



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

**TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL
TÍTULO DE TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA
MENCION MOTORES**

**TEMA: “COMPROBACION DE LA INDICACIÓN DE EPR
(ENGINE PRESSURE RATIO) EN EL MOTOR PRATT &
WHITNEY JT-8D DEL BLOQUE 42 PERTENECIENTE A LA
UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS - ESPE UBICADO
EN LA CIUDAD DE LATACUNGA.”**

AUTOR: PAZMIÑO TORRES OSCAR DAVID

DIRECTOR: TLGO. NELSON TIGSE G

LATACUNGA

2017



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES**

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, **“COMPROBACION DE LA INDICACIÓN DE EPR (ENGINE PRESSURE RATIO) EN EL MOTOR PRATT & WHITNEY JT-8D DEL BLOQUE 42 PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS - ESPE UBICADO EN LA CIUDAD DE LATACUNGA”** realizado por el señor **PAZMIÑO TORRES OSCAR DAVID**, ha sido revisado en su totalidad y analizado por el software anti-plagio, el mismo cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito acreditarlo y autorizar al señor **PAZMIÑO TORRES OSCAR DAVID** para que lo sustente públicamente.

Latacunga, 23 de febrero del 2017

TLGO. NELSON TIGSE

DIRECTOR



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES
CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **PAZMIÑO TORRES OSCAR DAVID**, con cédula de identidad N° 100363797-0, declaro que este trabajo de titulación **“COMPROBACION DE LA INDICACIÓN DE EPR (ENGINE PRESSURE RATIO) EN EL MOTOR PRATT & WHITNEY JT-8D DEL BLOQUE 42 PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS - ESPE UBICADO EN LA CIUDAD DE LATACUNGA”** ha sido desarrollado considerando los métodos de investigación existentes, así como también se ha respetado los derechos intelectuales de terceros considerándose en las citas bibliográficas.

Consecuentemente declaro que este trabajo es de mi autoría, en virtud de ello me declaro responsable del contenido, veracidad y alcance de la investigación mencionada.

Latacunga, 23 de febrero del 2017

PAZMIÑO TORRES OSCAR DAVID
ID: L00365100



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

AUTORIZACIÓN

Yo, **PAZMIÑO TORRES OSCAR DAVID**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca virtual de la Institución del trabajo **“COMPROBACION DE LA INDICACIÓN DE EPR (ENGINE PRESSURE RATIO) EN EL MOTOR PRATT & WHITNEY JT-8D DEL BLOQUE 42 PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS - ESPE UBICADO EN LA CIUDAD DE LATACUNGA”**, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi exclusiva responsabilidad y autoría.

Latacunga, 23 de febrero del 2017

PAZMIÑO TORRES OSCAR DAVID

C.C: 100363797-0

DEDICATORIA

Mi trabajo de graduación lo dedico a DIOS que por su amor infinito he llegado a estas instancias, también lo dedico a mis padres y hermanos por ser mi apoyo incondicional en cada momento quienes aconsejaron y me guiaron por el camino del bien y por el esfuerzo que realizan juntos para permitir que yo tenga todo lo necesario y lograr mis objetivos planteados.

Oscar David Pazmiño Torres

AGRADECIMIENTO

Agradezco en primeramente a mi Dios incondicional y a mi familia por ser mi fuente de inspiración, esfuerzo y generosidad constituyéndose así como el legado más grande que se puede recibir y por el cual viviré eternamente agradecido. A mi madre por sus consejos que día a día han hecho de mí una mejor persona y demostrarme el sentido de perseverancia.

A mis docentes de Unidad de Gestión de Tecnologías por brindarme sus conocimientos y experiencias para aplicarlos en campo laboral y salir adelante en mi profesión. A mis compañeros de promoción que juntos se empezó con un sueño y se ha trabajado todos los días en las aulas para obtenerlo.

Agradezco también el apoyo a mi director de proyecto Tlgo. Nelson Tigse que con su colaboración, conocimientos y experiencia laboral en el campo aeronáutico supo guiarme para la realización de este trabajo, además a mi amigo Sr. Tlgo. Gabriel Inca Técnico de Mantenimiento Aeronáutico quien fue un pilar fundamental para la culminación de este proyecto.

Oscar David Pazmiño Torres

CONTENIDO

CERTIFICACIÓN.....	i
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD	ii
AUTORIZACIÓN	iii
DEDICATORIA.....	iv
AGRADECIMIENTO.....	v
RESUMEN.....	xv
ABSTRACT	xvi
CAPÍTULO I.....	1
EL TEMA	1
1.1 Antecedentes	1
1.2 Planteamiento Del Problema.....	2
1.3 Justificación	3
1.4 Objetivos.....	4
1.4.1 General.....	4
1.4.2 Específicos	4
1.5 Alcance	4
CAPÍTULO II.....	5
MARCO TEÓRICO	5
2.1 Motores Aeronáuticos	5
2.1.1 Historia de los motores de aviación.....	6
2.2 Características y Clasificación de los Motores	8
2.2.1 Motores Alternativos – Ciclo Otto	9
2.2.2 Clasificación de los motores alternativos:	10
2.2.2.1 Motor en línea:	11

2.2.2.2 Motor Radial o Motor Estrella	12
2.2.2.3 Motor en V:	12
2.2.2.4 Motor de cilindros horizontalmente opuestos	13
2.2.2.5 Motor en H	14
2.2.2.6 Motor rotativo	15
2.3 El ciclo de otto	16
2.4 Partes del motor alternativo.....	17
2.5 Motores a Reacción	19
2.5.1 Motor Turborreactor:	20
2.5.2 Motor Turbohélice.....	21
2.5.3 Motor Turbofan:	22
2.5.4Clasificación de Motores Turbofan:	24
2.5.4.1 Turbofán de alto índice de derivación:	24
2.5.4.2 Turbofán de Bajo Índice de Derivación:.....	25
2.5.5 Propfan:	25
2.5.5.1 El Popfan Ultra High bypass Turbofan.....	26
2.6 Motor Cohete:.....	26
2.7 Motor Turbina de Gas	28
2.7.1 Principios de Funcionamiento.....	28
2.7.2 Ciclo Bryton.....	29
2.7.3 Secciones Del Motor Turbina De Gas:	30
2.8 Descripción del Motor JT8-D Fabricado por Patt & Whitney	32
2.8.1 Modelos del Motor JT8-D	34
2.9 Motor JT8-D.....	37
2.9.1 Generalidades	37
2.9.2 Secciones del Motor JT8D	39
2.9.2.1 Parte Frontal Del Motor:	39

2.9.2.2 Compresor De Baja Presión:	39
2.9.2.3 Estructura Intermedia:	39
2.9.2.4 Caja De Engranajes Y Accesorios:	39
2.9.2.5 Compresor De Alta Presión:	40
2.9.2.6 Sección Difusora:	40
2.9.2.7 Sección De Combustión:	40
2.9.2.8 Turbina De Alta Y Baja Presión:	40
2.9.2.9 Sección De Escape	41
2.9.3 Sistemas del Motor JT8-D	41
2.9.3.1 Sistema De Descarga Del Soplador:	41
2.9.3.2 Sistema De Combustible Del Motor	42
2.9.3.3 Sistema De Ignición Del Motor:	42
2.9.3.4 Sistema De Aire Del Motor:	42
2.9.3.5 Sistema De Controles Del Motor:	43
2.9.3.6 Sistema De Indicación Del Motor:	43
2.9.3.7 Sistema De Escape y Reversa Del Motor:	44
2.9.3.8 Sistema De Lubricación Del Motor:	44
2.9.3.9 Sistema De Arranque Del Motor:	45
2.10 Sistema De Indicación Del Motor JT8-D	45
2.10.1 Propósito de los indicadores	45
2.10.1.1 Instrumentos Principales:	46
2.10.1.2 Instrumentos Secundarios:	46
2.11 Instrumentos Primarios	47
2.11.1 Indicador De Relación De Presión Del Motor (EPR)	47
2.11.2 El Indicador Tacómetro	47
2.11.3 Temperatura del Motor	47
2.11.4 Presión y flujo de combustible	48

2.12 Instrumentos Secundarios:	48
2.12.1 Presión y temperatura de aceite	48
2.13 Sistema De Indicación EPR Del Motor JT8-D	49
2.13.1 Generalidades	49
2.13.2 Componentes	49
2.13.3 Sensor de la Presión de Entrada	50
2.13.4 Probetas Sensoras de la Presión de Salida	50
2.13.5 Trasmisor de EPR	51
2.13.6 Indicador de EPR	52
2.13.7 Descripción del sistema EPR	52
2.14 Frecuencia de 400 HZ	55
2.14.1 Introducción	55
2.14.2 ¿Quién usa sistemas eléctricos de 400Hz?	56
2.15 SERIE SFC3	56
2.16 Soldadura	57
2.16.1 SOLDADURA POR ARCO O ELÉCTRICA	58
2.17 Electrodo	58
CAPÍTULO III	60
DESARROLLO DEL TEMA	60
3.1 Introducción	60
3.2 Preliminares	60
3.2.1 Factor Técnico	61
3.2.2 Factor Económico	61
3.3 Utilización del Equipo de Protección Personal (EPP)	61
3.4 DESARROLLO	63
3.4.1 Medición, Trazado y Corte de las Piezas Metálicas	63

