobina" identifica el diseño del compresor porque separa el compresor en dos conjuntos independientes rotatorios.

⁵http://es.wikipedia.org/wiki/Pratt_%26_Whitney_JT8D

Tiene seis etapas de baja presión, (N1) es impulsado por las turbinas de la segunda etapa, tercero y cuarto. El compresor posee siete etapas de alta presión, (N2) es accionado por la turbina de primera etapa.

El ventilador comprende de dos etapas está equipado común conducto de descarga de longitud completa anular. Esto permite que el aire del ventilador (flujo de aire secundario) para ser descargados con los gases de escape (flujo de gas primario) a través de una tobera de escape común.

2.4.1 Diseño

La familia de motores JT8D comprende ocho modelos estándar, cubriendo el rango de potencia desde 12.250 a 17.400 libras de empuje unitario (62 a 77 kN) y motoriza a los aviones 727, 737-100/200, y DC-9. Más de 14.000 motores JT8D han sido construidos, totalizando más de 1,500 millones de horas de servicio con más de 350 operadores haciendo de este uno de los motores de baja relación de flujo más populares jamás producidos.

Dentro de su cubierta el ventilador está dotado con tuberías anti-hielo y sensores de la presión y temperatura de admisión.

En la 13ª etapa del compresor (etapa final), parte del aire es expulsado y utilizado como anti-hielo. La cantidad es controlada dependiendo de la señal que reciba el Controlador de Presión de Aire Desviado (**Pressure Ratio Bleed Control - PRBC**).

2.4.2 Especificaciones motor JT8D – 9A

- **TIPO**= Turbofán
- **LONGITUD**= 120.0 pulgadas / 3048mm - 154.1 pulgadas / 3914mm
- **DIÁMETRO**= 49.2 pulgadas / 1250mm

- **COMPRESOR**= Flujo axial de 13 etapas: 2 etapas de ventilador, 6 etapas de compresor de Baja Presión (LPC) -que incluye las dos primeras del ventilador, y 7 etapas del compresor de Alta Presión (HPC)
- **TURBINA**= 3 etapas
- **EMPUJE UNITARIO**= 21.700 lbf / 96.5 kN (JT8D-200)
- **COMPRESIÓN**=16:1
- **ENTRADA DE AIRE**=331 lb/sec

2.4.3 Secciones del motor

El motor tiene seis secciones generales, la sección de entrada de aire, la sección del compresor, el eje, la sección de combustión, la sección de la turbina y la sección de escape.

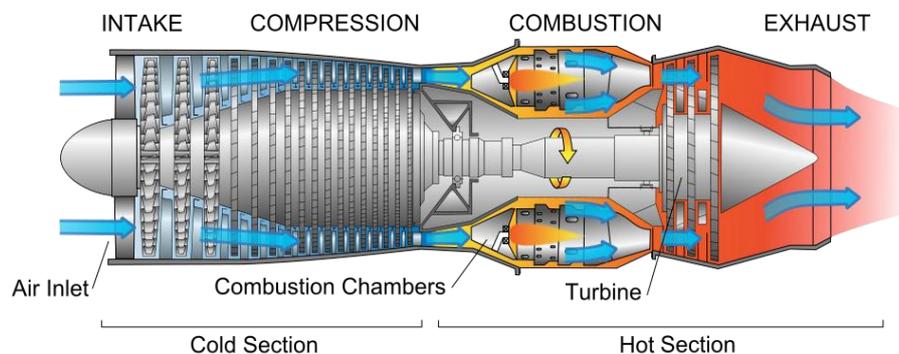


Figura 2.9. Secciones del Motor JT8D

Fuente: http://es.wikipedia.org/wiki/Pratt_%26_Whitney_JT8D

Elaborado por: Luis Romero

2.4.3.1 Sección de entrada de aire⁶

También llamado Fan, está situado al frente del motor; es dónde se inicia la propulsión. Le atraviesa un flujo de aire que se divide en dos corrientes: la primaria y la secundaria o bypass air.

En los motores turbofán de alto bypass es mayor que un 65% del total. Para los motores turbofán de bajo bypass se sitúa entre el 10% y 65%), la corriente primaria entra a través de los compresores a la cámara de combustión.

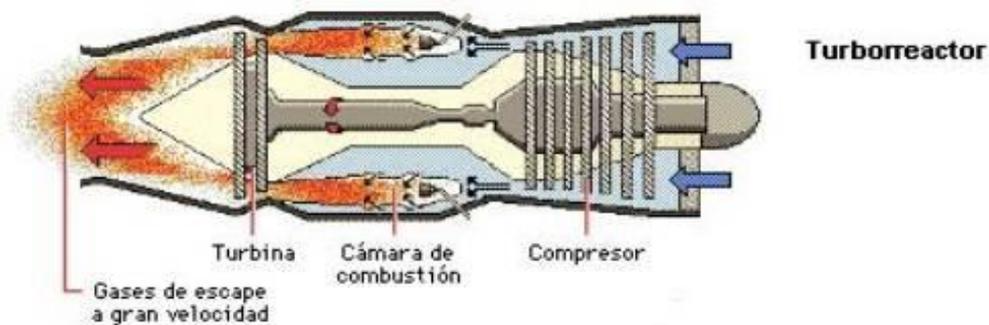


Figura 2.10. Entrada de aire

Fuente: <http://www.sandglasspatrol.com/IIGM-12oclockhigh/Motores%20a%20Reaccion.htm>

Elaborado por: Luis Romero

2.4.3.2 Compresores

La función de estos compresores es aumentar de modo significativo la presión y la temperatura del aire, en donde un eje atraviesa al otro y consta de 13 etapas de compresión.

Por medio del uso de dos compresores en los motores grandes se consigue un rendimiento adicional. A este tipo de motor se le llama un motor de doble compresor o doble carrete. También se gana rendimiento propulsivo adicional por medio del motor turbofán, que esencialmente es una tercera etapa de compresión de flujo axial.

⁶<http://cielus.wordpress.com/turbofan/>

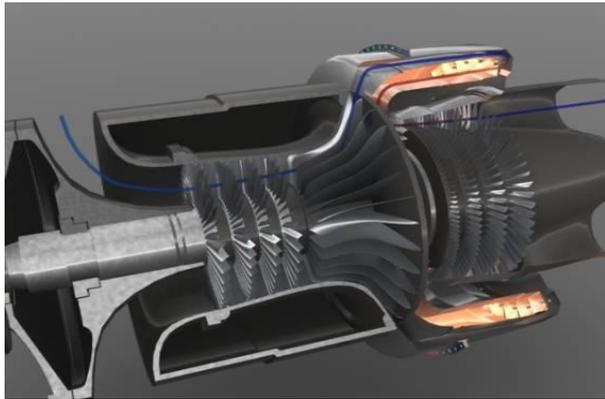


Figura 2.11. Sección Compresora

Fuente: <http://www.sandglasspatrol.com/IIGM-12oclockhigh/Motores%20a%20Reaccion.htm>

Elaborado por: Luis Romero

2.4.3.2.1 Compresor de Baja (LOW PRESSURE)

- También conocido como N1
- Está constituido por 6 etapas: 2 etapas del Fan
- Gira a través del compresor de alta
- Es impulsado por la turbina de baja

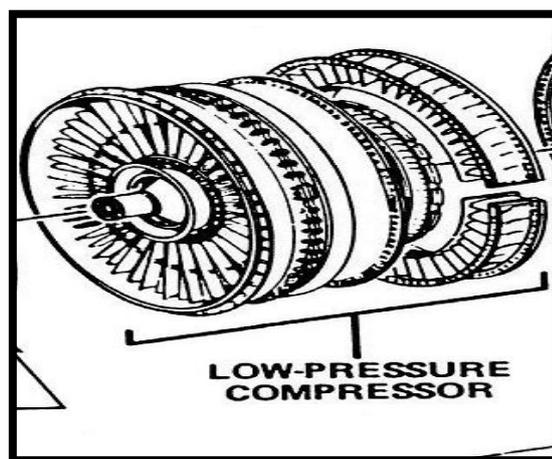


Figura 2.12. Compresor de baja (low pressure)

Fuente: <http://www.sandglasspatrol.com/IIGM-12oclockhigh/Motores%20a%20Reaccion.htm>

Elaborado por: Luis Romero

2.4.3.2 Compresor de Alta (HIGH PRESSURE)

- También llamado N2
- Está constituido por 7 etapas
- Es impulsado por la turbina de alta

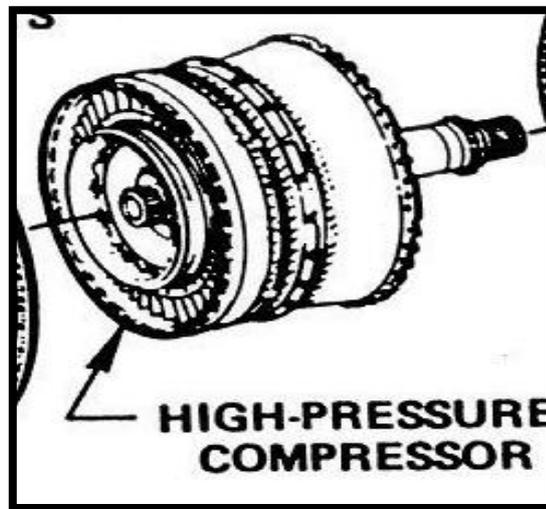


Figura 2.13. Compresor de alta (high pressure)

Fuente: <http://www.sandglasspatrol.com/IIGM-12oclockhigh/Motores%20a%20Reaccion.htm>

Elaborado por: Luis Romero

2.4.3.3 Eje

Transporta la energía desde la turbina al compresor y funciona a lo largo del motor.

Puede haber hasta tres rotores concéntricos, girando a velocidades independientes, funcionando en sendos grupos de turbinas y compresores.

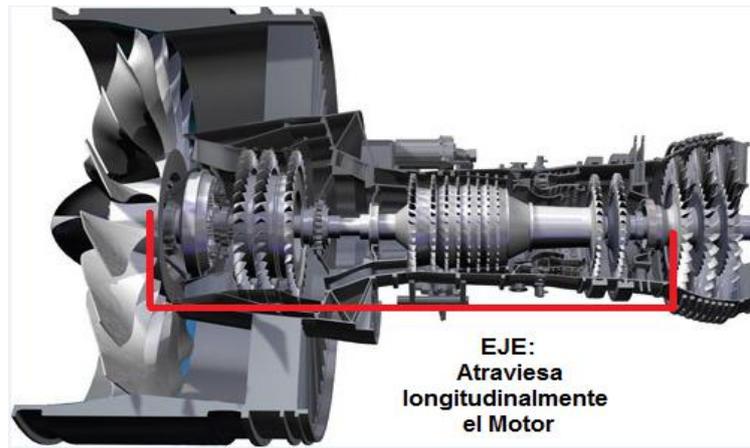


Figura 2.14. Eje del Motor

Fuente:<http://cielus.wordpress.com/turbofan/>

Elaborado por: Luis Romero

2.4.3.4 Turbina⁷

El elemento básico de la turbina es la rueda o rotor, que cuenta con palas, hélices, cuchillas o cubos colocados alrededor de su circunferencia, de tal forma que el fluido en movimiento produce una fuerza tangencial que impulsa la rueda y la hace girar.

Esta energía mecánica se transfiere a través de un eje para proporcionar el movimiento de una máquina, un compresor, un generador eléctrico o una hélice.

Actuando como un molino de viento, extrayendo la energía de los gases calientes producidos en la cámara de combustión.

Esta energía es utilizada para mover el compresor a través del rotor, ventiladores de derivación, hélices o incluso convertir la energía para utilizarla en otro lugar a través de una caja de accesorios con distintas salidas.

⁷<http://es.wikipedia.org/wiki/Turbina>

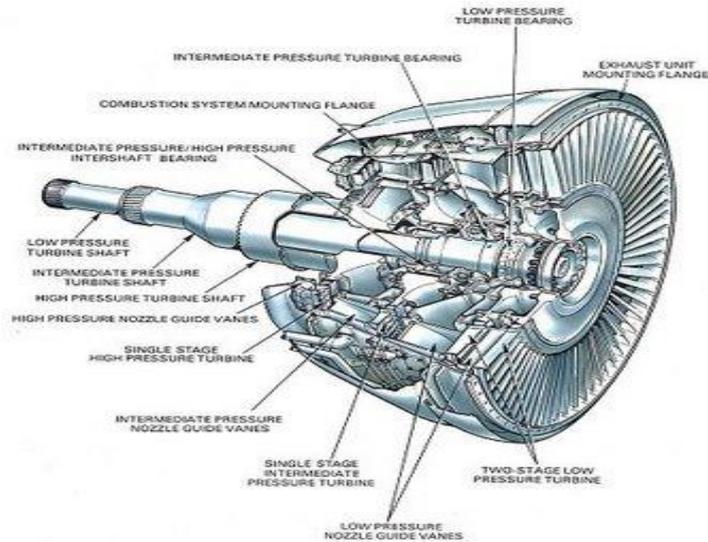


Figura 2.15. Turbina

Fuente: http://es.wikipedia.org/wiki/Pratt_%26_Whitney_JT8D

Elaborado por: Luis Romero

2.4.3.5 Cámaras de combustión

La mayoría de cámaras de combustión funcionan con hidrocarburos líquidos como combustibles, el cual es inyectado en forma de spray. El factor más importante del combustible es su viscosidad para poderlo inyectar por medio de una tobera.

Los combustibles pesados son precalentados para reducir su viscosidad y asegurar la inyección. Antes de la combustión el combustible se mezcla con el aire elevando la temperatura de ignición la cual varía dependiendo de la relación combustible, aire y la presión. El comienzo de la combustión se hace por medio de una bujía y de aquí en adelante la combustión es continua.

El flujo de aire entra por dos fases: La primaria va a la zona de combustión y alcanza mayores temperaturas. La secundaria sirve como aislante de temperatura, reducción de ruido, y enfría los gases de salida de la turbina.

El tiempo que necesita el combustible para la vaporización, es un tiempo de retraso al comienzo de la reacción de la combustión. La reacción estequiométrica de combustible - aire (f/a – flujo de aire) es aproximadamente 1:15 y para garantizar la combustión se introduce de un 20% hasta un 200% de exceso de aire y así evitar la separación del combustible.

La velocidad de la propagación de la llama depende, de la relación de combustible; para una máxima velocidad se necesita una mezcla livianamente más rica que la relación teórica.

Las cámaras de combustión se numeran de uno a nueve en una dirección hacia la derecha, con la cámara de combustión centro superior designado como número uno.

Las cámaras cuatro y siete tienen jefes de chispa de ignición – se encuentra las bujías de ignición.

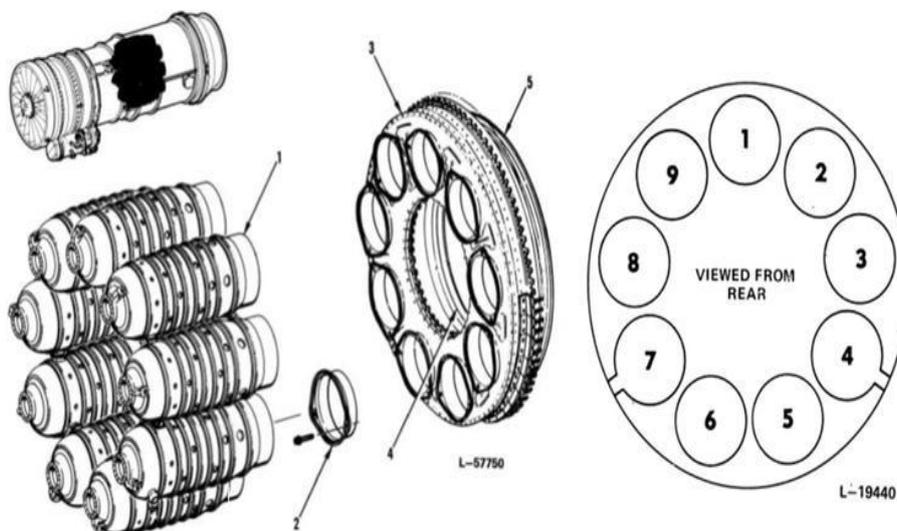


Figura 2.16. Cámaras de Combustión

Fuente: <http://cielus.wordpress.com/turbofan/>

Elaborado por: Luis Romero

2.4.3.6 Sección de escape

Existen dos tubos por donde se extrae el aire de la 13ª etapa para el anti-hielo, el descongelamiento del combustible, y para la presurización de la cabina. No todo el aire comprimido entra al punto de ignición de combustible de las cámaras de combustión; parte del aire pasa frío y sin producir combustión, y refrigera la primera etapa de la turbina, y parte de él es introducido dentro del perímetro de los cilindros de combustión de modo que el combustible que se inflama se mantenga cerca del centro.