3.4.2 Implementación del Marco Metálico.....	64
3.4.3 Pintura del Soporte.....	70
3.4.4 Implementación del sistema de comprobación EPR	72
3.4.5 Operación Y Casa Fallas	82
3.4.5.1 Casa fallas:	82
3.4.5.2 Pruebas.....	83
3.5 Análisis De Costos	84
3.5.1 Rubros	84
3.5.2 Costos Primarios	84
3.5.3 Asesoría Técnica	84
3.5.4 Materiales Fungibles	85
CAPITULO IV	88
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	88
4.1 CONCLUSIONES	88
4.2 Recomendaciones	88
GLOSARIOS DE ABREVIATURAS Y TERMINOS.....	89
BIBLIOGRAFÍA	91
ANEXOS.....	92

INDICE DE FIGURAS

Figura 1 Motor Aeronáutico	5
Figura 2 Aparato Volador Histórico	6
Figura 3 Motor Radial	7
Figura 4 Motor Turbo fan	8
Figura 5 Clasificación de los motores	9
Figura 6 Motor Alternativo.....	9
Figura 7 Motor En Línea	11
Figura 8 Motor Radial	12
Figura 9 Motor en V	13
Figura 10 Motor de Cilindros opuestos	14
Figura 11 Motor en H.....	15
Figura 12 Motor en estrella	16
Figura 13 Diagrama PV Ciclo Otto 4 tiempos	17
Figura 14 Esquema de un motor alternativo	18
Figura 15 Esquema de un Turborreactor	21
Figura 16 Esquema de un Turbohélice	22
Figura 17 Motor de High Bypass.....	24
Figura 18 Motor de Low Bypass	25
Figura 19 Propfan	26
Figura 20 Motor Cohete	28
Figura 21 Diagrama Ciclo Bryton.....	30
Figura 22 Turborreactor Secciones Diagrama Ciclo Bryton	31
Figura 23 Corte Transversal Motor JT8-D	33
Figura 24 Motor JT8-D.....	37
Figura 25 Motor JT8-D Características de Diseño	38
Figura 26 Designación de Franges	41
Figura 27 Sistema de Indicación del Motor	46
Figura 28 Sistema de Indicación EPR	49
Figura 29 Localización Probeta Pt2	50
Figura 30 Transmisor y su localización.....	51
Figura 31 Indicador EPR.....	52
Figura 32 EPR Distribution	53

Figura 33	EPR Squematic	53
Figura 34	EPR Indication	54
Figura 35	Condensation trap.....	54
Figura 36	EPR Indication	55
Figura 37	Convertidor de frecuencia.....	57
Figura 38	Soldadura	57
Figura 39	Soldadura por Arco	58
Figura 40	Electrodo.....	59
Figura 41	Equipos de Protección Personal.....	62
Figura 42	Medición y Trazado de material.....	63
Figura 43	Corte de las piezas	64
Figura 44	Puntos de suelda en el material.....	64
Figura 45	Suelda completa	65
Figura 46	Soldadura de material.....	65
Figura 47	Marco completo	66
Figura 48	Base para el marco.....	66
Figura 49	Acoplamiento del marco a la base.....	67
Figura 50	Base y soporte terminado	67
Figura 51	Medición, trazado y corte de la plancha de tol.....	68
Figura 52	Proceso de dobléz	68
Figura 53	Elaboración del panel	69
Figura 54	Panel de Instrumentos Terminado.....	69
Figura 55	Comprobación de juntas mediante NDI	70
Figura 56	Pintura	70
Figura 57	Soporte pintado y panel instalado.....	71
Figura 58	Vista posterior del banco	71
Figura 59	Engine Pressure Ratio Indicating System.....	72
Figura 60	Circuito diseñado para el proyecto	73
Figura 61	Placa electrónica del proyecto	74
Figura 62	Unión de placa electrónica al transmisor EPR.....	74
Figura 63	Ensamblaje de componentes.....	75
Figura 64	Verificación de 400hz.....	75
Figura 65	Vista interna del transmisor de EPR	76
Figura 66	Vista de componente transmisor EPR	76

Figura 67 Líneas Pt7 y Pt2 del Transmisor Ensamblado	77
Figura 68 Espacio para ubicar componentes.....	77
Figura 69 Instalación del sistema EPR	78
Figura 70 Ruteado de wiring.....	78
Figura 71 Identificación parcial de wiring	79
Figura 72 Identificación de wiring.....	79
Figura 73 Identificación de Wiring completo	80
Figura 74 Proceso de decoración del sistema de comprobación.....	80
Figura 75 Panel completo	81
Figura 76 Sistema de comprobación de EPR terminado	81
Figura 77 EPR Duct.....	83
Figura 78 EPR diagrama	83

INDICE DE TABLAS

Tabla 1 Diferencias de Modelos de Motor	34
Tabla 2 Aeronaves Equipadas con Motor JT8-D	35
Tabla 3 Costos Asesoría Técnica	85
Tabla 4 Costos de materiales fungibles y lubricante	85
Tabla 5 Costos Secundarios	86
Tabla 6 Costo Total.....	87

RESUMEN

El motor JT8-D y sus diferentes versiones que la compañía Pratt & Whitney ha desarrollado es un reactor de aspiración mecánica de bajo índice de derivación y aunque su funcionamiento es sencillo, constituye de varios sistemas complejos que requieren un adecuado control para garantizar la seguridad del vuelo. Posee instrumentos indicadores principales y secundarios que evidencian el performance del motor. Para ello, tanto el piloto como el personal de mantenimiento deben estar familiarizados para verificar operación y garantizar la aeronavegabilidad correspondiente. La mayor parte de los instrumentos de motor son indicadores analógicos del tipo convencional en el cual la aguja arrastrada por el parámetro que se mide se desplaza a través de un dial circular graduado. En este proyecto se toma en cuenta el funcionamiento del sistema de indicación de relación de presión del motor conocido como EPR el mismo que tiene una parte eléctrica (indicador - transmisor) y una parte neumática (Pt7/Pt2), a la vez se hace énfasis en un sistema para comprobar dicha indicación mediante un banco de prueba realizado para la Unidad de Gestión de Tecnologías como medio de instrucción. Para la ejecución y materialización de este proyecto se consideró recursos humanos, monetarios y de material de construcción, herramientas y equipos, adicionalmente la implementación de EPP que ayudaron a la consecución de este sistema de comprobación de indicación EPR. La familiarización con la operación, mantenimiento y caza fallas, mediante un banco de prueba facilita el proceso de aprendizaje práctico para los estudiantes y prioriza un conocimiento específico y didáctico que permita solventar inquietudes al estudiante así como también al personal aeronáutico para un mejor desempeño en el campo laboral.

Palabras claves

- Sistema de comprobación
- Entrenamiento
- Familiarización
- EPR
- Instrumento

ABSTRACT

The JT8-D engine and its different versions that the company Pratt & Whitney has developed, is a mechanical suction reactor with low bypass index and although its operation is simple, it consists of several complex systems that require an adequate control to guarantee the flight safety. It has main and secondary indicators that show the performance of the engine. So, both the pilot and the maintenance personnel must be familiar to verify operation and to guarantee the corresponding airworthiness. Most of the engine instruments are analog indicators of the conventional type in which the needle carried by the parameter being measured is moved through a graduated circular dial.

This project takes into account the operation of the engine pressure ratio indicating system known as EPR, which has an electrical part (indicator - transmitter) and a pneumatic part (Pt7 / Pt2); at the same, it emphasizes a system to verify the given indication by of a test bank made for the Unidad de Gestión de Tecnologías as an instruction institution.

For the execution and materialization of this project: human, monetary and construction materials, tools and equipment were considered. In addition the implementation of EPP which helped to achieve this EPR indication verification system.

The familiarization with the operation, maintenance and hunting failures, through a test bank facilitates the practical learning process for the students and prioritizes a specific and didactic knowledge that allows solving concerns to the student as well as the aeronautical personnel for a better performance in the job.

Keywords

- Checking system
- Training
- Familiarization
- EPR
- Instrument

Checked by:

.....
 Lic. Diego Granja P.
 English teacher UGT

CAPÍTULO I

EL TEMA

1.1 Antecedentes

La aviación en el mundo evoluciona de forma acelerada demandando aeronaves surcar lo cielos de forma segura cumpliendo con los estándares establecidos por la aeronáutica comercial.

Hoy en la actualidad la aviación del Ecuador cuenta con la Unidad De Gestión De Tecnologías – ESPE la cual es una institución dedicada a la formación de tecnólogos en el campo aeronáutico que siempre están a la par del avance tecnológico, la UGT entre sus carreras cuenta con la Carrera de Mecánica Aeronáutica mención Aviones y Motores, entre uno de sus laboratorios se encuentra el BLOQUE 42 artífice para el adoctrinamiento técnico práctico en la especialidad de motores que cuenta entre su amplia gama con un Pratt & Whitney Canada modelo JT8D que es un propulsor a reacción, turbo fan de LOW BY PASS RATIO utilizado tanto en aviones comerciales y militares a nivel mundial.

El motor JT8D funciona de manera similar a todas las versiones turbo reactores de un motor de turbina de gas, ya que deriva su fuerza de propulsión a través de la aplicación de la tercera ley de Isaac Newton que establece que “para cada acción hay una reacción igual y opuesta.” Los motores de turbina tienen su propia indicación de presión que relaciona la potencia que desarrolla el motor, conocido como el indicador de relación de presión de motor (EPR). Este indicador compara la presión total de escape con la presión dinámica a la entrada del motor con los ajuste de temperatura altitud y otros factores.

Además estos y más conocimientos están contemplados en las diferentes cátedras impartidas durante la formación académica, por ejemplo la cátedra de Indicación de Motor requiere de un sistema de comprobación para la Indicación de EPR (Engine Pressure Ratio) en el Motor Pratt & Whitney JT-8D, con este proyecto se busca consolidar el conocimiento acerca de la indicación de potencia de motor y esto permitirá verificar de forma directa evidenciar la el empuje generado

durante todas las fases de operación, y así satisfacer las necesidades de los estudiantes para el aprendizaje y ayuda didáctica para el docente.

En el bloque 42 existe un motor Pratt & Whitney JT-8D, el cual es perfecto para la realización de este proyecto ya que ayudará a evidenciar el funcionamiento del indicador de EPR, mediante la implementación de un sistema de comprobación del mismo.

1.2 Planteamiento Del Problema

La Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE, ubicada en la ciudad de Latacunga dentro de su amplia oferta académica cuenta con carreras únicas a nivel nacional y con un alto grado de preparación de los docente y el personal administrativo, brindando así a la ciudadanía ecuatoriana la posibilidad de aprender y ser parte del mundo de la aviación a través del estudio de la mecánica aeronáutica, con sus diferentes especialidades como es mención en aviones y motores de aviación.

La Unidad de Gestión de Tecnologías UGT, dentro de sus instalaciones cuenta con varios laboratorios y talleres totalmente equipados, uno de los más importantes que utilizamos en el proceso de enseñanza y aprendizaje práctico de docentes y alumnos es el laboratorio de motores jet del Bloque 42 el cual es básico y necesario para el aprendizaje de motores de aviación en general.

A pesar de que sus laboratorios y talleres poseen elementos necesarios para el aprendizaje y conocimiento en el campo aeronáutico, siempre es importante optar por otras formas de enseñanza, y debido a la necesidad de visualizar y simular la indicación de EPR (Engine Pressure Ratio) es indispensable realizar la comprobación del mismo en el motor Pratt & Whitney JT-8D del bloque 42, siendo de gran ayuda para acentuar los conocimientos adquiridos durante el periodo académico de una forma práctica además de verificar indicaciones que en el motor se presentan durante su operación real logrando de esta forma consolidar el

conocimiento acerca de la indicación de potencia de motor y aportando como material didáctico de enseñanza.

Con el fin de conseguir este objetivo, es necesario implementar un nuevo material didáctico, el cual será de vital importancia en la preparación académica y como herramienta técnica para el buen desempeño en la práctica pre-profesional.

1.3 Justificación

Para la elaboración de este proyecto se toma como referencia la tesis sustentada por el Ing. Félix Javier Manjarrés Arias con su tema “Análisis del Rendimiento y Confiabilidad del Motor Pratt & Whitney JT8-D”; puesto que es necesario que el estudiante de la UGT tenga una fuente de consulta práctica basada en experiencias reales de cómo opera un motor con todo lo que ello atrae, y con la necesidad de mejorar la formación y preparación académica de nuevos tecnólogos de la Unidad de Gestión de Tecnologías UGT, se lleva a cabo este proyecto para brindar un material didáctico práctico y tener un buen desempeño en la enseñanza de la cátedra dictada por los docentes de la Unidad.

Este proyecto beneficiará a los docentes ya que será un material de ayuda para sus asignaturas y a los estudiantes pues mejoraran sus destrezas prácticas logrando un mejor nivel académico, además de mejorar la imagen institucional.

La comprobación de Indicación de EPR (Engine Pressure Ratio) en el Motor Pratt & Whitney Jt-8d del Bloque 42 ubicado en las estaciones de la UGT se convertirá en un material técnico-práctico en donde los alumnos reforzaran sus conocimientos para su vida profesional.

1.4 Objetivos

1.4.1 General

- ✓ Comprobar la indicación de EPR (Engine Pressure Ratio) en el motor Pratt & Whitney JT-8D del boque 42, perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías ubicado en la ciudad de Latacunga, mediante manuales técnicos del motor y aeronave aplicable.

1.4.2 Específicos

- ✓ Recopilar información técnica necesaria en manuales del fabricante del motor y aeronave aplicable para el desarrollo del proyecto.
- ✓ Indagar el estado actual del motor Pratt & Whitney JT-8D del boque 42 perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías para la comprobación de indicación EPR.
- ✓ Realizar la comprobación de la indicación de EPR (Engine Pressure Ratio) en el motor Pratt & Whitney JT-8D del boque 42.
- ✓ Verificar la comprobación con las señales adecuadas para la indicación de EPR en el motor Pratt & Whitney JT-8D.

1.5 Alcance

El presente trabajo de investigación pretende ofrecer beneficios a la UGT, optimizando el área de motores en la que la UGT brinda su educación académica y de manera primordial a los estudiantes e instructores de la Carrera de Mecánica Aeronáutica tanto en su formación teórico-práctica.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 Motores Aeronáuticos

Los motores en la aviación, son aquellos que se utilizan para la propulsión de aeronaves mediante la generación de una fuerza que desplaza a la aeronave hacia adelante. Su diferencia fundamental con los motores de automóviles o barcos reside fundamentalmente en su estructura está hecha con materiales más resistentes o compactos y a la vez más ligeros, por lo que encarece su producción.

Los motores transforman la energía química presente en el combustible en energía mecánica. En el motor esta energía mecánica produce la rotación de un eje al que se une el mecanismo que se quiere mover (por ejemplo una hélice). En aviación distinguimos el elemento propulsor y el motopropulsor. El propulsor es el órgano que transforma la energía mecánica del motor en energía cinética de una corriente de aire (o de gases). Por otra parte, se llama elemento motopropulsor al conjunto formado por el motor y el propulsor (motor y hélice por ejemplo). (<http://www.taringa.net>, s.f.)



Figura 1 Motor Aeronáutico
Fuente: (Atom Estrada, 2014)

2.1.1 Historia de los motores de aviación

La aviación como la conocemos comenzó gracias a la propulsión de aeronaves mediante motores de cilindros y pistones, también llamados motores alternativos. A pesar de que existían otros métodos y formas de propulsión, los motores permitieron una propulsión de trabajo constante, operados principalmente con gasolina. Debido a la rudimentaria tecnología de fines del Siglo XIX, puede atribuirse en parte al desarrollo de los motores en el que a comienzos del Siglo XX el vuelo propulsado fuera posible. Es así, el motor usado por el Flyer III de los Hermanos Wright hecho con la ayuda del mecánico Charles Taylor, fue un gran éxito debido a su excelente relación peso-potencia, ya que era un motor con un peso de 170libras que producía una potencia de 12CV a 1.025RPM.

La primera guerra mundial supuso un gran avance tanto en los aviones como en los motores, por el comienzo de la utilización de este tipo de aparatos como máquinas bélicas. La principal disposición de los cilindros era radial o en forma de estrella, incidiendo el sistema biela-manivela sobre el cigüeñal que hacía girar la hélice. También existían motores en línea, o incluso los rotativos, en los cuales giraba todo el bloque motor, con el consiguiente problema del gran par de motor que generaba. (Torreta, 2002)

Los motores se perfeccionaron con el tiempo, logrando aprovechar su potencia para luego ser montados en los primeros aviones de transporte y militares, como los de la Primera Guerra Mundial. Entre los años 1940 y 1950 se crearon los primeros motores a reacción a ser utilizados en los aviones de combate en la Segunda Guerra Mundial.



Figura 2 Aparato Volador Histórico

Fuente: (Atom Estrada, 2014)

De los descubrimientos en la física y la mecánica de fluidos, se tomó el Principio de Bernoulli, teorema en el que se fundarían las bases para la invención de los cohetes bélicos y de los motores jet, cuyo principio se basa en leyes físicas como el principio de acción y reacción.