Una vez el aire caliente ha pasado a través de las turbinas, sale por una tobera por la parte posterior del motor. Las estrechas paredes de la tobera fuerzan al aire a acelerarse. El peso del aire, combinado con esta aceleración produce parte del empuje total. En general, un aumento en el bypass trae como consecuencia una menor participación de la tobera de escape en el empuje total del motor.

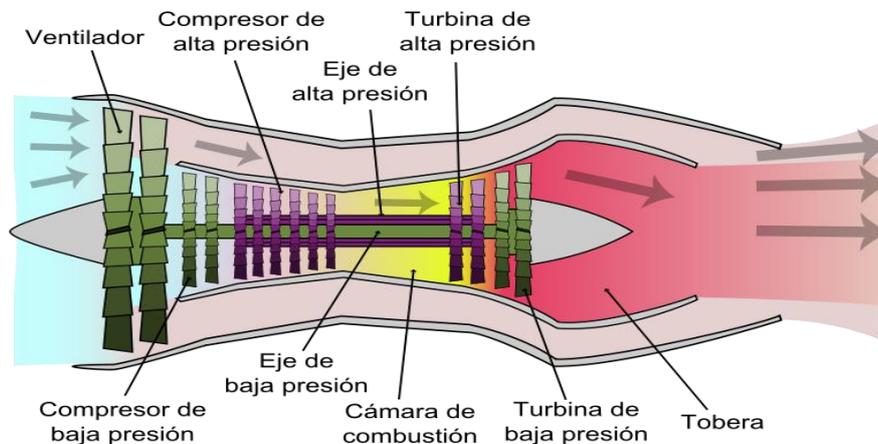


Figura 2.17. Sección de escape

Fuente: <http://cielus.wordpress.com/turbofan/>

Elaborado por: Luis Romero

2.5 Nacela – NACELLE

Proviene del francés nacelle y ésta del latín navicella quiere decir nave pequeña; es una estructura aerodinámica en el cual el motor se encuentra montado.

- Transmite la fuerza de empuje del motor a la aeronave.
- Dirige el aire a la entrada del motor de manera que este fluye suavemente.
- Tiene las conexiones entre el motor y la aeronave para electricidad, aire, fluidos, etc.
- Reduce la resistencia aerodinámica del motor.

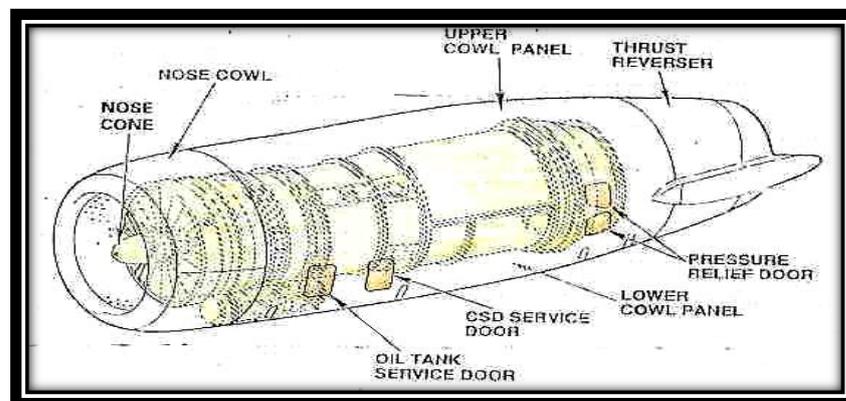


Figura 2.18. Nacela

Fuente: B727 Engines ATA 71 Presented by Maintenance Training Manual

Elaborado por: Luis Romero

2.6 Empuje del Motor⁸

Un motor jet (gas turbina) no crea una fuerza de empuje empujando los gases de escape contra el aire atmosférico. Un motor jet es un motor a reacción que incrementa la energía de los gases que van a través de este para producir empuje.

⁸<http://www.md80.com.ar/motores.html>

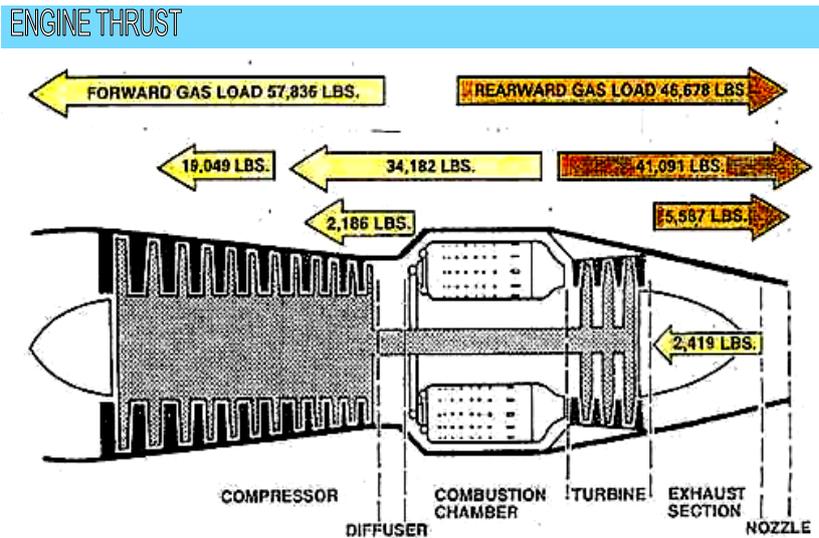


Figura 2.19. Empuje del motor

Fuente: B727 Engines ATA 71-Presented by Maintenance Training Manual

Elaborado por: Luis Romero

2.6.1 Principios básicos de empuje⁹

Un motor jet (gas turbina) no crea una fuerza de empuje empujando los gases de escape contra el aire atmosférico. Un motor jet es un motor a reacción que incrementa la energía de los gases que van a través de este para producir empuje.

Un motor jet produce una fuerza de empuje debido a la segunda y tercera ley de movimiento de Isaac Newton:

2.6.2 Segunda ley de Newton:

La Segunda ley de Newton se encarga de cuantificar el concepto de fuerza. Nos dice que la fuerza neta aplicada sobre un cuerpo es proporcional a la aceleración que adquiere dicho cuerpo.

⁹<http://www.enocasioneshagoclick.com/2009/06/escuadron-click-como-funciona-un-motor.html>

La constante de proporcionalidad es la masa del cuerpo, de manera que podemos expresar la relación de la siguiente manera:

Fuerza = Masa x Aceleración

$$(F = M \cdot a)$$

2.6.2.1 Principios básicos de empuje

Una fuerza es producida cuando el momento del aire incrementa.

Momento = Masa x Velocidad

El motor absorbe una masa de aire y lo acelera. Cuando el aire sale por detrás del motor, sale acelerado. Si a una masa de aire la hemos acelerado, esto quiere decir que el motor está aplicando una fuerza al aire.



Figura 2.20. Acción y reacción del motor

Fuente: <http://www.enocasioneshagoclick.com/2009/06/escuadron-click-como-funciona-un-motor>

Elaborado por: Luis Romero

2.6.3 Tercera ley de Newton

La tercera ley, también conocida como Principio de acción y reacción nos dice que si un cuerpo A ejerce una acción sobre otro cuerpo B, éste realiza sobre A otra acción igual y de sentido contrario.

Para cada fuerza o acción, hay una reacción igual y opuesta.

2.6.3.1 Principios básicos de empuje

Que el aire le aplica al motor una fuerza igual y en sentido contrario.

Es decir, el aire sale impulsado hacia atrás y el motor hacia delante. Ahí tenemos el funcionamiento de un motor de reacción.

Un motor jet el aire entra por delante, se comprime en el compresor, se quema en la cámara de combustión y se expulsa a través de la tobera. La diferencia es que se expulsa muy rápido, y eso produce el empuje (3ª ley de Newton).

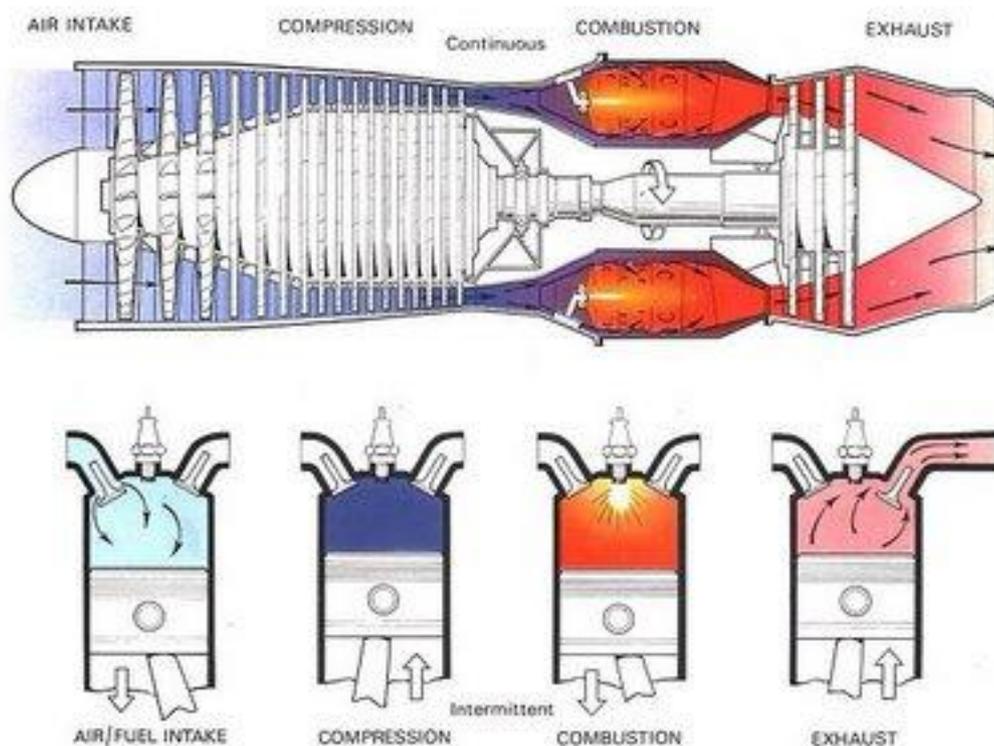


Figura 2.21. Fases de funcionamiento de motor jet - recíproco

Fuente: <http://www.enocasioneshagoclick.com/2009/06/escuadron-click-como-funciona-un-motor>

Elaborado por: Luis Romero

2.6.4 Tabla de empuje del motor

Tabla: 2.3Empuje del Motor

TIPO DE MOTOR	EMPUJE NORMAL DE DESPEGUE	EMPUJE MÁXIMO DE DESPEGUE
JT8D-200	18.500 lbs	19.250 lbs
JT8D-217	20.000 lbs	20.850 lbs
JT8D-217A	20.000 lbs	20.850 lbs
JT8D-217C	20.000 lbs	20.850 lbs
JT8D-219	21.000 lbs	21.700 lbs

Fuente: <http://www.md80.com.ar/motores.html>

Elaborado por: Luis Romero

2.7 Sistema de combustible – (Fuel Flow)

La función del sistema de flujo de combustible es proporcionar una indicación visual en la cabina del piloto, sobre la tasa de consumo de combustible en libras por hora para cada motor individual

El indicador ofrece una alta precisión de las indicaciones del flujo de combustible en el rango de 500 pph a 6000 pph, y indicaciones fuertes desde 6000 hasta 12.000 pph. La pantalla del dial está graduado con 100 marcas pph hasta 6000 pph y de 6000 a 12.000 pph y las marcas de graduación de 500 pph .El indicador está sellado herméticamente

El sistema posee un indicador de combustible y un botón de reinicio en el panel del segundo oficial. La unidad consta de una bobina y un núcleo similar a la del transmisor pick-off que operan en un rotor de imán permanente. Este es un tipo de sincronización del transmisor, usando un rotor de imán permanente que operan en un principio de saturación. No requiere que el rotor sea conducido. Un puntero se une al rotor. Como cualquier principio de funcionamiento a distancia

que utiliza el rotor de imán permanente, se asume una posición paralela a la del rotor en el transmisor, para proporcionar una indicación de flujo de combustible.

2.7.1 Componentes

Este sistema tiene tres transmisores de flujo de combustible, tres indicadores de flujo de combustible, y un flujo de combustible (fuente de alimentación). Un transmisor de flujo de combustible se encuentra en la parte delantera izquierdo de cada motor.

Los tres indicadores de flujo de combustible se encuentran en la parte inferior del panel de instrumentos del motor. El flujo de energía con combustible UNITIS que es suministrado está ubicado en la E5-1 rack de equipos o detrás del panel del segundo oficial.

2.7.2 Sistema de Alimentación de Combustible al Motor¹⁰

El combustible es la materia prima, que a partir de la conversión de la energía química a energía mecánica proporciona propulsión y empuje a una aeronave. Para mayor conocimiento y familiarización nos enfocaremos a describir todos los componentes del sistema encargado de realizar dicho fenómeno.

El sistema de combustible anteriormente mencionado, está compuesto por depósitos, conductos, carburador o sistema de inyección, instrumentos de medida, bomba de combustible, válvulas, filtros etc.

Para controlar el sistema de alimentación de combustible y de abastecimiento de combustible a los motores. Utiliza las siguientes entradas:

⌘ Panel del sistema de Combustible (P5-2)

¹⁰ Generalidades: Traducido al español del Curso B737 Engines ATA 28 - 22 - CC Presented by Maintenance Training Manual, del idioma Ingles.

- ✦ Interruptores de encendido del motor.
- ✦ Interruptores de fuego en el motor.

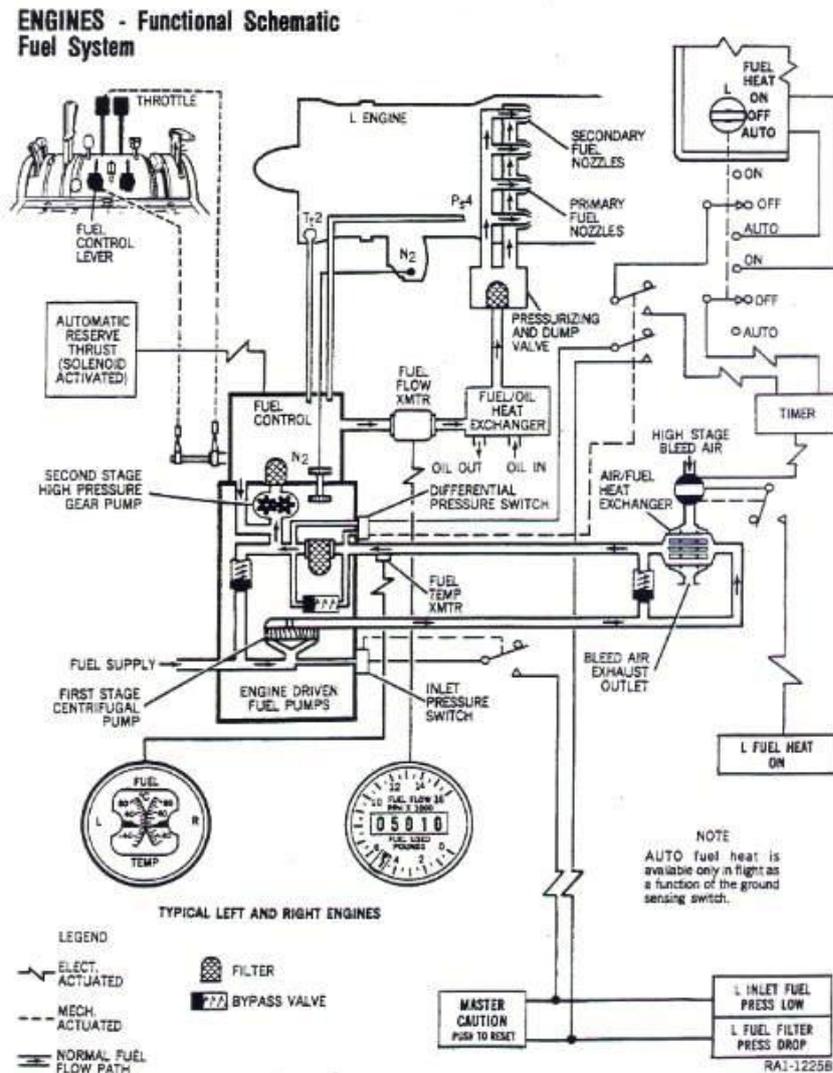


Figura 2.22. Diagrama de alimentación de Combustible

Fuente: B727 Engines ATA 78 Presented by Maintenance Training Manual

Elaborado por: Luis Romero

El sistema de alimentación de combustible utiliza estos componentes para abastecer de combustible a los motores:

- ✦ Bombas reforzadoras del tanque central

- ⌘ Bombas reforzadoras frontales
- ⌘ Bombas reforzadoras posteriores
- ⌘ Válvula de alimentación cruzada
- ⌘ Válvula de corte de combustible.