Los últimos aviones de transporte comercial emplearon cuatro motores radiales de 36 cilindros y de 3500 caballos de fuerza; son ejemplos de ello los Douglas DC-7 y los Constellation Lockheed 1049G. Más tarde, vendría el gran cambio a los motores a reacción, que en un inicio fueron motores Straight Jet, es decir, de flujo de aire directo, (no poseían ventiladores o fan). La industria del motor de aviación ha dado un gran salto tecnológico; hoy se emplean los motores turbofan en aviones comerciales.

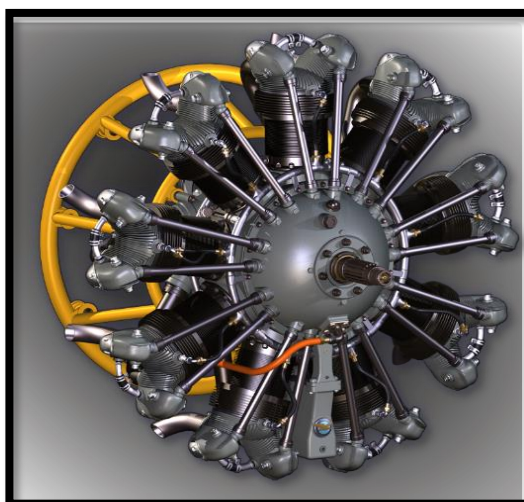


Figura 3 Motor Radial

Fuente: (Motor Aeronáutico, 2011)

Para los aviones de combate se ha mejorado su performance, no emplean el mecanismo del turbofan pero sí el Afterburner es un quemador posterior que aumenta el empuje real de los motores durante una maniobra forzada. En la aviación moderna se emplean básicamente dos tipos de motores, los de turbofan 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. En los aviones de porte

pequeño es usual que se utilicen motores de combustión interna que no se basan en el principio de las turbinas de gas sino en el movimiento alternativo de pistones.

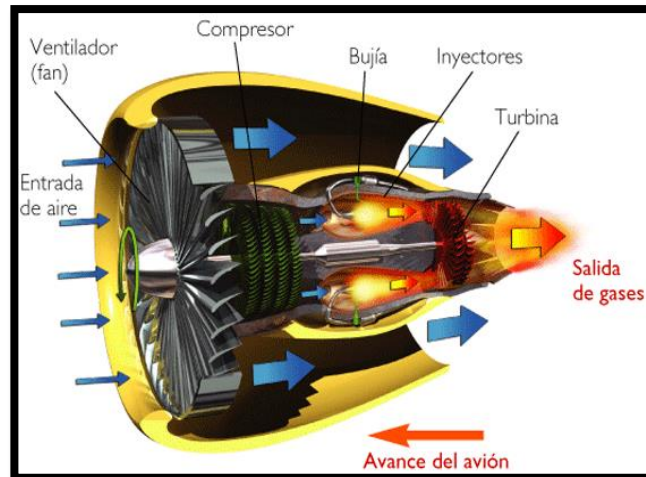


Figura 4 Motor Turbo fan
Fuente: (Aviación en General, 2010)

2.2 Características y Clasificación de los Motores

Los motores aeronáuticos se dividen en tres grandes categorías:

- ✓ Motores alternativos
- ✓ Motores a reacción, y,
- ✓ Motores cohete.

1. Motores Alternativos(ciclo Otto)

2. Motores de reacción

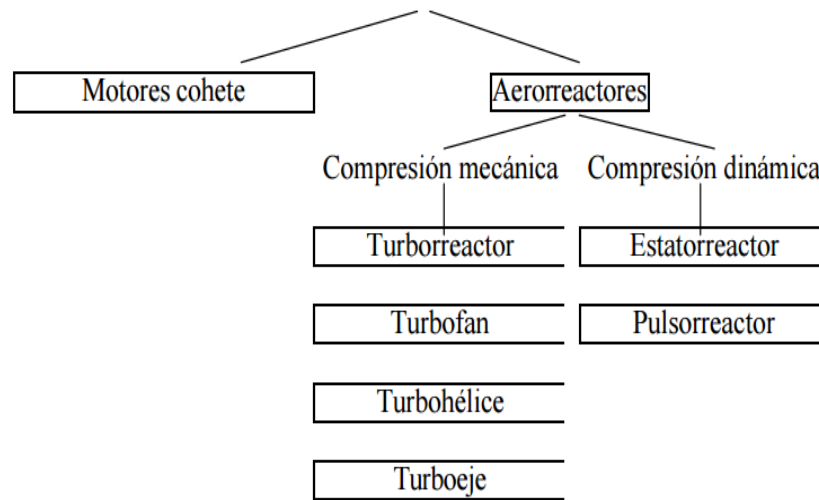


Figura 5 Clasificación de los motores
Fuente: (Motores de Aviación,1998)

2.2.1 Motores Alternativos – Ciclo Otto

Los primeros son usados principalmente en aviación general, en aeronaves de peso inferior a 5,700kg, con necesidad de poca potencia y reducido peso. Los motores alternativos tienen un peso demasiado elevado para potencias superiores, lo cual, les hace inviables para aviones grandes y de gran velocidad de crucero.



Figura 6 Motor Alternativo
Fuente: (Atom Estrada, 2014)

El motor alternativo de aviación está formado por una serie de cilindros donde se comprime la mezcla aire-combustible y se inflama. La mezcla se prepara previamente en un dispositivo denominado carburador, o en un sistema de inyección. La combustión de la mezcla produce un incremento de la presión del gas en el interior del cilindro, aplicándose esta sobre el embolo. El movimiento lineal del embolo (pistón), ascendente y descendente en el cilindro, se transforma finalmente, en otro movimiento circular mediante un sistema articulado, que hace girar el eje del motor.

2.2.2 Clasificación de los motores alternativos:

Según los ciclos de trabajo:

- ✓ De dos tiempos
- ✓ De cuatro tiempos

Según el sistema de alimentación empleado:

- ✓ Aspiración Natural
- ✓ Sobrealimentado

Según el modo de lubricación

- ✓ Motores de Carter húmedo
- ✓ Motores de Carter seco

Según el modo de cómo se forma la mezcla en su interior:

- ✓ De carburación
- ✓ De inyección.

Por la forma de construcción y ordenación de sus cilindros, los motores alternativos pueden ser:

- ✓ Motores en línea,
- ✓ Motores de cilindros horizontales y opuestos,
- ✓ Motores en estrella o radiales,
- ✓ Motores en V
- ✓ Motores en H

2.2.2.1 Motor en línea:

Este tipo de motor tiene los cilindros alineados en una sola fila. Normalmente tienen un número par de cilindros, pero existen casos de motores de tres o cinco cilindros. La principal ventaja de un motor en línea es que permite que el avión puede ser diseñado con un área frontal reducida que ofrece menor resistencia aerodinámica. Si el cigüeñal del motor está ubicado encima de los cilindros se le llama un motor en línea invertido, esta configuración permite que la hélice sea montada en una posición más alta, a una mayor distancia del suelo, incluso con un tren de aterrizaje pequeño. Una de las desventajas de un motor en línea es que ofrece una escasa relación potencia a peso, debido a que el cárter y el cigüeñal son largos y por tanto más pesados.

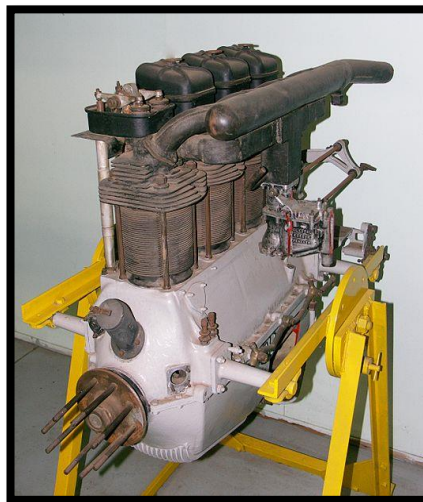


Figura 7 Motor En Línea

Fuente: (Taringa/motor_automotriz, 2000)

2.2.2.2 Motor Radial o Motor Estrella

El motor radial o motor estrella es un tipo de disposición del motor de combustión interna, en la cual los cilindros van ubicados radialmente respecto del cigüeñal, formando una estrella como en la figura. Esta configuración fue muy usada en aviación, sobre todo en grandes aviones civiles y militares, hasta la aparición del motor a reacción.

En este motor los pistones van conectados por un mecanismo de biela-manivela, distinto de los motores en línea. Uno de los pistones está conectado a una biela más grande que las demás, llamadas biela principal, que a su vez está conectada directamente con el cigüeñal. Los otros pistones están conectados a bielas más pequeñas que están conectadas a la biela principal o biela maestra. Al conjunto de pistones, biela maestra y bielas secundarias se le conoce como estrella. El número de pistones de una estrella es generalmente impar, pues así el orden de encendido minimiza las vibraciones.