2.7.3 Transmisor del flujo de combustible

El transmisor de caudal de combustible se compone de una carcasa que contiene dos cilindros idénticos colocados uno tras otro de manera que los ejes de los cilindros coincidan. El cilindro de arriba es el impulsor y el cilindro de abajo es la turbina.

En la periferia de la sección circular de los cilindros, en un radio fijo del centro, existe una serie de agujeros equidistantes, que son exactamente paralelos a los ejes de los cilindros.

Un transmisor de segundo armónico está conectado a la turbina con dos juegos de muelles de torsión de diferentes dimensiones que son utilizados para frenarla.

Esto permite una escala de dos vertientes en el indicador que permite una mayor sensibilidad a la tasa de flujo bajo.

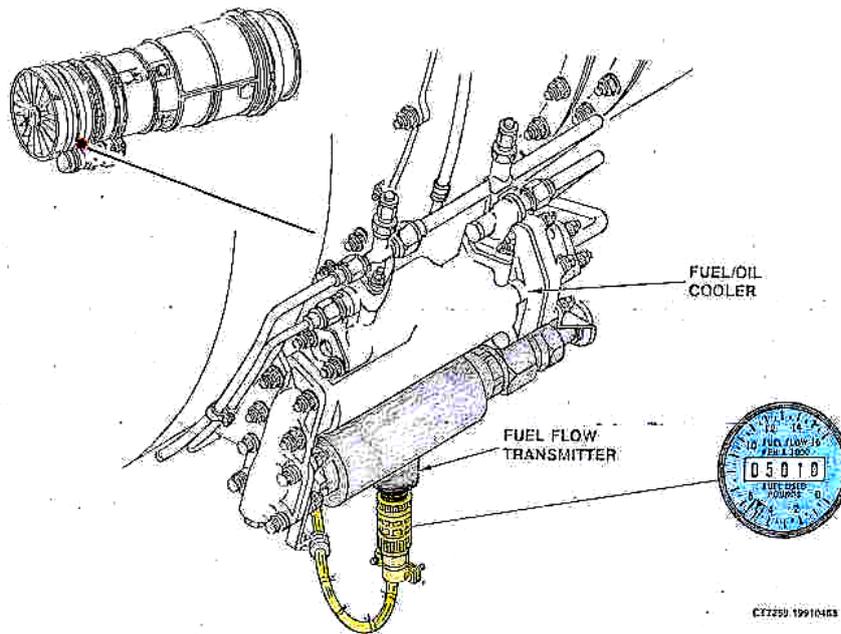


Figura 2.23. Posición del Transmisor de flujo de Combustible
Fuente: B727 Engines ATA 78 Presented by Maintenance Training Manual
Elaborado por: Luis Romero

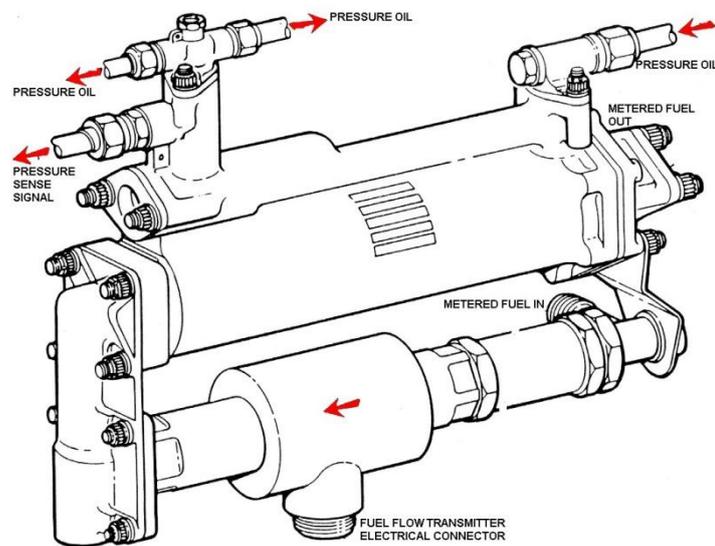


Figura 2.24. Transmisor de Combustible
Fuente: B727 Engines ATA 78 Presented by Maintenance Training Manual
Elaborado por: Luis Romero

2.7.4 Componentes del sistema de combustible

Este sistema consta de los siguientes componentes:

- Tres transmisores de flujo de combustible.
- Tres indicadores de flujo de combustible.
- un flujo de combustible (fuente de alimentación).

Un transmisor de flujo de combustible se encuentra en la parte delantera izquierdo de cada motor. Los tres indicadores de flujo de combustible se encuentran en la parte inferior del panel de instrumentos del motor. El flujo de energía con combustible UNITIS que es suministrado está ubicado en la E5-1 rack de equipos o detrás del panel del segundo oficial.

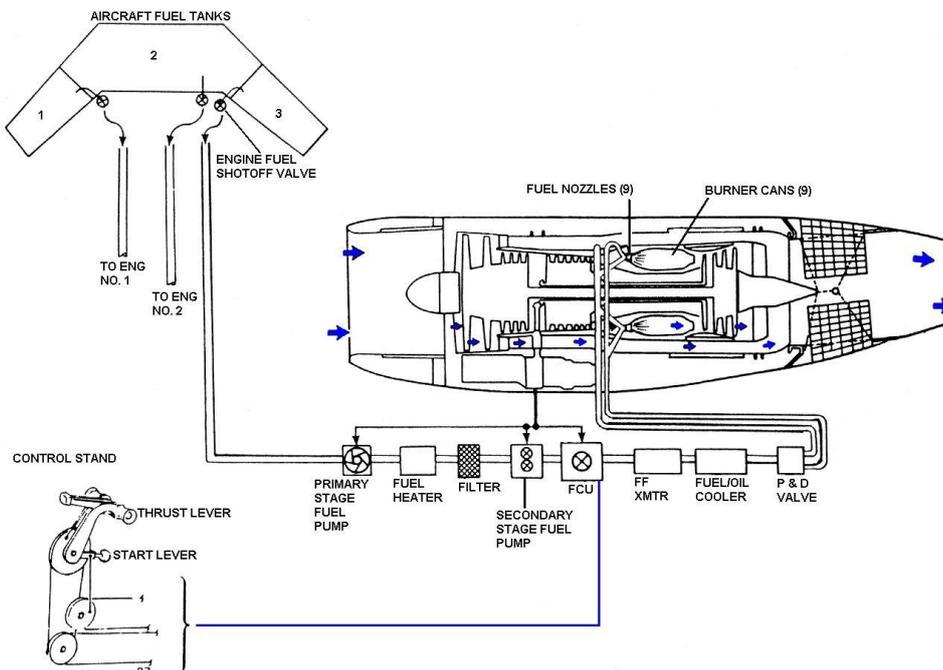


Figura 2.25. Sistema de Alimentación de Combustible al Motor

Fuente: B727 Engines ATA 28 – 22 – Presented by Maintenance Training Manual

Elaborado por: Luis Romero

2.7.5 Sistema anti-ice del combustible

El sistema anti-ice de combustible del motor detecta la presencia de hielo en el combustible y proporciona un calentamiento controlado para derretir el hielo del combustible.

El combustible generalmente contiene gotitas de agua suspendidas cuando la temperatura del combustible cae por debajo del punto de congelación del agua. Estas gotitas de agua suspendidas se congelan y forman el hielo. El hielo eventualmente obstruye el filtro principal de combustible y restringe el flujo normal al motor.

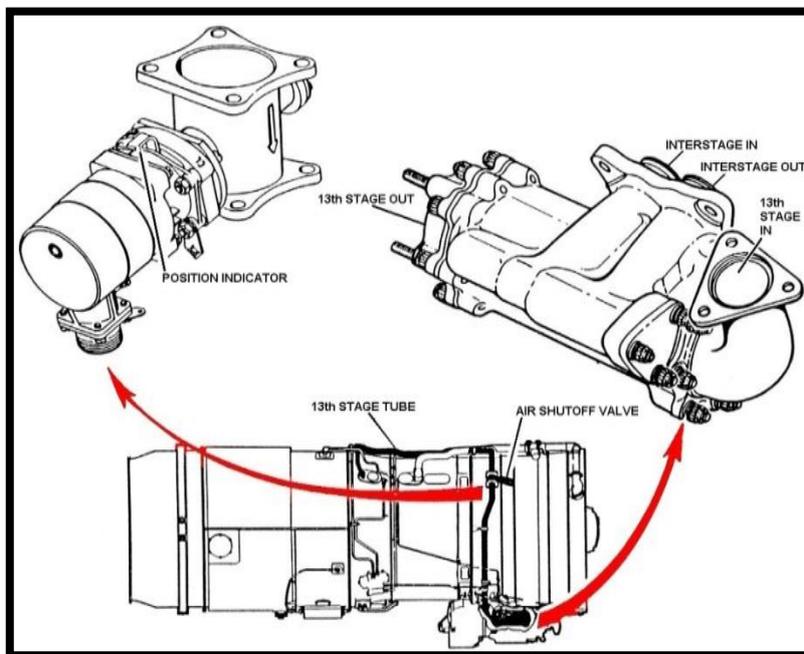


Figura 2.26. Sistema de anti-ice del combustible

Fuente: B727 Engines ATA 28 – 22 – Presented by Maintenance Training Manual

Elaborado por: Luis Romero

2.8 Sistema de Anti-hielo – (ANTI ICING)

Esta protección contra el hielo, calienta el carenado de entrada con sangrado de aire de las etapas del compresor del propio motor, con el propósito de mantener el conducto de admisión libre de acumulación de hielo.

El sistema de anti-hielo del motor previene la formación de hielo o deshiela sobre los siguientes componentes:

- La caja de entrada del fan.
- Las aletas guías de entrada.
- El cono de nariz (inlet nose bullet).

TYPICAL ANTI-ICING CONTROL

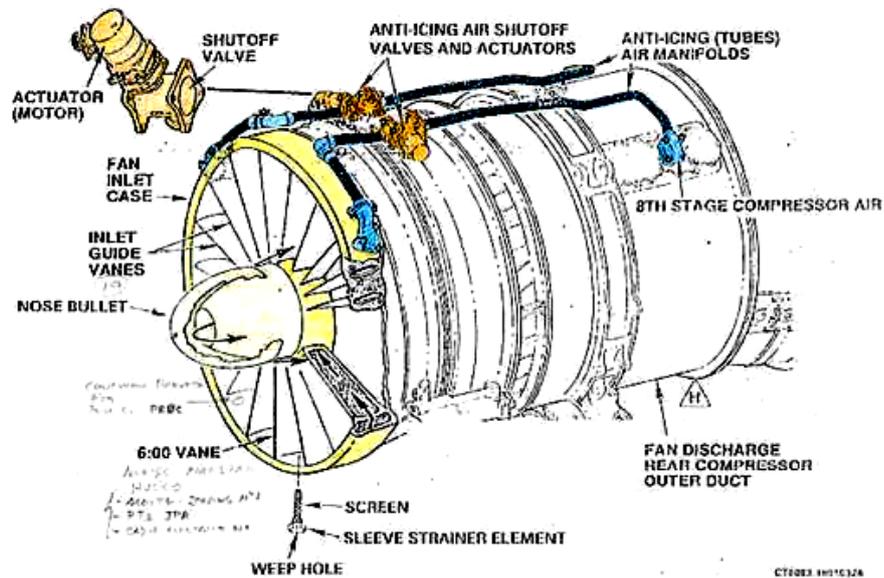


Figura 2.27. Sistema Anti-hielo

Fuente: B727 Engines ATA 71 Presented by Maintenance Training Manual

Elaborado por: Luis Romero

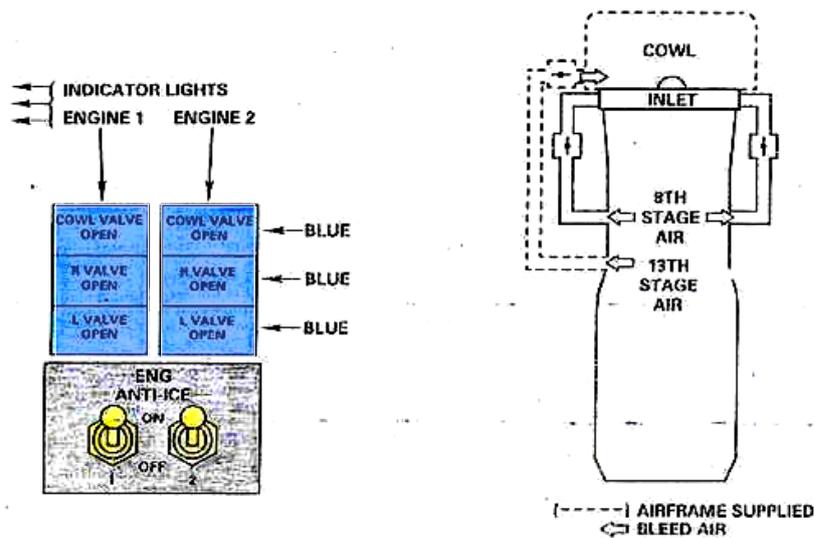


Figura 2.28. Controles del Sistema Anti-hielo

Fuente: B727 Engines ATA 71 Presented by Maintenance Training Manual

Elaborado por: Luis Romero

2.9 Sistema de relación de presión del motor (EPR)

2.9.1 Propósito

El sistema de indicación de relación de presión del motor (EPR), calcula y muestra visualmente la relación de presión del motor (P_{t7}/P_{t2} : la presión de descarga de escape de la turbina dividido entre la presión de entrada del motor).

La relación de presión del motor (EPR), que indica el sistema, muestra la potencia del motor y se utiliza para establecer la potencia del motor y además el seguimiento del mismo. El sistema EPR indica, una sonda de detección de presión de entrada (PT2) y seis sondas de detección de presión de escape (PT7), un transmisor de presión del motor y la relación de un indicador de presión para cada motor.

2.9.2 Componentes

- ❖ **Sonda PT2**, se encuentra en el cono de nariz y censa la presión del aire que ingresa al fan.
- ❖ **Transmisor**, en la bahía de aire acondicionado, calcula y transmite la relación de presión del motor.
- ❖ **Indicador**, unidad electromecánica para mostrar digital y analógicamente el EPR.
- ❖ **Sonda PT7**, consta de ocho sondas de escape de presión, se encuentra en la caja de escape de la turbina y censa la presión total de la salida del aire primario.

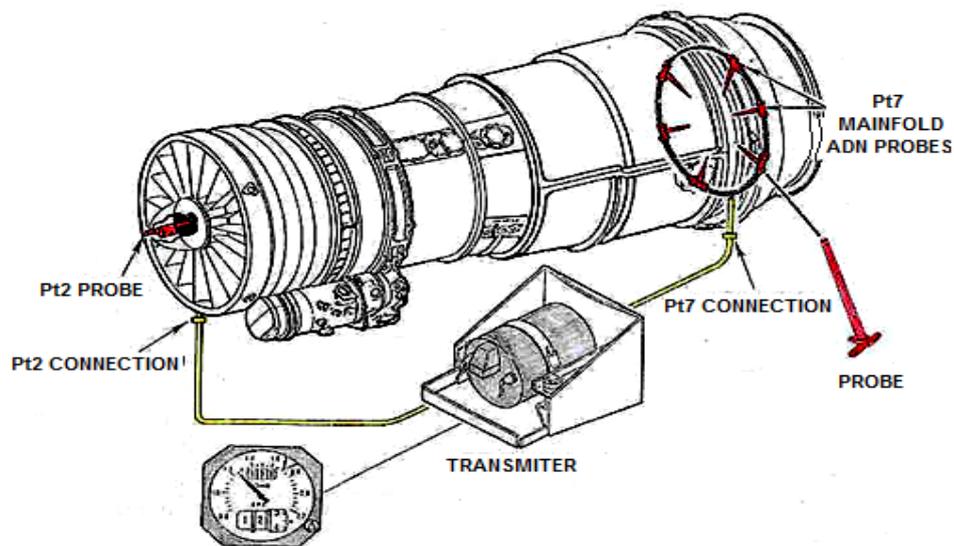


Figura 2.29. Componentes del EPR

Fuente: B727 Engines ATA 71 Presented by Maintenance Training Manual

Elaborado por: Luis Romero

2.9.3 Descripción

Las ocho sondas en la turbina de escape son montadas en el exterior, para el escape y la presión de escape en el sentido primario total.

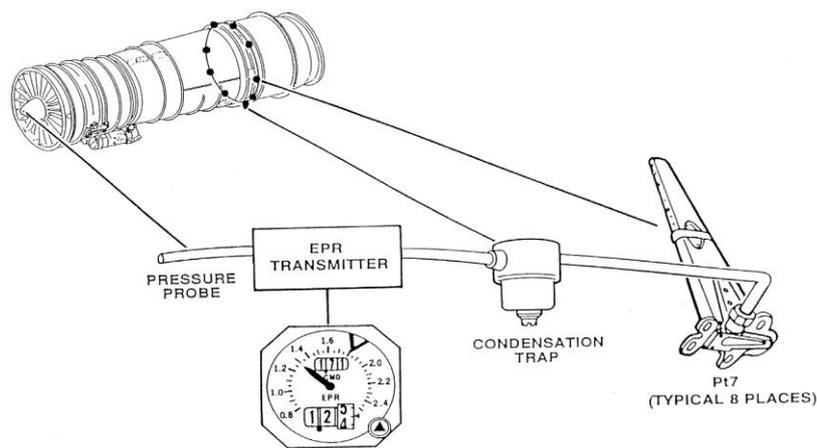


Figura 2.30. Sensores del EPR - Rear

Fuente: B727 Engines ATA 71 Presented by Maintenance Training Manual

Elaborado por: Luis Romero

La sonda de detección de presión de entrada está montada en la toma de aire de entrada.

El transmisor EPR está montado en el compartimento de accesorios de la popa de la aeronave.

El indicador de EPR es un aparato eléctrico / mecánico que muestra el EPR (Pt7/Pt2) y cuenta con pantallas digitales y analógicas.

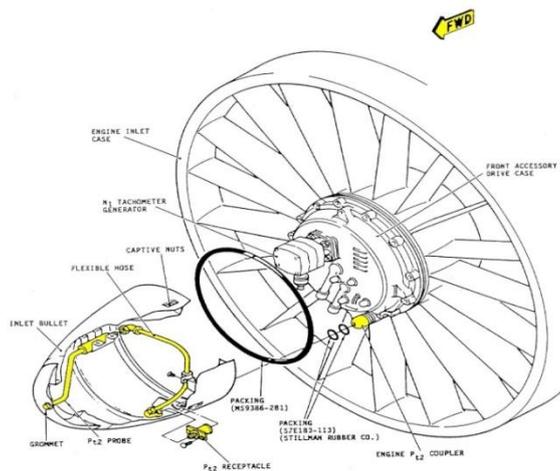


Figura 2.31. Sensores del EPR - Forward

Fuente: B727 Engines ATA 71 Presented by Maintenance Training Manual

Elaborado por: Luis Romero

2.9.4 Funcionamiento

El sistema funciona con corriente alterna. La presión de escape del motor y la de entrada, son detectadas por las sondas de detección de presión.

Estas presiones actúan sobre un fuelle del transmisor de la relación de presión, causando el movimiento diferencial del fuelle cada vez que ocurran cambios en la presión. Los efectos del fuelle, el movimiento del mecanismo de detección del emisor, el tren del amplificador y el motor de engranajes, hacen que el generador del rotor gire y generan tres fases de señales eléctricas. Las señales eléctricas que son generadas van transmitidas al indicador de relación de presión, sobre un sistema de tres hilos.

La relación de presión del motor (EPR), que indica el sistema, muestra la potencia del motor y se utiliza para establecer la potencia del motor y además el seguimiento del mismo. El sistema EPR indica, una sonda de detección de presión de entrada (PT2) y seis sondas de detección de presión de escape (PT7), un transmisor de presión del motor y la relación de un indicador de presión para cada motor.

La entrada del motor y la presión de escape, son detectadas por los sensores de las sondas, estas señales son enviadas al transmisor de la relación de presión.

El transmisor convierte la presión de escape y la de entrada, en una relación proporcional de señales de salida en el EPR y transmite las señales del indicador de EPR en el compartimiento de vuelo.

El indicador transforma las señales eléctricas de entrada, de la rotación del eje indicador de puntero y contador digital de tres ruedas para mostrar la relación de presión del motor. Un recipiente de prueba, que se utiliza para conectar un indicador principal, está incluido en el circuito para proporcionar un medio de ajuste y comprobación del sistema. En los aviones que incorpora EPR-activa posee el sistema de alerta de despegue.

En los aviones que incorpora un sistema de rendimiento de datos del equipo (PDC), el indicador incorpora un circuito EPR de servo segundos y un sistema de error impulsado, el cual está instalado en el panel de instrumentos del piloto.

Tabla 2.4: Relación de presión del motor

ENGINE PRESSURE RATIO SYSTEM
$EPR = \frac{Pt7}{Pt2}$

Fuente: <http://www.md80.com.ar/motores.html>

Elaborado por: Luis Romero

2.10 Sistema del generador tacómetro (N1 y N2)

2.10.1 Generador tacómetro

El sistema tacómetro mide la velocidad de rotación del motor de baja presión y el rotor de alta presión y proporciona una indicación visual de velocidad a los pilotos para supervisar el rendimiento del motor.

- El generador de tacómetro N1 se encuentra en la unidad de accesorios frontales el Nose Down de cada motor.
- El generador de tacómetro N2 está en la parte posterior derecha de la caja de accesorios - Gear Box.

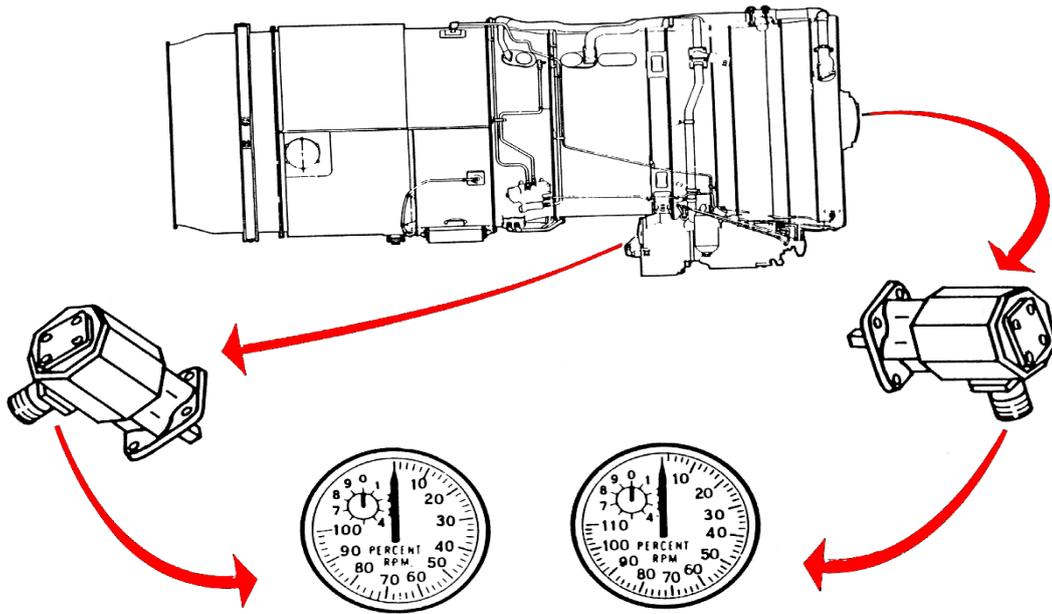


Figura 2.32. Posición de los sensores tacómetros n1 y n2

Fuente: B727 Engines ATA 71 Presented by Maintenance Training Manual

Elaborado por: Luis Romero

2.10.2 Componentes

El sistema tacómetro del motor consta de dos unidades generadoras (N1 y N2) en cada motor y sus correspondientes indicadores del tacómetro en el tablero de instrumentos del motor.

- El indicador del tacómetro N1 muestra la velocidad de rotación del compresor de baja presión.
- El indicador del tacómetro N2 indica la velocidad de rotación del compresor de alta presión.

2.10.3 Descripción

Los generadores tacómetro son impulsados por los rotores del compresor a través de la reducción de fricción y generan señales eléctricas alternas.

Las señales eléctricas, recibidas de los generadores, activan los indicadores correspondientes, que a su vez muestran sus respectivas velocidades del compresor en porcentajes.

2.10.4 Funcionamiento

El sistema de tacómetro del motor funciona con energía generada eléctricamente.

En los aviones de energía eléctrica, sólo es necesaria para la iluminación integral de los indicadores del tacómetro.

Cada generador tacómetro (N1 y N2) se acciona mediante un rotor de compresor respectivamente a través del engranaje reductor. El eje del generador convierte al conjunto del rotor, dentro de las bobinas del estator, la cual genera señales eléctricas alternas.

Estas señales se transmiten al motor síncrono del tacómetro indicador, correspondientemente por un sistema de dos cables, mientras que la tercera fase se realiza a tierra.

Esto es producido por un accionamiento del eje del motor síncrono la cual genera señales de corriente eléctrica alterna. Esta rotación, a través de un acoplamiento de flujo, tiende a girar el puntero del indicador el cual es sujeto a un resorte. La velocidad del motor síncrono determina el grado en que el puntero del indicador se gira, y corresponde relacionada mente a la velocidad del rotor del compresor.

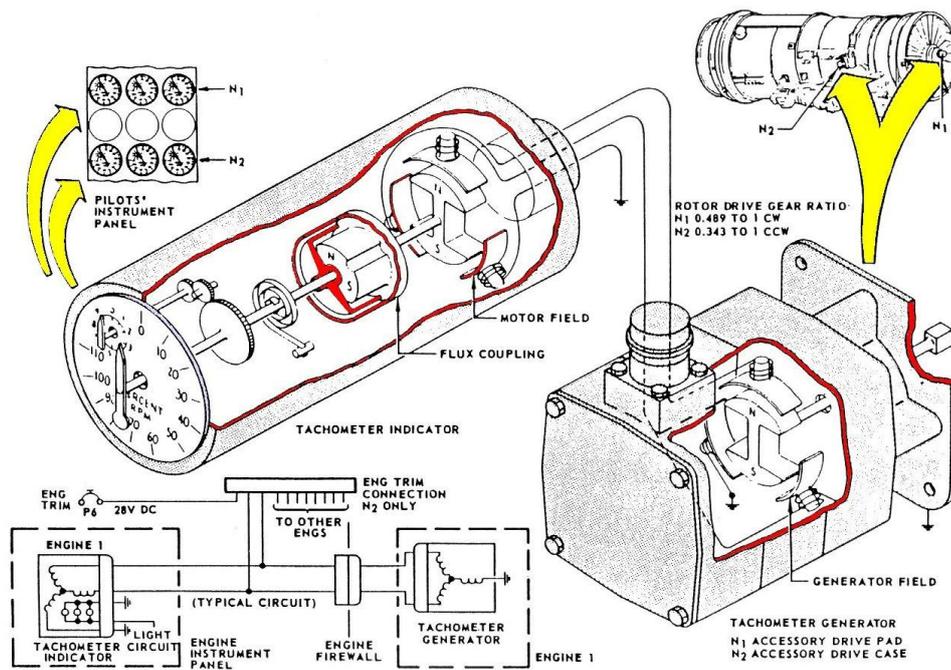


Figura 2.33. Diagrama de los indicadores tacómetro n1 y n2

Fuente: B727 Engines ATA 71 Presented by Maintenance Training Manual

Elaborado por: Luis Romero

2.11 Sistema de lubricación

El sistema de lubricación tiene tres funciones principales que son: lubricar, refrigerar y reducir la fricción de los cojinetes y la caja de accesorios. Trabaja con tres sistemas, el sistema de presurización, el sistema de recuperación y el sistema de respiradero.

- El sistema de presión, suministra aceite presurizado a los cojinetes y a los mandos de accesorios del motor.
- El sistema de recuperación o barrido, remueve aceite desde los cojinetes y mandos de accesorios y lo envía de retorno al tanque.
- El sistema de respiradero o breather, controla la presión en el compartimiento de los cojinetes.

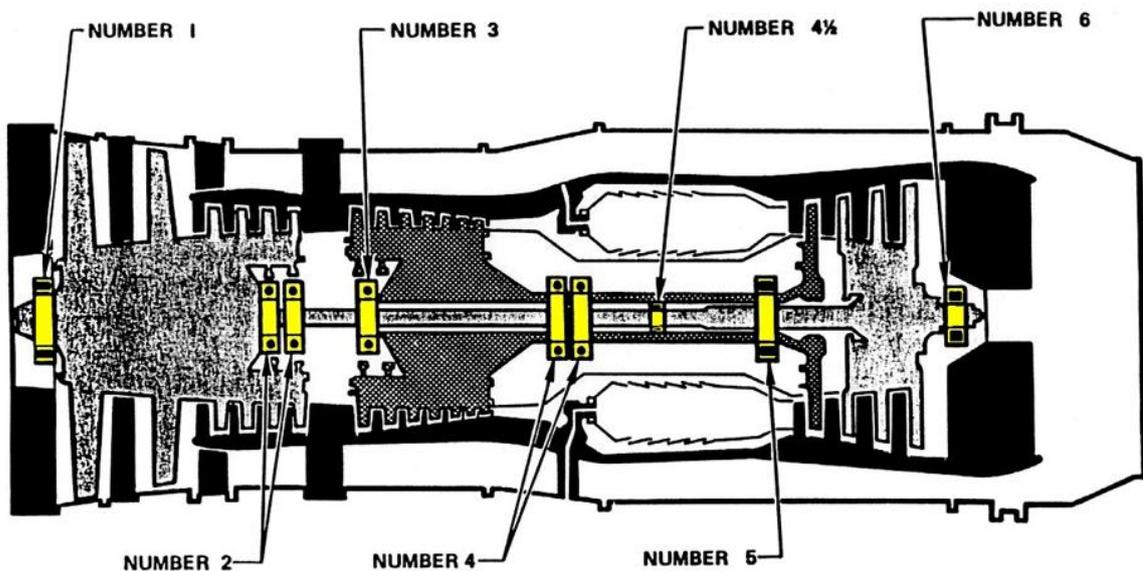
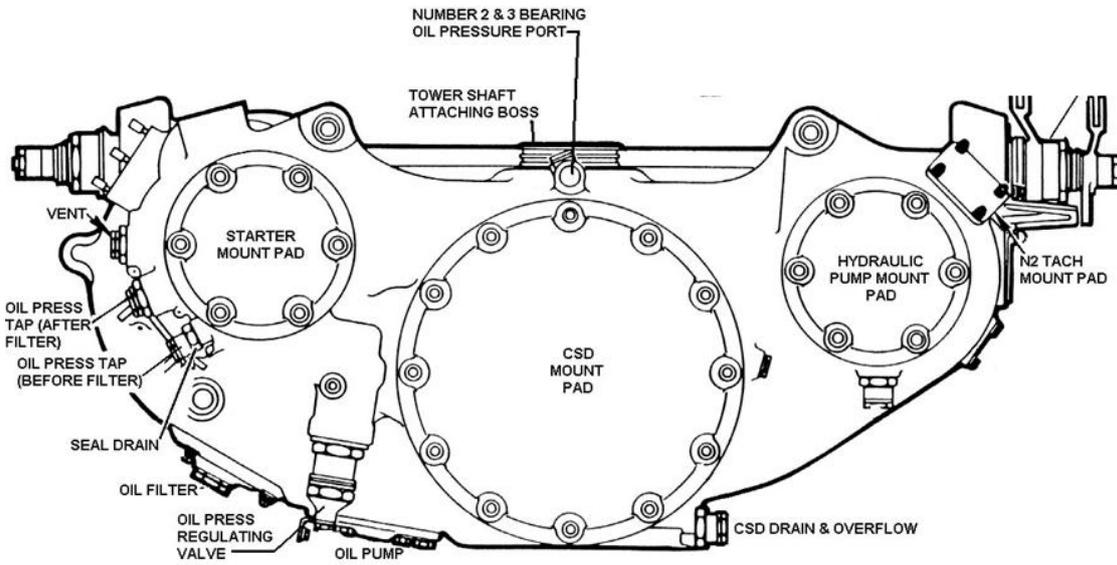


Figura 2.34. Lubricación de los cojinetes y de la caja de engranajes

Fuente: B727 Engines ATA 71 Presented by Maintenance Training Manual

Elaborado por: Luis Romero

El motor puede funcionar satisfactoriamente en cualquiera de los aceites aprobados, sin embargo, un tipo de aceite no debe ser mezclado con cualquier otro tipo de aceite, el tipo de aceite con el cual trabaja es el skydrol con especificación PWA 521 y la cantidad que almacena el tanque es de 4 galones.