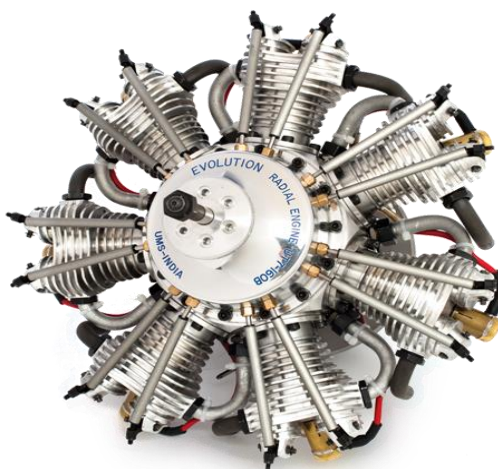


Figura 8 Motor Radial

Fuente: (Hoy novuelo.com, 2012)

2.2.2.3 Motor en V:

En este tipo de motores los cilindros están dispuestos en dos bancadas, inclinadas con una diferencia de entre 30 y 60 grados, es decir, en forma de V. La gran mayoría de motores en V son enfriados

con agua. Estos ofrecen una relación potencia a peso mayor que un motor en línea, mientras que siguen manteniendo un área frontal reducida. Quizás el más famoso ejemplo de este tipo de motores sea el legendario Rolls Royce Merlin, un motor V12 60° de 27 litros usado, entre otros, en los cazas británicos Supermarine Spitfire y Hawker Hurricane, que jugaron un importante papel en la Batalla de Inglaterra, y en el exitoso bombardero también británico Avro Lancaster. La Serie DB 600 de Daimler-Benz también es un buen ejemplo de motores V12, en este caso que equipaban muchos aviones alemanes de la Segunda Guerra Mundial.



Figura 9 Motor en V

Fuente: (Todo sobre aviación, Daniel Toledo 2015)

2.2.2.4 Motor de cilindros horizontalmente opuestos

Otro sistema emergente casi en paralelo al motor radial pero con una inferencia menor en la industria de la aviación fue el motor de cilindros horizontalmente opuestos. Estos motores son de 4, 6 y excepcionalmente de 8 cilindros que se ubican en bancadas con pares de cilindros en contraposición. Con cilindradas mucho menores que en los motores radiales, los motores de cilindros opuestos impulsaron la aviación general ya que son relativamente pequeños, livianos y pueden ajustarse en compartimientos de aviones pequeños donde los motores radiales podrían resultar demasiado grandes, pesados o complejos, o

resultaban ser aviones muy pequeños y baratos como para albergar una turbina.

Estos motores se siguen fabricando hasta la actualidad por diversas compañías generalmente estadounidenses, alemanas, francesas y rusas, y son usados por una amplia gama de aviones ligeros tanto de aviación general, como de aviación militar y comercial. Eventualmente el octanaje ofrecido para operarlos se incrementó hasta la actual medida de 100 a 110 octanos, en la gasolina AvGas 100LL.

Los motores de cilindros horizontales y opuestos constituyen la solución actual en la gama de baja potencia.



Figura 10 Motor de Cilindros opuestos

Fuente: (Todo sobre aviación, Daniel Toledo 2015)

2.2.2.5 Motor en H

El motor en H se puede considerar que está formado por dos motores con los cilindros opuestos, moviendo cada uno su cigüeñal, y transmitiéndose el movimiento de ambos cigüeñales a un eje de salida común.

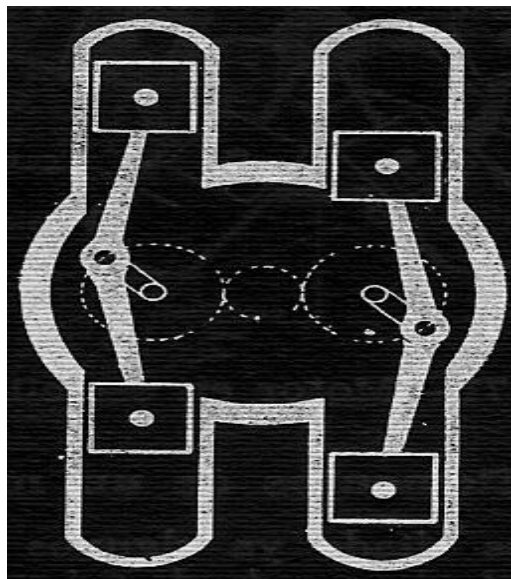


Figura 11 Motor en H

Fuente: (Todo sobre aviación, Daniel Toledo 2015)

2.2.2.6 Motor rotativo:

Una de las disposiciones de motor más revolucionarias fue el motor rotativo, en él hay varios cilindros (junto con el bloque del motor) giraban en torno a un cigüeñal, es decir, giraban los cilindros mientras que el cigüeñal se mantenía fijo, siendo la disposición precursora del motor radial o de estrella y ampliamente usada en aviones de la Primera Guerra Mundial. Este motor a diferencia del motor en línea o en V, estaba refrigerado por el aire que chocaba contra los cilindros que giraban, a velocidades constantes de operación y eran motores de cuatro tiempos.

Sin embargo estos motores eran muy poco fiables, debido a que funcionaban a máxima potencia todo el tiempo sin que pudiera controlarse el paso de gasolina (sólo se podían encender o apagar), sus componentes internos no estaban hechos para resistir varias horas de uso, tendían a sobrecalentarse por encima de 350 °C, temperatura a la cual varios componentes comienzan a fundirse y perforarse permitiendo fugas de aceite que se inflamaba inmediatamente, provocando el incendio del motor y de la aeronave, un hecho que cobró muchas vidas

en la Primera Guerra Mundial, época en la cual no se contaba con paracaídas o trajes ignífugos.



Figura 12 Motor en estrella

Fuente: (Todo sobre aviación, Daniel Toledo 2015)

2.3 El ciclo de otto

El desplazamiento el pistón en el cilindro se realiza en cuatro fases o etapas conocidas como el Ciclo de Otto, que son: admisión, compresión, explosión-expansión y escape. En los dos primeros tiempos la mezcla es aspirada y comprimida, con tiempo suficiente para realizar una buena carburación y combustión de la mezcla; en el tiempo de explosión se realiza una transformación de la energía, aportada por el combustible, en trabajo mecánico y, durante el tiempo de escape, se evacuan al exterior los gases residuales y el calor sobrante que no se ha transformado en trabajo mecánico. De los cuatro tiempos que componen el ciclo, solo efectúa el trabajo útil el tiempo de expansión. Si en un diagrama de ejes coordenados se representa el ciclo de funcionamiento teórico de estos motores se obtiene un diagrama cerrado, indicativo del trabajo máximo desarrollado en la transformación de la energía. (aeroespacial, 2007)

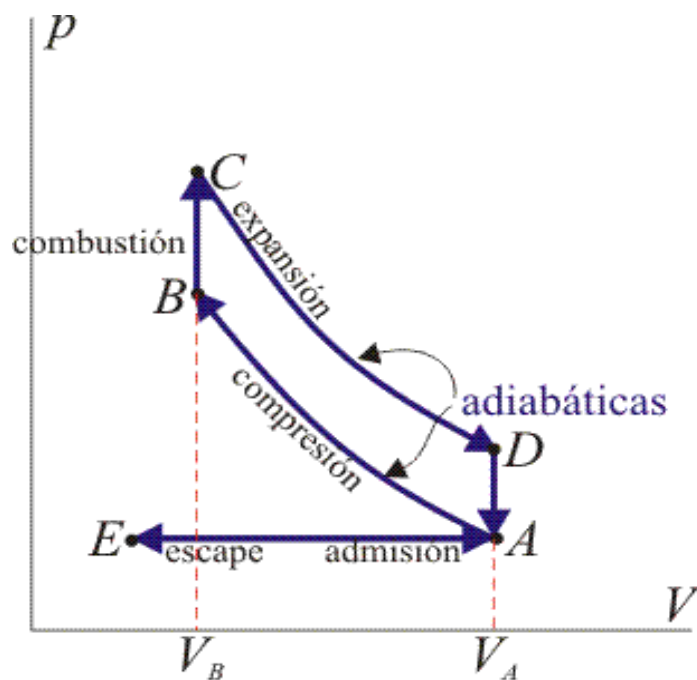


Figura 13 Diagrama PV Ciclo Otto 4 tiempos
Fuente: (Mecánica Automotriz de Motores, 2012)

2.4 Partes del motor alternativo

En la figura, se representa un motor alternativo de combustión interna. El cilindro es la parte en cuyo interior se moverá el pistón con movimiento rectilíneo alternativo. El cilindro forma parte del bloque del motor o bloque de cilindros. El bloque forma parte de la bancada, formando la estructura principal del motor. En los motores de mayor tamaño, bloque y bancada forman dos piezas separadas, unidas entre ellas por medio de pernos.

En la parte superior del bloque se encuentra la culata, que cierra al cilindro por la parte superior. El espacio comprendido entre el cilindro, el pistón y la culata es la cámara de combustión, en la cual se produce la combustión de la mezcla del combustible y del aire. En los motores de encendido por chispa, la mezcla se produce en el carburador y entra por el colector de aspiración al cilindro a través de la válvula de aspiración. Una bujía se encarga de producir la chispa haga que dicha mezcla explusione. En los motores de encendido por compresión, lo que entra a través de la válvula de aspiración es aire, mientras que el combustible es introducido por medio del inyector, produciéndose la combustión. El

pistón incluye unos aros que impiden que los gases escapen entre éste y el cilindro. Cuando se produce la combustión, el pistón transmite el empuje de los gases a la biela, y ésta al cigüeñal, que mediante la manivela, produce el movimiento rotativo del motor. El cigüeñal se encuentra apoyado en la bancada por medio de los cojinetes de bancada o cojinetes de apoyo. Los gases producidos por la combustión salen al exterior por medio de la válvula de escape y del colector de escape.

Las válvulas de aspiración y de escape están accionadas por la distribución. El eje de distribución o eje de camones, accionado por el cigüeñal, hace que los camones actúen sobre el conjunto formado por los taqués, los empujadores, y los balancines. La válvula se mantiene en su asiento por el muelle mientras no esté accionada. (Naranja)

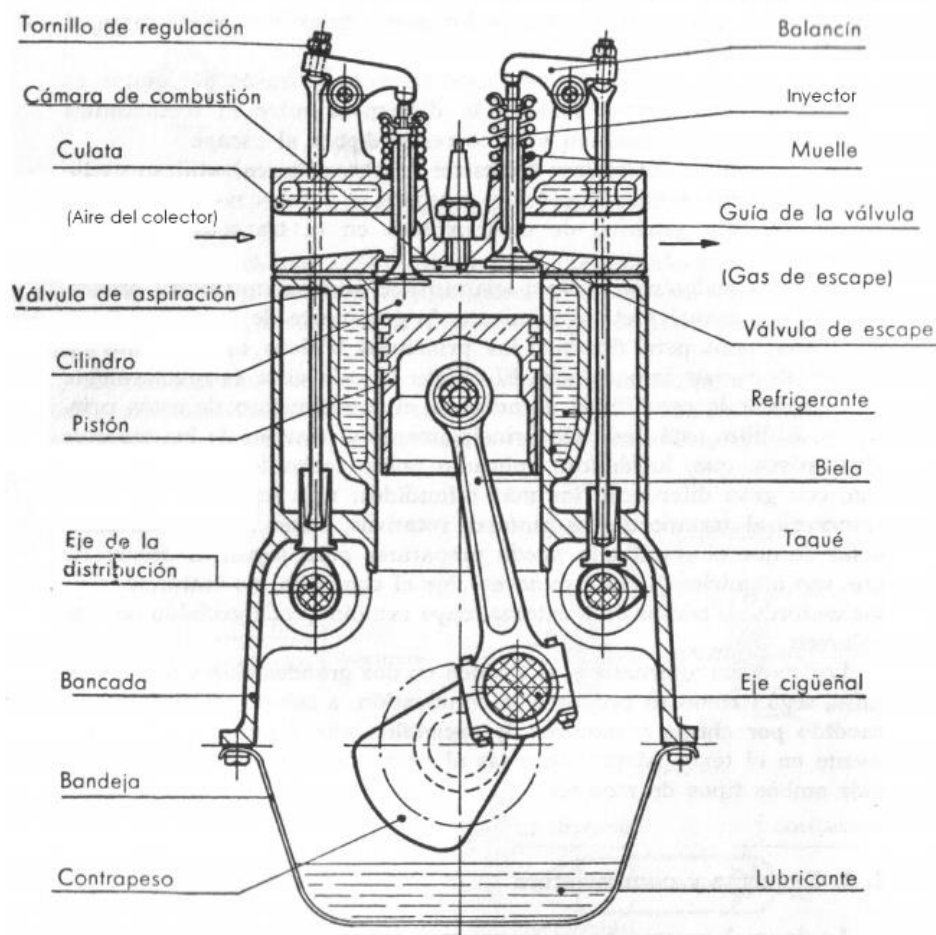


Figura 14 Esquema de un motor alternativo
Fuente: (Apuntes para un curso de motores, 2010)

2.5 Motores a Reacción

Históricamente han existido tres tipos de empuje por reacción, sin embargo el que tuvo más éxito operativo fue el turbo reactor. Los otros dos tipos son el Pulsorreactor desarrollado en Alemania durante la Segunda Guerra Mundial para impulsar las bombas dirigidas y el motor Estatorreactor ó Ramjet el cual, requiere que un turbo reactor eleve la velocidad de paso de aire a más de 1 Mach (velocidad del sonido) para poder impulsar una gran masa de aire que entra a alta presión y temperatura en combustión con combustible inyectado para llegar a velocidades mucho mayores, actualmente solo se tiene conocimiento del motor Ramjet en el Lockheed SR-71 Blackbird.

Los motores empleados hoy en día habitualmente en aviación comercial, aviones privados de largo alcance y helicópteros debido a su gran entrega de potencia, su funcionamiento 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.

El núcleo de estos motores es una turbina de gas que, mediante la expansión de gases por combustión, produce un chorro de gas que propulsa la aeronave directamente o mueve otros mecanismos que generan el empuje propulsor. Los turbo reactores generalmente se dividen 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 se aloja por lo general una entrada o colector con un compresor de baja compresión y un compresor de alta compresión, en la zona de combustión es donde se inyecta el combustible y se quema en la cámara de combustión mezclado con el aire comprimido de la entrada; esto resulta en una alta entrega de flujo de gases que hace accionar finalmente una turbina. Por último en la salida se halla la tobera de escape que es la que dirige el flujo de gases producido por la combustión. Los tipos más comunes de motor a reacción son:

2.5.1 Motor Turborreactor:

Llamado en ocasiones turbojet, los gases generados por la turbina de gas, al ser expelidos, aportan la mayor parte del empuje del motor. Fue la primera forma de sistema turborreactor y fue inventado por Frank Whittle, quien conceptualizó esta novedosa forma de propulsión a finales de los años treinta.

Los turbojet fueron los primeros motores a reacción empleados en la aviación comercial y militar. Presentaban una mayor potencia sin precedentes que permitieron el desarrollo de aviones más grandes que volaran a mayores altitudes y alta velocidad. Gracias a su concepto de turborreacción, son los motores que popularmente se conocen como "motores de propulsión a chorro".

Su forma estrecha y alargada a modo de barril o cigarro, permitía perfiles más aerodinámicos y diseños aeronáuticos más eficientes. A diferencia de los motores recíprocos, su potencia no se mide en caballos de fuerza producidos sino en libras de empuje, y la capacidad para producir empuje se ve afectada por altitudes mucho mayores que en los motores de pistón debido a la alta velocidad interna de operación y a la compresión del aire que impulsan. Es un tipo de turbina de gas, que a diferencia de los motores de ciclo alternativo que tienen un funcionamiento discontinuo (explosiones), tiene un funcionamiento continuo. Consta de las mismas fases que un motor alternativo: admisión, compresión, expansión y escape.

Para la fase de compresión, se usan compresores axiales o centrífugos que comprimen grandes volúmenes de aire a una presión de entre 4 y 32 atmósferas. Una vez comprimido el aire, se introduce en las cámaras de combustión donde el combustible es quemado en forma continua. El aire a alta presión y alta temperatura es llevado a la turbina, donde se expande parcialmente para obtener la energía que permite mover el compresor. Después el aire pasa por una tobera, en la que es acelerado hasta la presión de salida, proceso que transforma la presión en velocidad.

La gran mayoría de los primeros tipos de turborreactor produce empuje centrífugo, debido a que la compresión del aire se hace mediante la centrifugación del aire que circula al interior del motor. Hoy en día se encuentran en desuso por su elevada sonoridad y bajo rendimiento de combustible y solo se hallan en aviones antiguos y de tipo militar.