2.11.1 Componentes

El sistema de lubricación consiste de un tanque o reservorio, una bomba de presión, un filtro de aceite, una válvula reguladora de presión, un enfriador de aceite-combustible, una bomba de recuperación y un inyector de aceite.

Cada motor está provisto con un sistema de aceite independiente que provee lubricación y refrigeración de los engranajes del motor y los cojinetes.

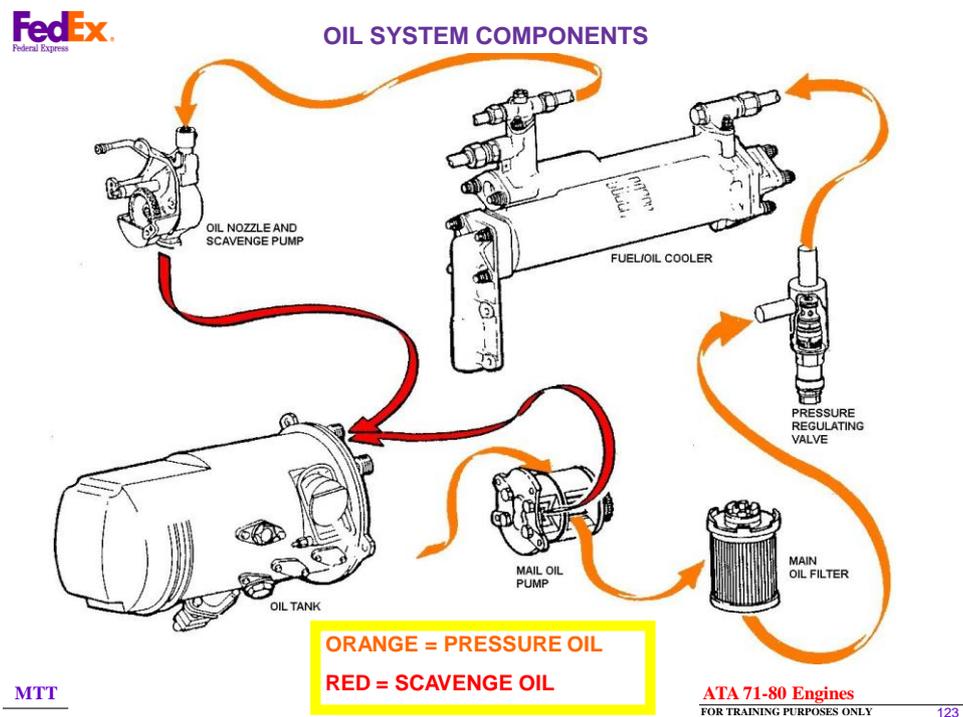


Figura 2.35. Componentes del sistema de Lubricación

Fuente: B727 Engines ATA 71 Presented by Maintenance Training Manual

Elaborado por: Luis Romero

2.11.2 Funcionamiento

Un tanque de almacenamiento de aceite montado en la parte inferior izquierda del motor, provee una provisión continua de aceite a la bomba de presión de aceite impulsada por el motor en la caja de los accesorios. Esta bomba provee una presión de 40 a 55 psi.

El aceite refrigerado es luego distribuido a los cojinetes del motor a través de un colector de distribución y galerías formadas en la estructura del motor, la cantidad de fluido es de 35 galones/minuto.

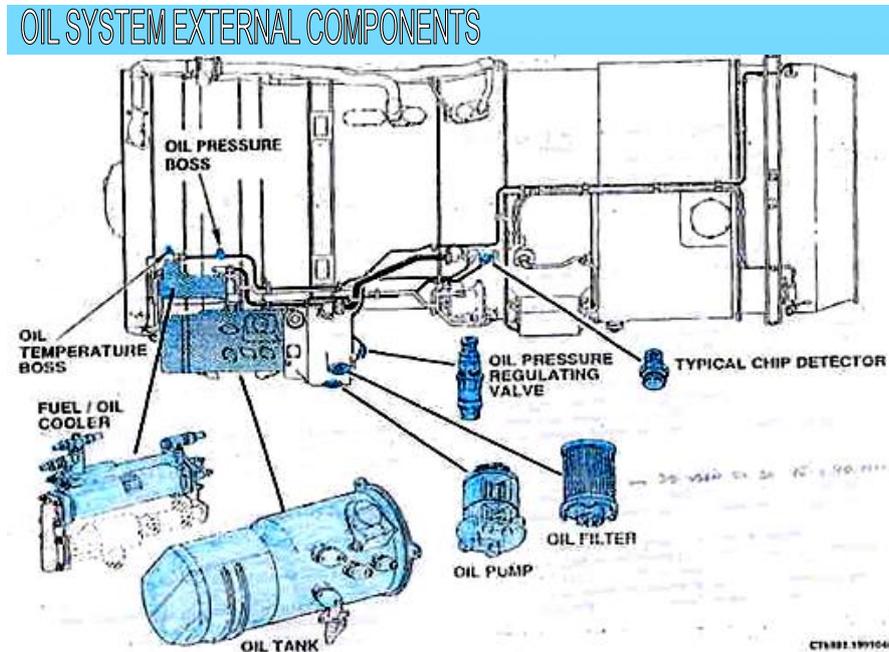


Figura 2.36. Sistema de lubricación

Fuente: B727 Engines ATA 71 Presented by Maintenance Training Manual

Elaborado por: Luis Romero

Un filtro de aceite es provisto hacia debajo de la bomba de aceite. El casquete del filtro es hecho integral con la caja de cambios de accesorios. Una cubierta removible está localizada en la parte externa de la caja de accesorios para permitir el remplazo o limpieza del núcleo del filtro. Una válvula de alivio está localizada entre la entrada y salida del filtro.

Si el filtro se congestiona o se tapa, esta válvula se abrirá y permitirá un fluido de aceite no filtrado paracircular en el motor. El aceite es rescatado de las cavidades de los cojinetes del motor por tres bombas y retorna a la caja de cambios de accesorios. Desde ahí, es bombeada de regreso dentro del tanque de aceite del

2.12 Sistema de Encendido

El sistema de encendido de los motores aeronáuticos se compone de magnetos, bujías, y los cables de conexión entre estos elementos.

De forma simplificada el funcionamiento del sistema es como sigue: las magnetos generan una corriente eléctrica, la cual es encaminada a las bujías adecuadas a través de los cables de conexión.

Como es comprensible, el conjunto funciona de forma sincronizada con los movimientos del cigüeñal para hacer saltar la chispa en el cilindro correspondiente (el que está en la fase de combustión) y en el momento adecuado.

El sistema de encendido proporciona una rápida secuencia de chispas eléctricas para encender la mezcla aire/combustible en las cámaras de combustión 4 y 7.

2.12.1 Funcionamiento

El encendido y el sistema de arranque del motor está diseñado para realizar cuatro funciones principales en la operación del motor, el arranque del motor normal, volver a encender en vuelo, la prueba de ignición y escape del motor.

Para empezar el arranque normal del motor, el motor de arranque gira el eje de transmisión del motor a través de un embrague y un tren de engranajes internos, que hace que el aire ingrese en los compresores y a las cámaras de combustión.

El combustible de los quemadores se mezcla con el aire y la mezcla es encendida por las bujías.

IGNITION SYSTEM ELECTRICAL FLOW

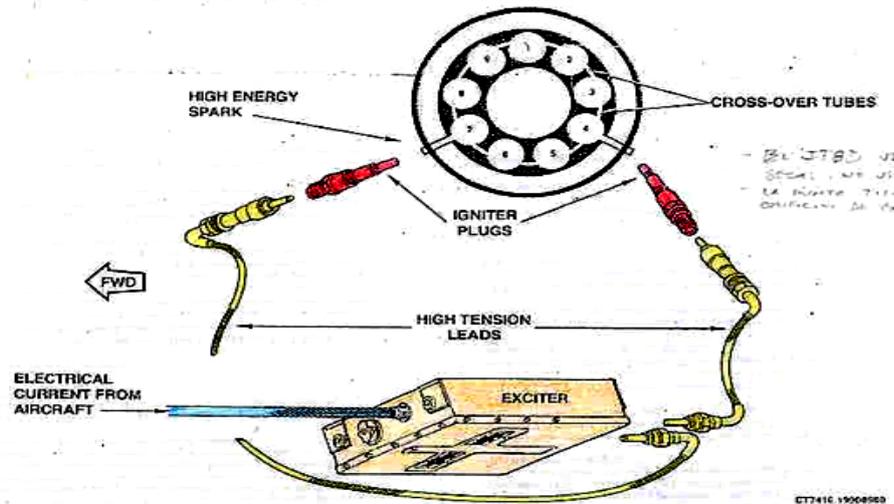


Figura 2.37. Posición de las bujías en las cámaras 4 y 7

Fuente: B727 Engines ATA 71 Presented by Maintenance Training Manual

Elaborado por: Luis Romero

Los tubos de interconexión entre las cámaras de combustión asegura el encendido del motor por completo.

Cuando el motor está en marcha por sus propios medios, el motor de arranque se desconecta y el circuito eléctrico se desactiva de forma automática.

Bajo ciertas condiciones, puede ser necesario volver a encender un motor durante el vuelo.

Para encender nuevamente al motor se lo realiza sin el uso del motor de arranque, ya que la acción del viento, mueve a la hélice, lo que impulsa al motor para dar la velocidad inicial.

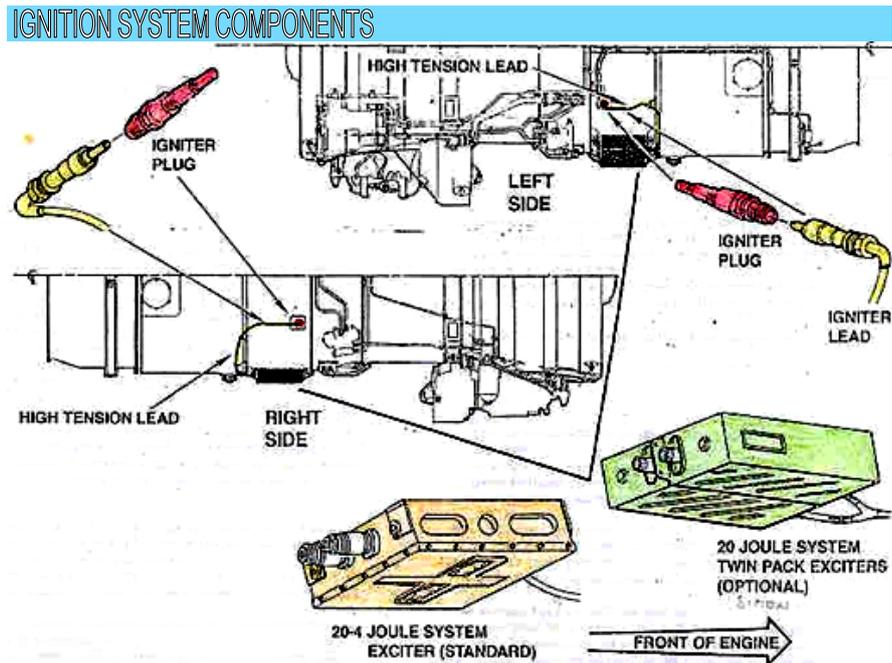


Figura 2.38. Sistema de Encendido

Fuente: B727 Engines ATA 71 Presented by Maintenance Training Manual

Elaborado por: Luis Romero

2.13 Temperatura de los gases de escape del motor (EGT)

Los motores de turbina pueden instrumentarse para la indicación de la temperatura de los gases de escape (Exhaust Gas Temperature EGT, o Turbine Inlet Temperature TIT, o Tail Pipe Temperature TPT) en localizaciones situadas delante, entre o detrás de los escalones de la turbina.

La temperatura de los gases es un límite operativo del motor, y se utiliza para controlar la integridad mecánica de las turbinas, así como también para comprobar las condiciones operativas del motor.

La temperatura del gas de escape (EGT) este sistema consta de:

- Se compone 8 termopares – Termo-couple dispuestos radialmente en el escape del motor que detectan la temperatura.

- Caja de unión de termopar situado en el lado izquierdo de la caja de la turbina, consta de: un arnés y un conductor, una resistencia de compensación.
- Un indicador de temperatura situado en el panel de instrumentos central P2.

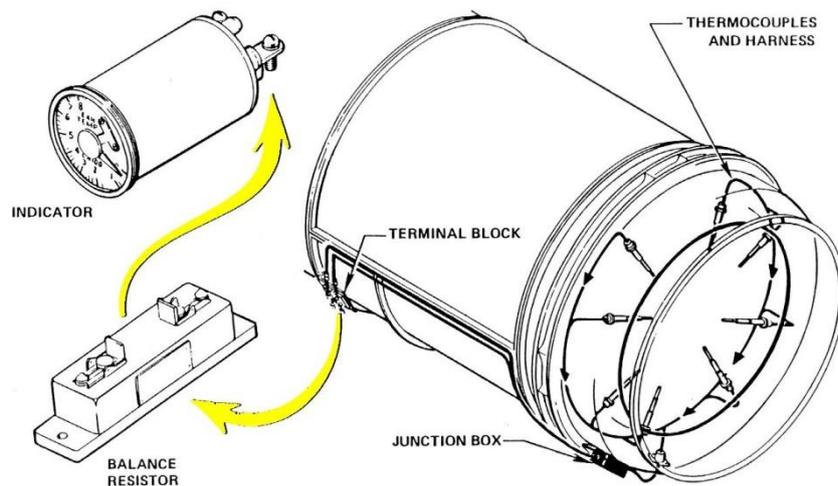


Figura 2.39. Diagrama del sistema de indicación EGT

Fuente: B727 Engines ATA 71 Presented by Maintenance Training Manual

Elaborado por: Luis Romero

El indicador recibe alimentación de CA 115v de P6-3 panel de interruptores. El sistema es independiente del sistema eléctrico del avión.