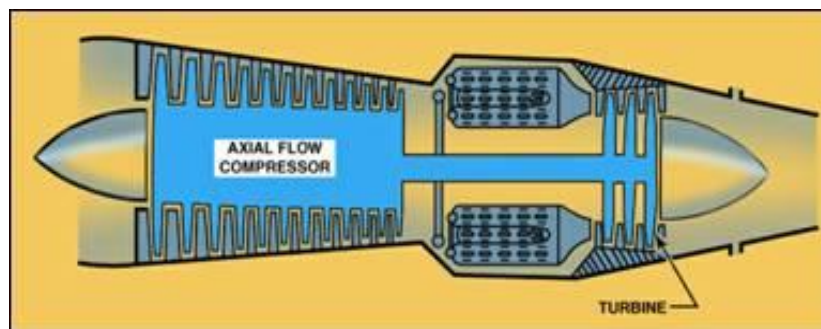


Figura 15 Esquema de un Turborreactor
Fuente: (www.aero.upm.es, 2016)

2.5.2 Motor Turbohélice

También llamado turboprop, estos motores no basan su ciclo operativo en la producción de potencia a partir del empuje de los gases que circulan a través de ellos, sino que la potencia que producen se usa para mover una hélice. De manera similar a los turbofan, los gases de la turbina se emplean en su totalidad para mover en este caso una hélice que genera el empuje necesario para propulsar la aeronave. Esto se logra mediante una caja reductora de engranajes, ya que las velocidades de operación de un Turboprop son superiores a las 10.000 RPM, demasiado rápido para una hélice.

Al igual que en la mayoría de motores recíprocos, los motores cuentan con gobernadores que mantienen fija la velocidad de la hélice y regulan el paso de sus palas (constant speed, variable pitch propeller). La potencia de los motores turbohélice se mide en turbocaballos o SHP (shafted horse power) Presentan una gran economía de funcionamiento relativa a los turbofan, y permiten una potencia operativa intermedia entre los motores recíprocos y las turbinas, por lo que su uso se ve restringido a propulsar aviones con mayor autonomía, velocidad, tamaño

y/o rendimiento que los que operan motores a pistón, pero que no llegan a ser tan veloces, grandes y autónomos que los que usan turbinas sin hélice. Son exitosos al operar aviones de tipo regional que no han de cubrir grandes distancias y también se han convertido en una opción para incrementar la potencia de aviones de pistón.

El Lockheed C-130 "Hércules" es un exitoso ejemplo de lo que el motor turbohélice ha constituido para los transportes aéreos medianos o el nuevo Airbus A400M. También se encuentran las versiones en turbohélice que varios fabricantes de aeronaves de aviación general ofrecieron al público como el Cessna 441 Conquest, el Piper PA-42 Cheyenne IIIA, o el Piper PA-46T Malibu; así mismo Beechcraft tiene los bimotores de serie King Air, que lleva algo más de cuatro décadas en producción con distintos modelos. La aplicación del turbohélice también se ha extendido a aviones militares de entrenamiento y/o ataque como el Embraer EMB 314 Super Tucano, el Beechcraft T-34C Mentor o el FMA IA-58 Pucará, en este caso un bimotor.

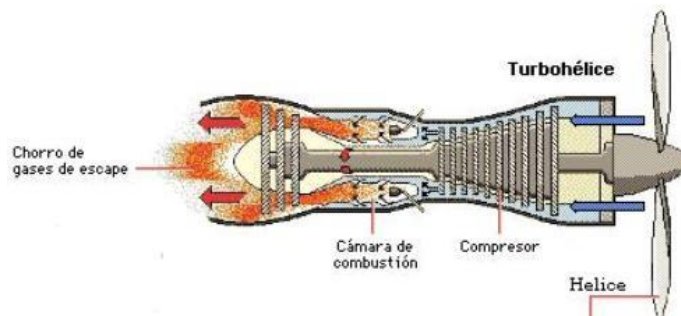


Figura 16 Esquema de un Turbohélice
Fuente: (www.aero.upm.es, 2016)

2.5.3 Motor Turbofan:

En el motor turbofan (planta motriz turboventilante) los gases generados por la turbina son empleados mayoritariamente en accionar un fan situado en la parte frontal del sistema que produce la mayor parte del empuje, 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 disiparse de la corriente de salida.

Esto incrementa notablemente la eficiencia. Otro gran avance del Turbofan fue la introducción del sistema de doble flujo en el cual, el fan 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 respecto a un Turbojet. Normalmente son motores de dos ejes, uno para la turbina de gas y otro para el ventilador. Sin embargo Rolls Royce plc produce motores turbofan de tres ejes, que corresponden a los modelos de la serie Trent.

Cada uno tiene sus ventajas e inconvenientes para velocidades específicas de crucero. Los ingenieros enfocan su atención en dos aspectos al diseñar un turboreactor: la relación que hay entre el empuje y el peso, y el consumo específico de combustible. El turboreactor es el motor más popular de la mayoría de los aviones de alta velocidad, a pesar de un consumo de combustible más elevado.

El turbofan Incluye una gran fan interno y dos flujos de aire que fluyen a través del motor. La corriente principal viaja a través de todos los componentes como sucede en un turboreactor, es decir, pasa por la cámara de combustión, mientras que la corriente secundaria generalmente es impulsada a través de una tobera de eyección para mezclarse después, o no, con la corriente primaria de escape. El turbofan es utilizado por la mayoría de los aviones comerciales de

transporte de pasajeros que vuelan a velocidades transónicas y alcanzan números de Mach 0.8. La tendencia que se sigue desde los años ochenta es aumentar lo más posible la relación de derivación en los turbofan por medio de fan con el mayor diámetro posible. A estos motores más modernos, con relaciones de derivación que van desde 12 a 25, se les denomina motores ADP (Advanced Duct Propellers).

2.5.4 Clasificación de Motores Turbofan:

2.5.4.1 Turbofán de alto índice de derivación:

Estos motores representan una generación más moderna; la mayor parte del empuje motor proviene de un único fan situado en la parte delantera del motor y movido por un eje conectado a la última etapa de la turbina del motor. Al utilizarse sólo un gran fan para producir empuje se origina un menor consumo específico de combustible y un menor ruido. Lo que le hace muy útil para velocidades de crucero entre 600 y 900 km/h. Los usan las aeronaves modernas como el Boeing 777 ó el Airbus 380.

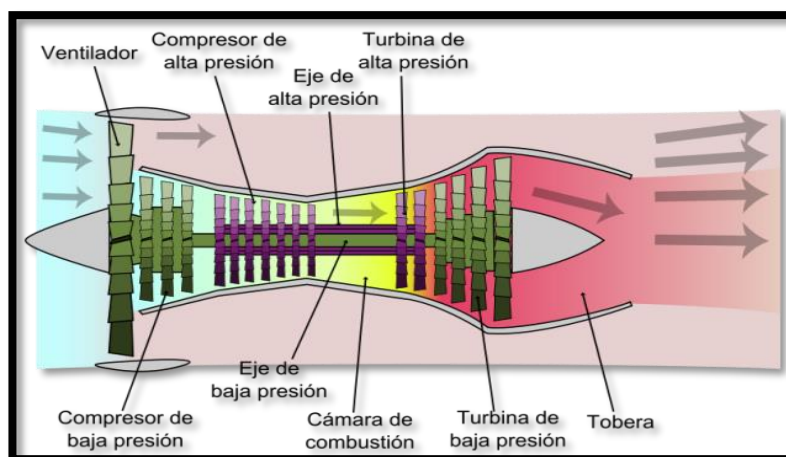


Figura 17 Motor de High Bypass

Fuente: (Aviación en General, Adrián Camacho, 2016)

2.5.4.2 Turbofán de Bajo Índice de Derivación:

Posee entre uno y tres etapas de fan en la parte frontal que producen parte del empuje de la aeronave. Su porcentaje de bypass (desviación del flujo secundario de fluido) tiene un valor entre el diez y sesenta y cinco por ciento del flujo primario, que es igual al cociente entre las áreas de paso. Es normal que exista un carenado a lo largo de todo el conducto del flujo secundario hasta la tobera del motor. En la actualidad se utilizan mucho en aviación militar y algunas aeronaves comerciales siguen utilizando motores de bajo bypass como el MD-83 que usa el Pratt & Whitney JT8D, y el Fokker 100 con el Rolls-Royce Tay.

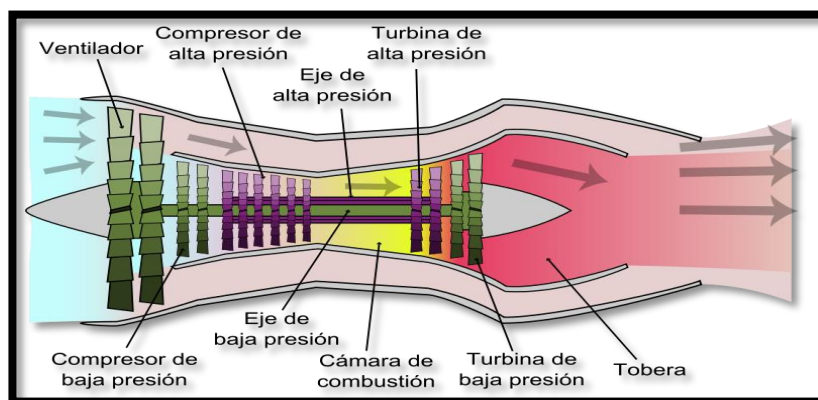


Figura 18 Motor de Low Bypass

Fuente: (Aviación en General, Adrián Camacho, 2016)

2.5.5 Propfan:

En el futuro se llegará a eliminar el carenado del fan para conseguir mayores eficiencias. Los motores con fan no carenado se conocen como propfan y su desarrollo está ligado irremisiblemente a la evolución de los materiales empleados en motores ya que, en la actualidad, los esfuerzos en punta de pala no son soportados con garantías por las aleaciones comerciales actuales. Esto quiere decir que la evolución de las plantas propulsoras en aviación pasa por un salto tecnológico ya que no parece que el camino a seguir sea aumentar

indefinidamente el 2 diámetro de los motores, tema que, por cierto, está empezando a ser un quebradero de cabeza para los diseñadores.