Los cables de Cobre y Constantan, se utilizan en la zona de baja temperatura del motor; los cables Cromel y Alumel se utilizan donde se encuentran más altas temperaturas.

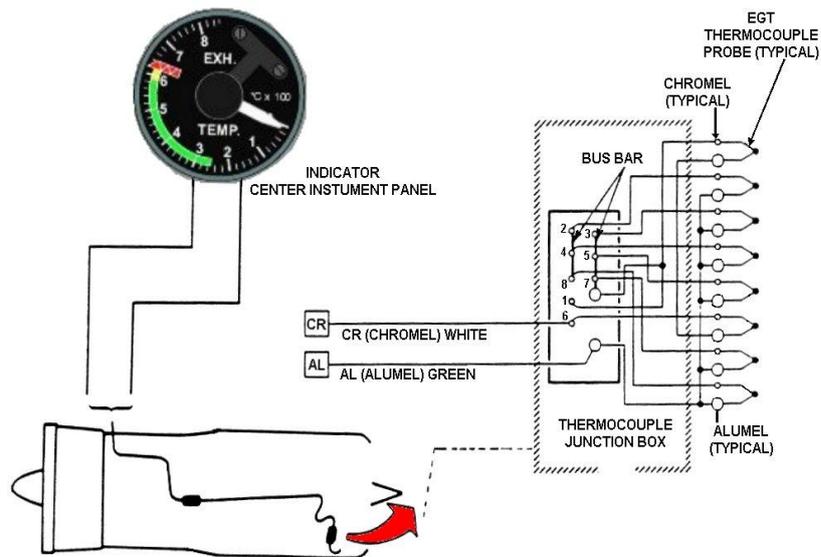


Figura 2.40. Diagrama eléctrico del sistema de indicación EGT
Fuente: B737 Engines ATA 71 Presented by Maintenance Training Manual

Elaborado por: Luis Romero

2.14 Seccionamiento

Proviene del verbo seccionar, que significa:

- Hacer un corte en un cuerpo geométrico para obtener un plano.
- Dividir en secciones
- Cortar



Figura 2.41. Seccionamiento

Fuente: <http://seat600.mforos.com/586330/9493774>

Elaborado por: Luis Romero

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Preliminares

El presente capítulo contiene toda la información concerniente al seccionamiento del motor JT8D, indicando paso a paso los procedimientos realizados.

Tener un motor seccionado responde a una necesidad observada en el Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico durante el proceso de investigación.

De esta manera su implementación logrará que los estudiantes puedan interrelacionar la teoría con la práctica, mejorando sus destrezas en el campo aeronáutico.

De esta manera al implementar el motor seccionado, permitirá a los estudiantes conocer y visualizar más de cerca los diferentes componentes, secciones y el funcionamiento del motor JT8D, comparándolo con un trabajo aeronáutico profesional. Así, se puede preparar a los futuros Tecnólogos, principales responsables del mantenimiento aeronáutico, para realizar procesos de trabajo de gran precisión y calidad que es lo que busca el instituto hoy en día.

Con estos antecedentes se procede a plantear el método de trabajo mediante el cual se elaborará el recurso.

3.2 Características del Motor JT8D

Tabla 3.1 Características del Motor JT8D

MOTOR JT8D		
1	LONGITUD	210
2	DIÁMETRO	260
3	PESO	3205 lb – 3500 lb
4	COMPRESOR	FLUJO AXIAL de 13 etapas: 2 de fan, 6 (LPC) – incluye las 2 primeras del fan y 7 (HPC)
5	TURBINA	4 etapas
6	EMPUJE	12.250 – 17.400 libras (62 – 77 KN)
7	COMPRESIÓN	16 : 1
8	COMBUSTIBLE	JP 1
9	ENTRADA DE AIRE	320 – 321 lb/seg

Fuente: Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico

Elaborado por: Luis Romero

3.3 Características técnicas de máquinas herramientas y equipo utilizado en este proyecto

Tabla 3.2. Características técnicas de máquinas herramientas y equipo utilizado en este proyecto.

MAQUINA O EQUIPO	CARACTERÍSTICA	MARCA
Suelda eléctrica	220 V.(AC)	MILLER
Amoladora	110 V. (AC)	BOSCH
Limas	mano	BEAVER
Focos	110/ AC	
Esmeril	110 / 120 V.	WATSON
Compresor	115 V.	RONG LONG
Lavadora automática	220/AC	HONDS
Soplete	1 litro de capacidad	LUXUR

Fuente: Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico

Elaborado por: Luis romero

3.4 Procedimientos previos al seccionamiento del motor JT8D-9A

- ❖ Antes de proceder al seccionamiento del motor, verificamos que el mismo se encuentre con todos sus componentes principales y en buen estado.
- ❖ Luego se realizó el traslado del mismo hacia el área del seccionamiento, para darle la respectiva limpieza ya que el mismo se encontraba totalmente sucio.



Figura 3.1 Motor JT8D – 9A
Elaborado por: Luis Romero

3.4.1 Lavado del motor

- ❖ Como primer paso se hizo el lavado completo del motor con la ayuda de desengrasante y una bomba de agua a presión.
- ❖ Este procedimiento se lo realizó interna y externamente en cada uno de los componentes, para eliminar las partes de suciedad y polvo que se encontraban en el mismo.



Figura 3.2 Bomba de presión de agua
Elaborado por: Luis Romero

3.4.2 Secado del motor

- ❖ Una vez realizado el lavado del motor, se realizó el secado del mismo.
- ❖ Para proceder al secado se empleó un compresor de aire para acelerar el proceso de secado y valiéndome de guapes para los lugares donde se acumuló el agua.



Figura 3.3 Compresor de aire
Elaborado por: Luis Romero

3.4.3 Trazos del motor

- ❖ Una vez terminado con el secado del motor, se hizo los respectivos trazos en la parte derecha del motor.
- ❖ Para el trazado del motor, se tomó como referencia el Manual de mantenimiento del motor y nos valimos del diámetro del mismo.
- ❖ Con un ángulo de 45 grados se realizó la marcación por donde se seccionó el motor.



Figura 3.4 Motor JT8D-9A realizado trazos

Elaborado por: Luis Romero



Figura 3.5 Motor JT8D-9A - Seccionado
Elaborado por: Luís Romero

3.5 Seccionamiento por etapas del motor JT8D

3.5.1 Seccionamiento del Compresor de baja (N1)

- ❖ El seccionamiento se lo realizo desde la parte delantera hasta terminar en la sección posterior.
- ❖ La herramienta que utilizamos para realizar los cortes fue una amoladora y varios discos de corte de acero.
- ❖ Los discos de corte lo utilizamos previo el manual de normas y parámetros.
- ❖ Con la ayuda de la amoladora se empezó a realizar los cortes de la primera sección que fue N1, ayudándonos del manual y con mucho cuidado para no dañar los alabes de esta sección.



Figura 3.6 Seccionamiento de N1
Elaborado por: Luis Romero

3.5.2 Seccionamiento del compresor de alta (N2)

- Continuando con el seccionamiento de N2, en esta etapa se puso a consideración que los alabes en esta sección son fijos, por lo que no se pudo hacer el corte como en la sección anterior de N1, por lo que se procedió a realizar el corte de la carcasa del motor.



Figura 3.7 Seccionamiento de N2

Elaborado por: Luis Romero

3.5.3 Seccionamiento de las cámaras de combustión

- Al haber terminado de realizar el seccionamiento en los compresores llegamos a la sección de las cámaras de combustión.
- Con la ayuda del manual de mantenimiento del motor, se identificó cada una de las cámaras y de esta forma tener una idea clara de cómo está compuesta esta sección.
- Se hizo los cortes en las cámaras 1 y 4 en un ángulo de 45 grados.



Figura 3.8 Seccionamiento de cámaras de combustión
Elaborado por: Luis Romero



Figura 3.9 Cámaras de combustión 2 y 3
Elaborado por: Luis Romero

3.5.4 Seccionamiento de la turbina

- ❖ Después de haber realizado el seccionamiento de la sección de las cámaras de combustión procedimos a realizar los cortes en la sección de la turbina.
- ❖ En esta sección y con el manual en mano y muy cuidadosamente procedimos hacer los cortes en la sección de la turbina ya q en esta sección era muy delicada ya q podía romperse los alabes igualmente.



Figura 3.10 Seccionamiento de la turbina

Elaborado por: Luis Romero

3.6 Pintura del motor

- ❖ Una vez ya terminado el proceso de seccionamiento del motor se procedió a realizar un sopleteado de aire a presión por todas las secciones del motor ya esta se encontraba con mucha limalla por los cortes.
- ❖ Continuando con el seccionamiento se realizó el pintado del motor ya que esta consta de 3 fases de pintado.



Figura 3.11 Pintado de primera fase del motor

Elaborado por: Luis Romero



Figura 3.12 Pintado de primera fase del motor sección posterior

Elaborado por: Luis Romero



Figura 3.13 Pintado de primera fase del motor delantera

Elaborado por: Luís Romero

3.6.1 Primera fase

- ❖ En esta primera fases de pintado y con la ayuda del soplete, se hizo un rociado de pintura de fondo marca cóndor, para así tener un mejor matizado de colores ya q esto nos ayudó mucho para q la segunda mano de pintura se adhiera mejor.



Figura 3.14 Pintado carcasa del motor

Elaborado por: Luis Romero

3.6.2 Segunda fase

- ❖ Una vez secado la primera fase de teñido, se precedió a realizar el sopleteado por segunda ocasión, pero empleando la pintura original de color plateado, para así de esta manera resaltar el color más vivo en el motor.



Figura 3.15 Pintado carcasa del motor completa

Elaborado por: Luis Romero



Figura 3.16 Pintado de los componentes del motor
Elaborado por: Luis Romero

3.6.3 Tercera fase

- ❖ Así mismo una vez secada la pintura original de color plateado, se procedió a realizar el rociado del brillo o barniz sobre toda la superficie y componentes del motor.
- ❖ Este roció de barniz se lo hizo con el fin de dar una mejor perspectiva del motor y a su vez resaltar el seccionamiento del mismo.



Figura 3.17 Pintado fase final
Elaborado por: Luis Romero



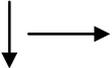
Figura 3.17 Pintado componentes fase final
Elaborado por: Luis Romero

3.7 Diagramas de procesos

En la siguiente tabla se muestra, la simbología mediante la cual explicaremos la secuencia de los procesos que la para realizar el seccionamiento del motor JT8D.

3.8 Símbolo de los procesos

Tabla 3.3: Símbolo de los procesos

N°	SIMBOLO	DEFINICIÓN
1		OPERACIÓN PROCESO
2		INSPECCIÓN
3		PRODUCTO TERMINADO
4		CONECTOR
5		ENSAMBLE

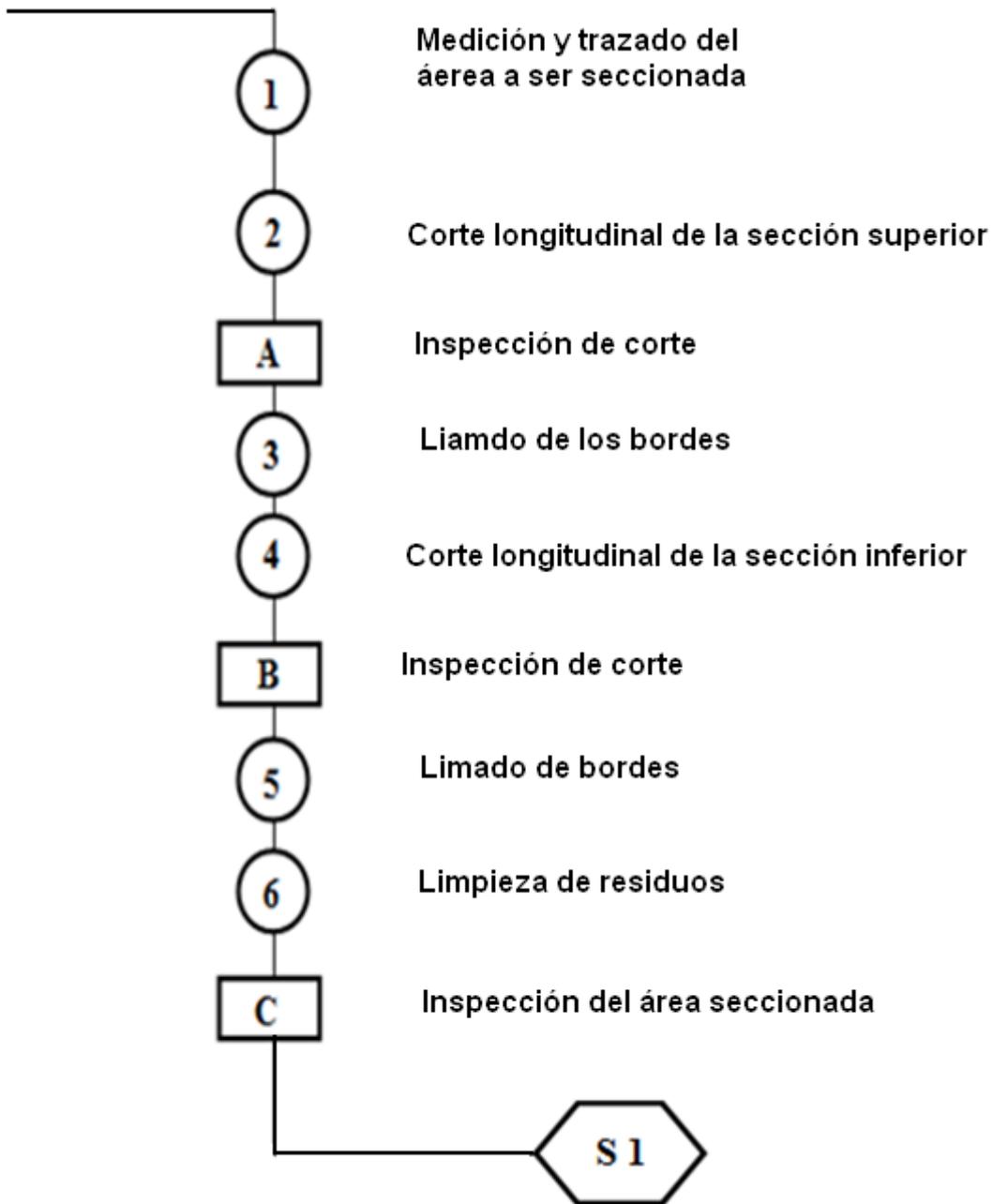
Fuente: Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico

Elaborado por: Luis Romero

3.9.- Diagrama de procesos para realizar el seccionamiento del motor

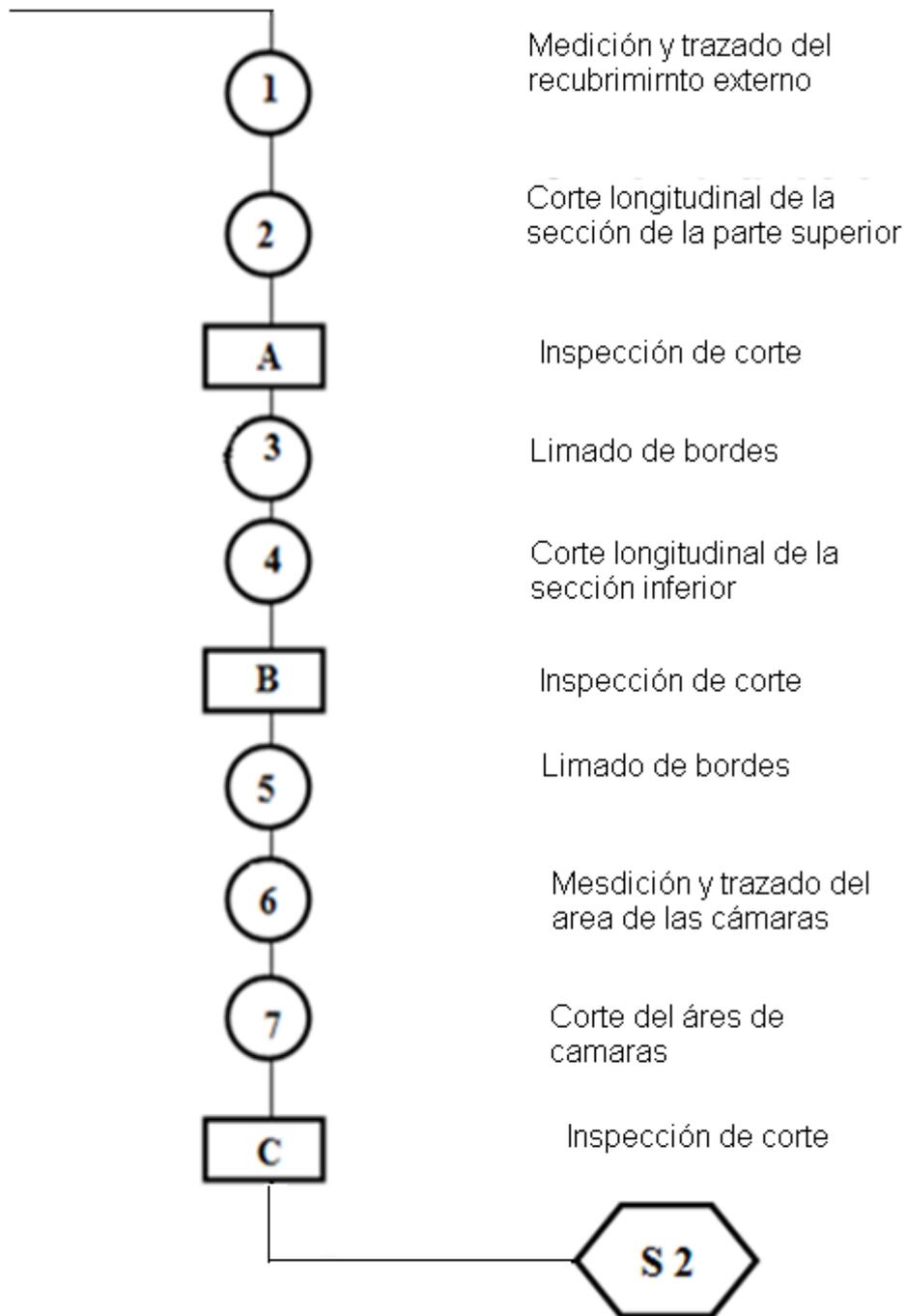
3.9.1.- Diagrama de procesos para realizar el seccionamiento del FAN

Motor JT8D – sección Fan



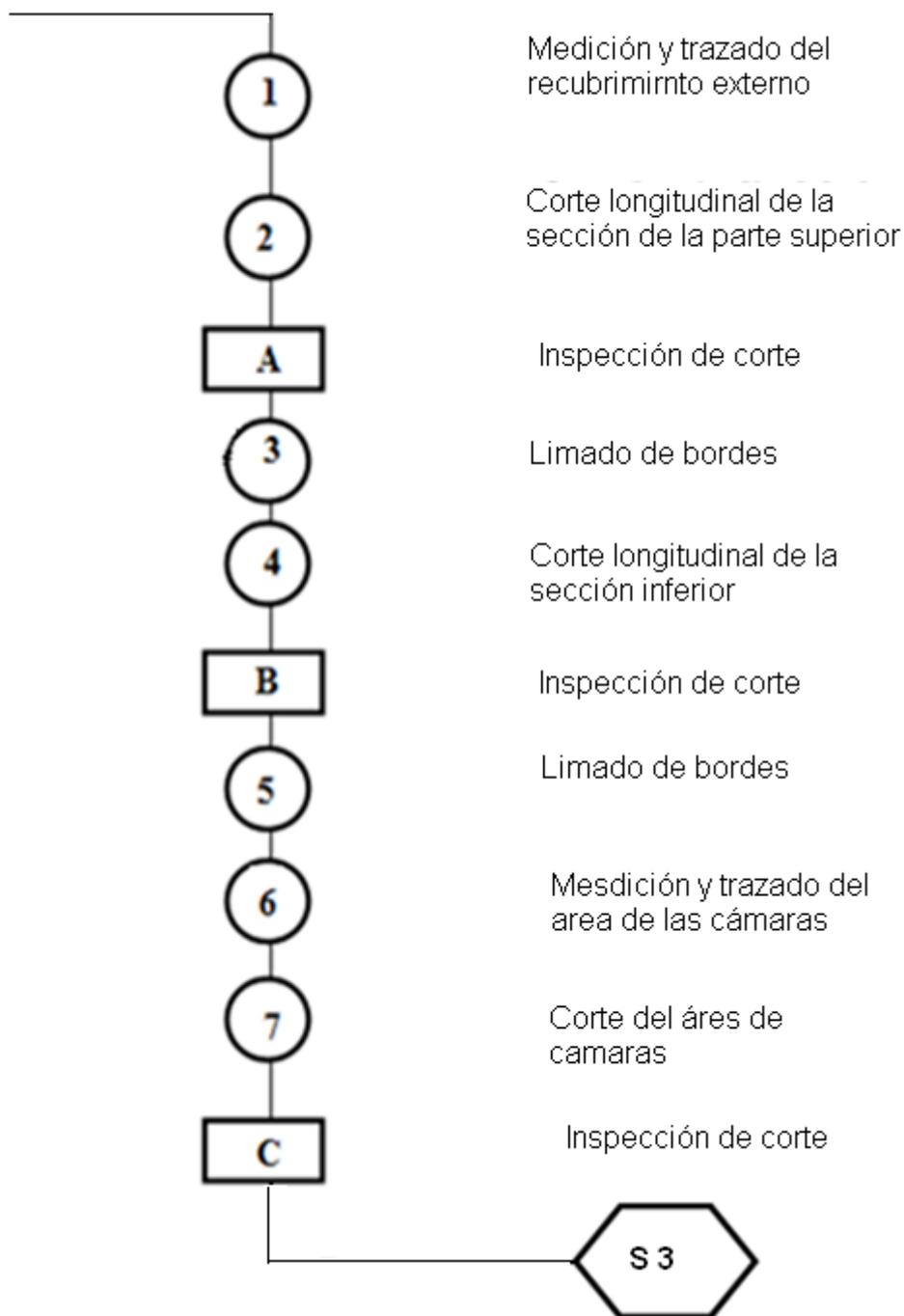
3.9.2.- Diagrama de procesos para realizar el seccionamiento del COMPRESOR

Motor JT8D – sección Compresor



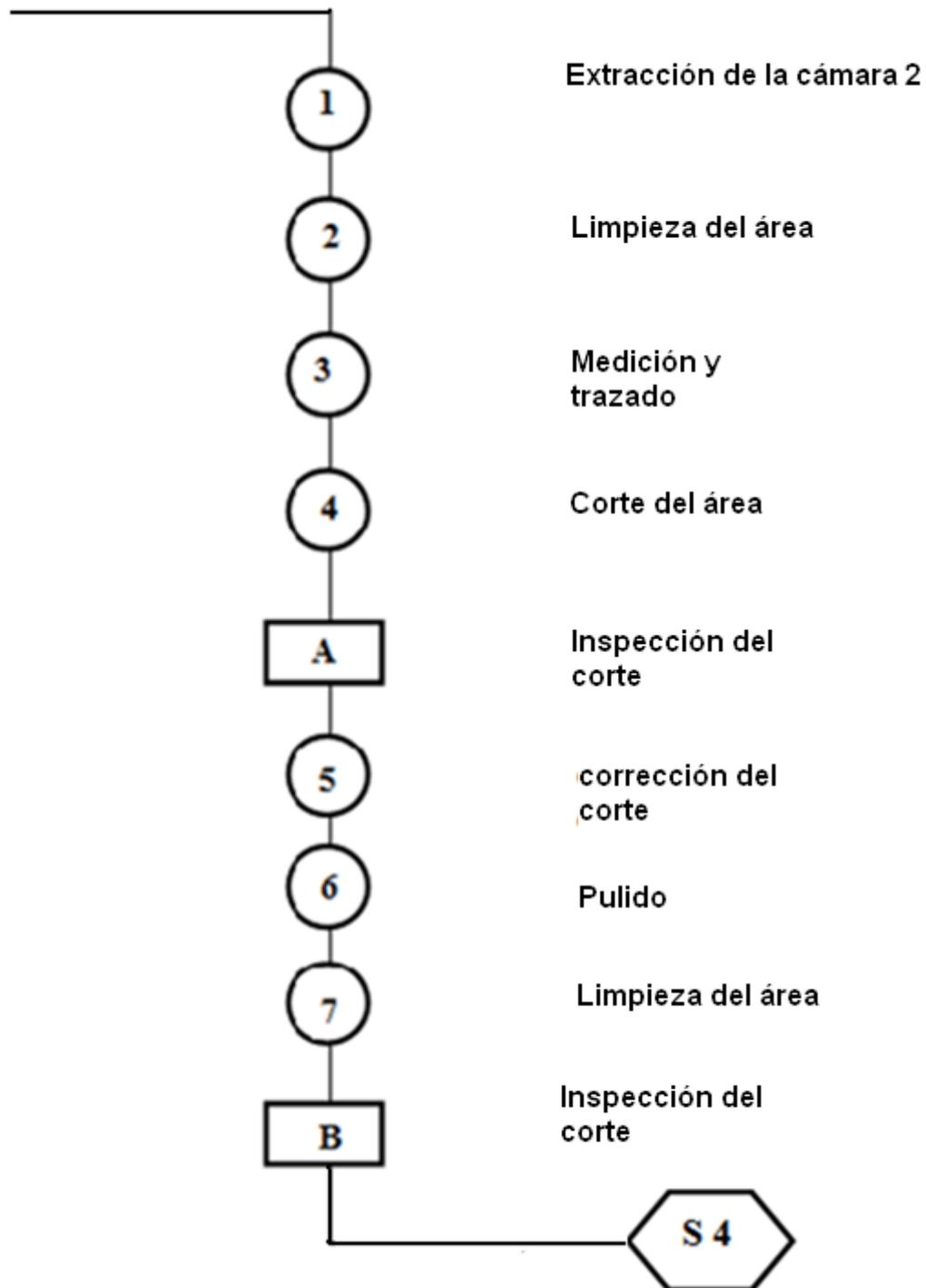
3.9.1.- Diagrama de procesos para realizar el seccionamiento de la TURBINA

Motor JT8D – sección Turbina



3.9.1.- Diagrama de procesos para realizar el seccionamiento del EJE

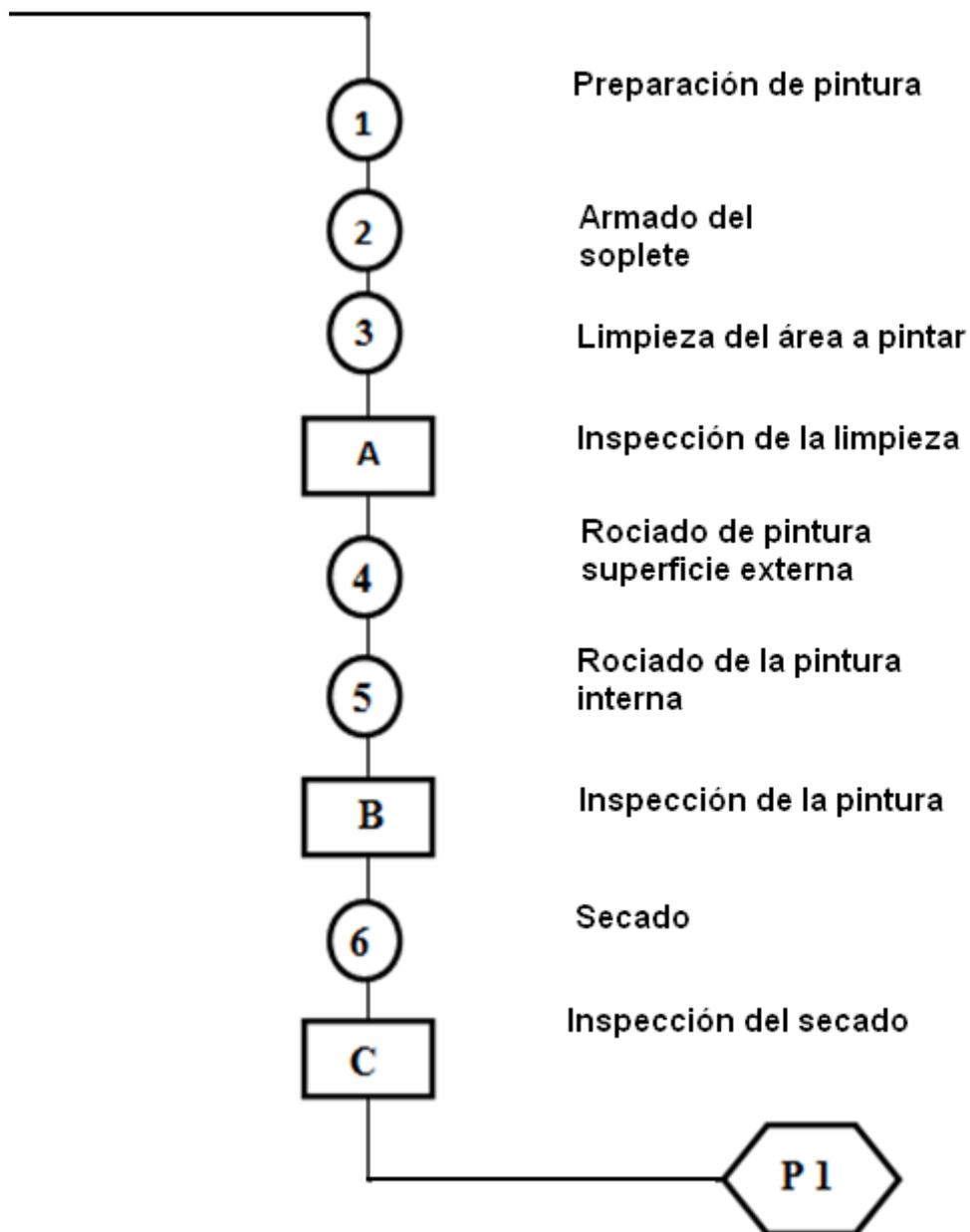
Motor JT8D – sección del Eje



3.10.- Diagrama de procesos para realizar el pintado del motor

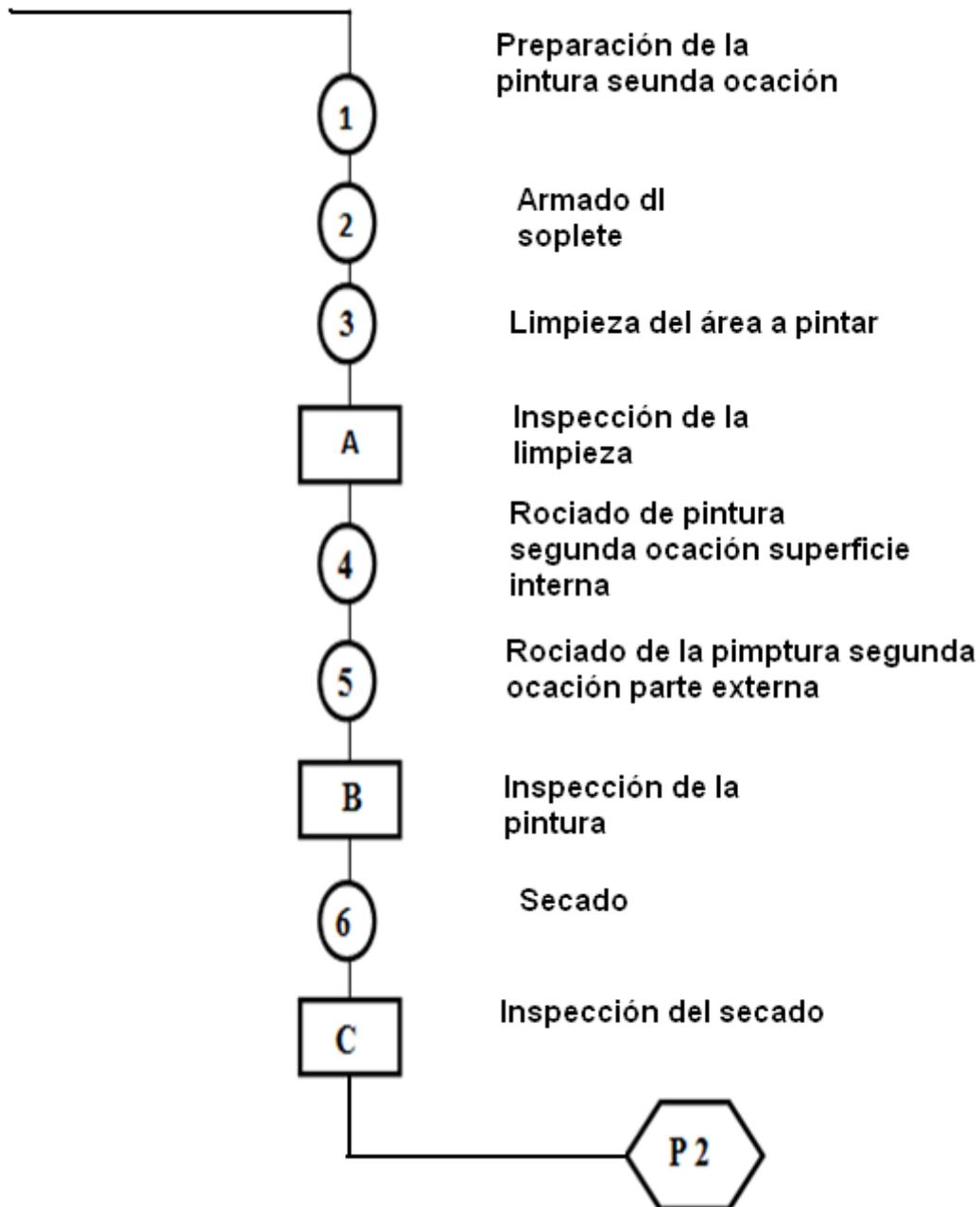
3.10.1 Diagrama de procesos para realizar el primer pintado del motor

Material: Motor JT8D



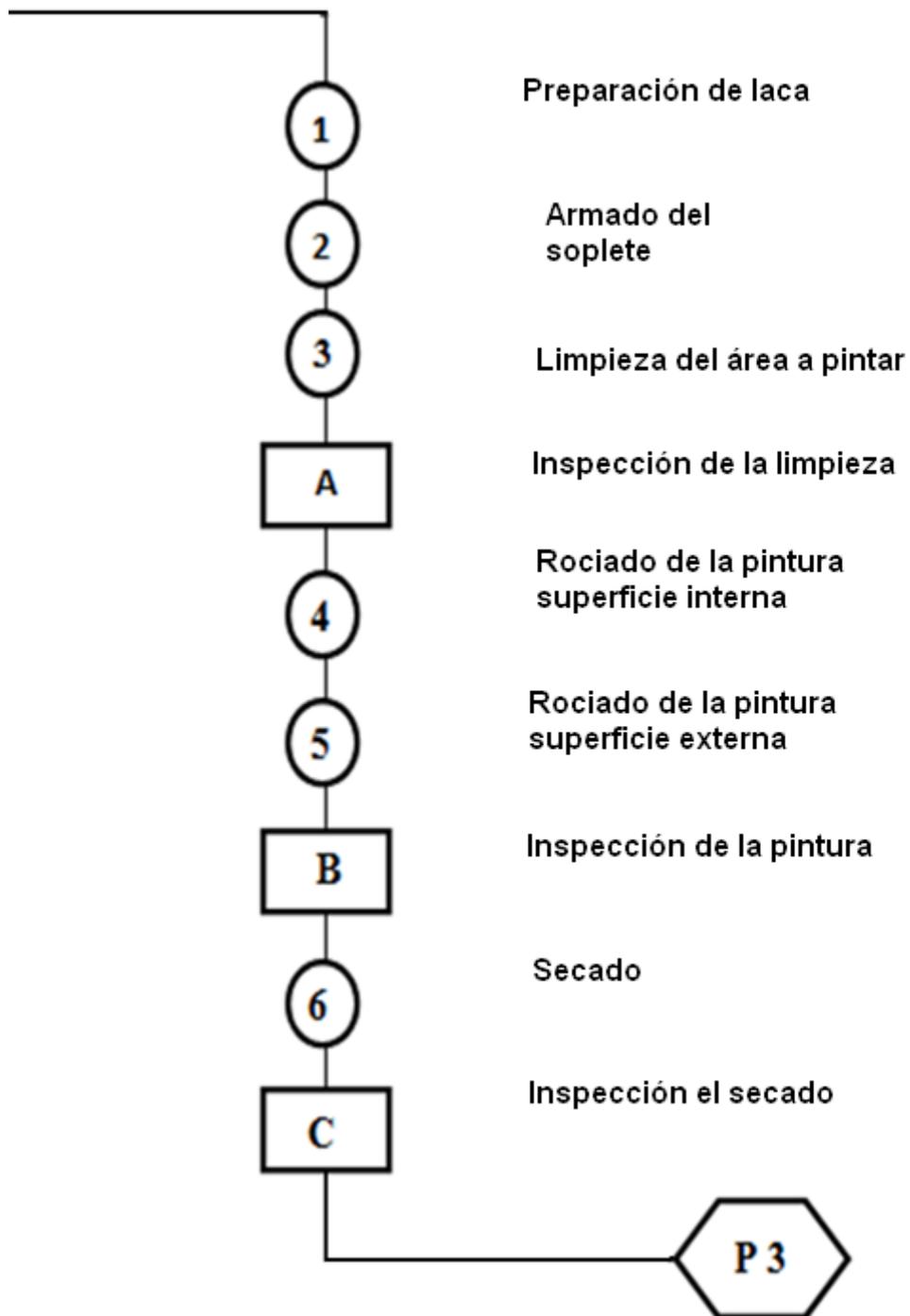
3.10.2.- Diagrama de procesos para realizar el segundo pintado del motor

Material: Motor JT8D



3.10.3.- Diagrama de procesos para realizar el lacado del motor

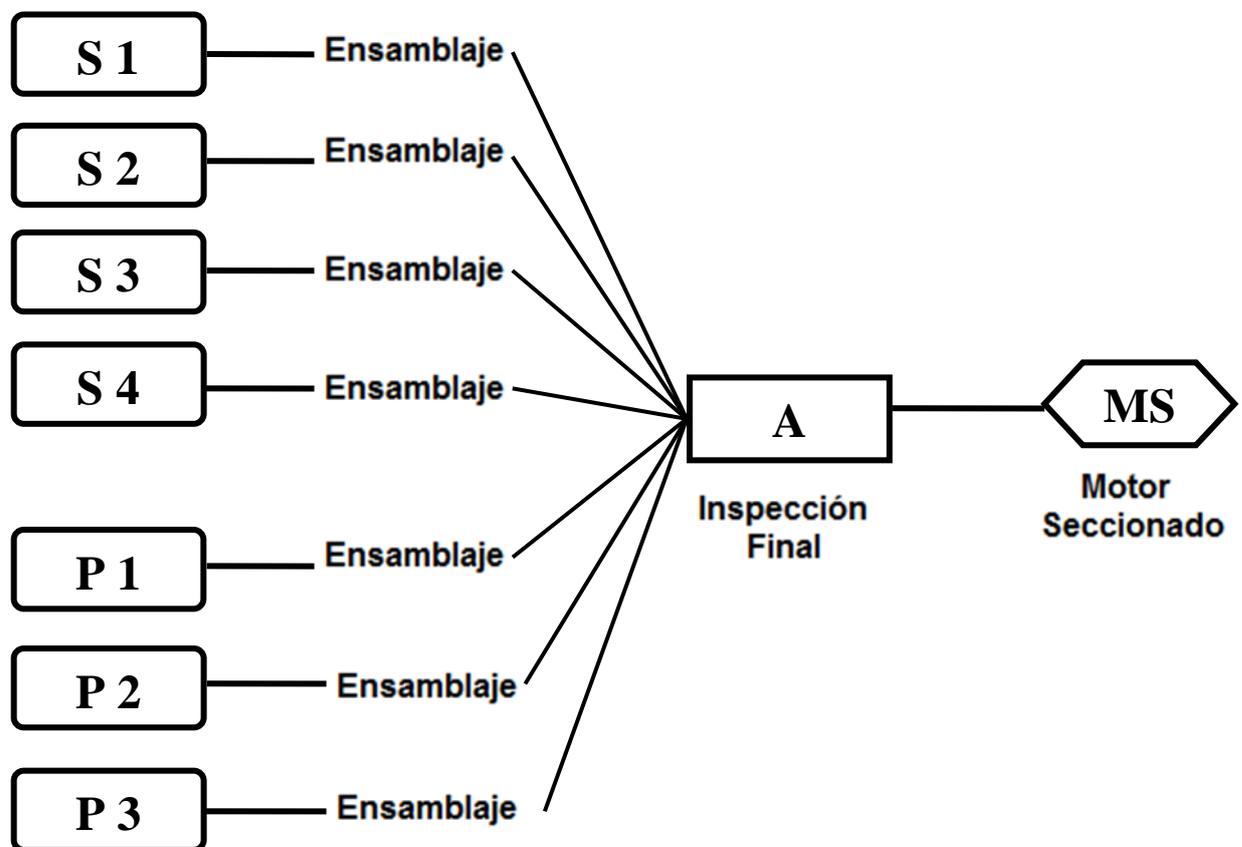
Material: Motor JT8D



3.11 Diagrama de Ensamble

Este diagrama de ensamble es la recopilación de todos los procesos que se siguieron cuidadosamente desde el seccionamiento y pintado del motor hasta su finalizado como Seccionamiento del Motor JT8D – 9A.

A continuación se muestra el diagrama de ensamblaje final de lo que comprendió el seccionamiento de motor.



CAPITULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones

- ✓ Fue factible realizar el seccionamiento del motor JT8D-9A del avión Boeing 727-200 para los Laboratorios de Mecánica Aeronáutica del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico.
- ✓ Es importante la implementación del motor seccionado ya que ayudará al desempeño, destrezas y dominio de las herramientas a los estudiantes.
- ✓ Los estudiantes se ven previsto de una oportunidad para ampliar sus conocimientos.
- ✓ La implementación del motor seccionado ayudará a dar un mejor uso a los talleres de la institución.
- ✓ Es una herramienta de aprendizaje para los docentes y estudiantes quienes aprovecharán su implementación, desarrollando prácticas constantes de mantenimiento.

4.1 Recomendaciones

- ✓ Cuando se realizó el seccionamiento del motor, se tomó en cuenta que todos y cada uno de los componentes se encuentren en buen estado para un mejor aprendizaje.
- ✓ Tomar en cuenta que la información técnica recolectada del motor JT8D que este completa para evitar inconvenientes en el seccionamiento.
- ✓ Al momento de realizar cualquier procedimiento se debe contar con el equipo de protección adecuada, para evitar lesiones y tener mucho cuidado en ciertos componentes al realizar el seccionamiento ya que se pueden romper o dañar.
- ✓ Al momento de encender el motor se debe tener mucho cuidado y ver que no se encuentren personas atrás del motor.

3.12 Estudio económico

El estudio económico que a continuación se detalla es de suma importancia y de igual forma necesario para tener un conocimiento real del costo del desmontaje del motor, todos los valores detallados son en dólares americanos.

3.12.1 Presupuesto

Al inicio se presentó en el desarrollo del anteproyecto un estudio económico para poder elaborar el presente proyecto de grado con un valor estimado de \$ 700,00 a continuación se detalla el costo del seccionamiento del motor JT8D – 9A del avión Boeing 727-200

- **Costos primarios:** Herramientas y equipo, mano de obra, costos varios.
- **Costos secundarios:** Papelería en general.

3.12.1.1 Costos primarios

Tabla 3.4: Herramientas y equipos

Ítem	Canto.	Horas	Valor unitario por hora \$	Valor total \$
Juego de llaves mixtas y de copa	1	3	10,00	30,00
amoladora	1	30	10,00	300,00
Soplete	1	4	5,00	20,00
Suelda	1	3	5,00	15,00
Focos	2		10,00	20,00
Lavada a presión	1	1	10,00	10,00
Limas	2	5	5,00	25,00
			Total	420,00

Fuente: Investigación directa

Elaborado por: Romero Luis

Tabla 3.5: Mano de obra

Mano de obra	Horas	Valor unitario por hora \$	Valor total \$
Colocación de domos	2	10,00	20,00
Mano de obra del mecánico	30	10,00	300,00
Mano de obra del traslado	2	10,00	20,00
		Total	340,00

Fuente: Investigación directa

Elaborado por: Romero Luis

Tabla 3.6 Gastos de material

Detalle	Valor en USD
Pintura de fondo	100,00
Pintura barniz	300,00
Total	400,00

Fuente: Investigación directa

Elaborado por: Romero Luis

Tabla 3.7: Total costos primarios

Detalle	Valor en USD
Costos herramientas y equipos	420,00
Costos mano de obra	340,00
Gastos de material	400,00
Total	1160,00

Fuente: Investigación directa

Elaborado por: Romero Luis

3.12.1.2 Costos secundarios

Tabla 3.8: Total costos secundarios

Detalle	Valor en USD
Elaboración de textos	200,00
Derecho de grado	300,00
Alimentación y transporte	150,00
Total	650,00

Fuente: Investigación directa

Elaborado por: Romero Luis

3.12.2 Costo total del proyecto

Tabla 3.9: Costo total del proyecto

Detalle	Valor en USD
Costos primarios	1160,00
Costos secundarios	650,00
Total	1810,00

Fuente: Investigación directa

Elaborado por: Romero Luis

GLOSARIO

Aeronave: Dispositivo que es usado para el vuelo en el aire.

ART: Sistema automático del empuje de reversa.

Bobina: Componente de un circuito eléctrico formado por un alambre aislado que se arrolla en forma de hélice con un paso igual al diámetro del alambre.

Frecuencia: Número de veces que se repite un proceso periódico por unidad de tiempo.

Combustión: Acción y efecto de arder o quemar.

Cowlings: cubierta del motor.

Constantan: es una aleación formada por un 55% de cobre y un 45% de níquel, se caracteriza por tener una resistencia eléctrica ante un amplio rango de temperatura, es uno de los materiales más utilizados para la fabricación de monedas.

EPR: Relación de presión del motor.

EGT: Temperatura de gases de escape.

Fan: Componente de un motor que se asemeja a un ventilador.

F/A: Flujo de aire.

Gear Box: Caja de accesorios del motor.

Herméticamente: De manera hermética.

N1: Compresor de baja.

N2: compresor de alta.

PT7: Presión de temperatura en la sección 7.

PWA 521: especificación del aceite de aviación.

PT2: Presión de temperatura en la sección 2.

Probe: sonda.

Subsónico: Que es inferior a la velocidad del sonido.

Sondas: Acción y efecto de sondear, instrumento para explorar cavidades.

Servomotor: Sistema electromecánico que amplifica la potencia reguladora.

BIBLIOGRAFÍA

Manuales consultados:

- ✦ Manual de Mantenimiento del avión Boeing 727.
- ✦ **ENGINE ATA 71 – 80 Maintenance Technical Training**
 - 5 General System Description
 - 31 Basic Engine
 - 62 Fuel System
 - 98 Lubrication System
 - 124 Engine Air Flow
 - 141 Start & Ignition Systems
 - 167 Thrust Reverser System
 - 198 Engine Indicating

Páginas web consultadas:

- [http://www. JT8D_a001746001.aspx.htm](http://www.JT8D_a001746001.aspx.htm)
- http://es.wikipedia.org/wiki/Motor_aeron%C3%A1utico
- <http://www.aviastar.org/air/usa/boeing-727.php>
- <http://cielus.wordpress.com/turbofan/>
- http://es.wikipedia.org/wiki/Boeing_727
- <http://www.skyscrapercity.com/showthread.php>
- <http://www.slideshare.net/PeruvianFLy/motor-jt8-d>