2.5.5.1 El Propfan Ultra High bypass Turbofan

El Propfan resulta básicamente una mezcla entre un turbofán y un turbohélice, con el fan colocado fuera de la carcasa del motor en el mismo eje que los álabes del compresor, siendo muy parecido al unducted fan que es un turbofán sin el carenado externo y con mayor índice de derivación. El turbofán con índice de derivación ultra-elevado es un proyecto similar con índices de derivación mayores de 20 lo que permitirá menor consumo específico de combustible y gran reducción de gases contaminantes. El diseño está concebido para ofrecer las prestaciones y velocidad de un turbofán con la economía de funcionamiento de un turbohélice.

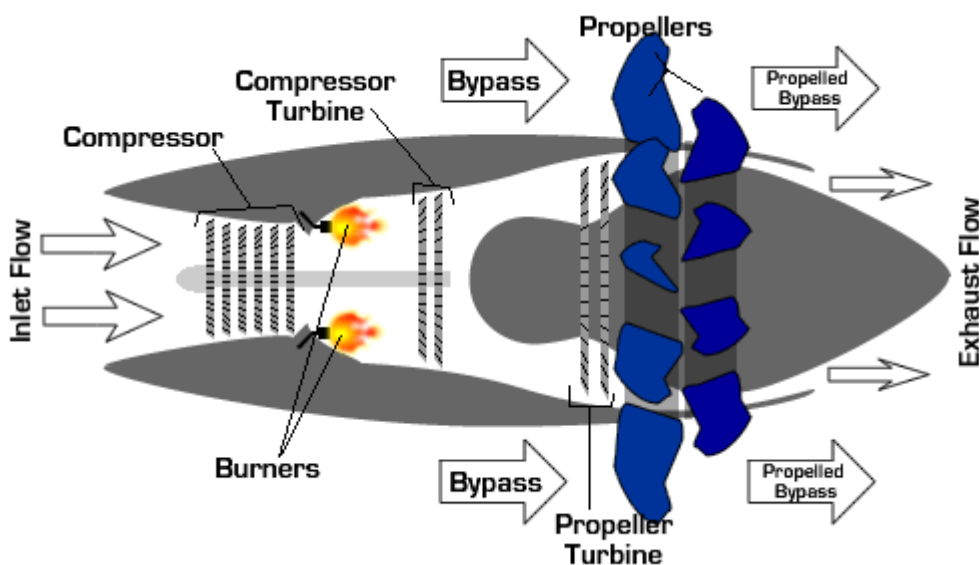


Figura 19 Propfan

Fuente: (Ilye School of Engineering, 2016)

2.6 Motor Cohete:

Se usan en la industria de misiles, lanzadores y vehículos espaciales, estos motores cohete cada día tienen más protagonismo,

como prueba de ello se podría destacar la incipiente industria espacial, que ya ha dejado de ser un sueño inalcanzable para convertirse en una realidad cuyo futuro comercial se está valorando y que ha llevado a todos aquellos que se han interesado, y se lo han podido permitir, a sobrevolar las capas más externas de la atmósfera. También se están desarrollando motores cohete que emplean aire atmosférico, además de propulsores convencionales, para llevar material científico a la Estación Espacial Internacional.

Pocos aviones utilizaron motores cohete como principal medio de propulsión. El único avión cohete puro producido en serie fue el interceptor alemán de la Segunda Guerra Mundial Messerschmitt Me 163, propulsado el Walter HWK 109-509 de combustible líquido bipropelente, que debido a la corta duración de su combustible tenía que regresar a tierra planeando. Como aviones cohete experimental destacan el Bell X-1 (primer avión en superar la barrera del sonido) y el North American X-15.

Los motores cohete ofrecen mucho empuje pero poca autonomía y no son usados como propulsores de aviones porque su eficiencia es bastante pobre, excepto a altas velocidades. Se ha probado la propulsión mixta con otro tipo de motores en los años 1950, especialmente en el ámbito militar, pero en cuanto mejoró la fiabilidad de los motores de reacción ya se abandonó la idea.

La única implementación operacional de propulsión mixta fue el despegue asistido por cohetes, un sistema utilizado en aviones pesados.

Por último, se puede señalar los cohetes que usan los transportes militares que necesitan mayor potencia al despegue, sobre todo en pistas muy cortas y mal acondicionadas.

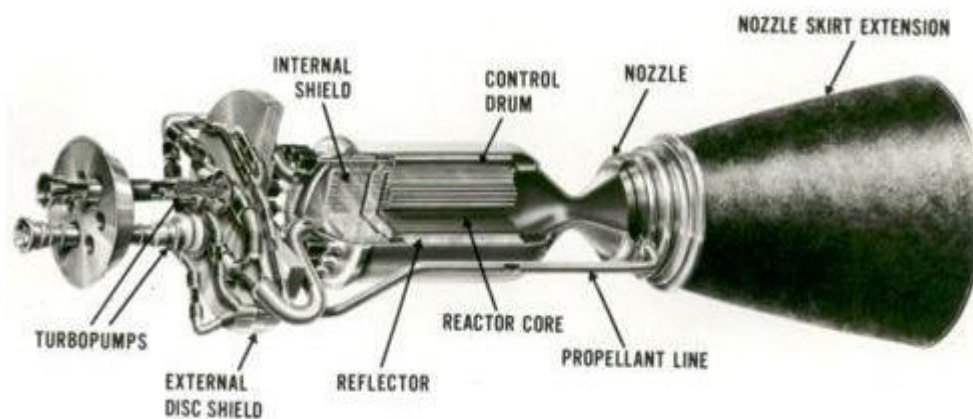


Figura 20 Motor Cohete

Fuente: (Motor cohete espacial.com, 2010)

2.7 Motor Turbina de Gas

2.7.1 Principios de Funcionamiento

Aunque en su diseño y aplicaciones es muy complicado, el motor de turbina es increíblemente sencillo en su operación. La propulsión de una turbina está explicada de manera muy simple por la tercera ley de Newton. La Dinámica se basa en tres Principios fundamentales que fueron establecidos por Isaac Newton:

1. **Principio de Inercia:** Para modificar el estado de reposo o movimiento de un cuerpo, partícula o grupo de partículas es necesario aplicarle una fuerza.
2. **Principio de proporcionalidad entre fuerzas y aceleraciones:** La fuerza que actúa sobre un cuerpo, partícula o grupo de partículas es igual a su masa multiplicada por su aceleración. También se conoce como principio de igualdad entre la fuerza que actúa y la variación de la cantidad de movimiento con respecto al tiempo que produce.
3. **Principio de Acción y Reacción:** *“A toda fuerza se opone otra igual y de sentido contrario”*. Cuando un cuerpo (partícula o grupo de partículas) interacciona con otro cuerpo (Partícula o grupo de

partículas), la fuerza que ejerce el primero sobre el segundo es igual y de sentido opuesto a la que este ejerce sobre el primero.

2.7.2 Ciclo Bryton

Un motor de turbina de gas libera la energía del combustible en un ciclo termodinámico llamado el ciclo de Brayton. Los mismos pasos admisión, compresión, expansión, potencia, y escape que tienen lugar en el ciclo de volumen constante de Otto usado para los motores alternativos, ocurren en un motor de turbina de gas. La diferencia básica entre los dos ciclos es que en un motor de ciclo de Otto, los pasos ocurren en el mismo sitio, en el cilindro del motor, pero en diferentes tiempos. En el ciclo de Brayton, los pasos tienen lugar al mismo tiempo pero en distintos puntos dentro del motor.

1. El aire entra en el conducto de entrada y fluye hacia la entrada del compresor, punto A, a presión ambiente.
2. El aire pasa a través del compresor, que eleva su presión y disminuye su volumen al por el punto B.
3. Luego, el aire pasa dentro de la cámara de combustión donde el combustible se inyecta en él y se quema. La presión entre los puntos B y C permanece relativamente constante a medida que se añade energía calorífica, pero el volumen y la temperatura aumentan.
4. Los gases calientes dejan la cámara de combustión y pasan a través de la turbina donde se le extrae energía y la presión cae a casi el ambiente en el punto D.

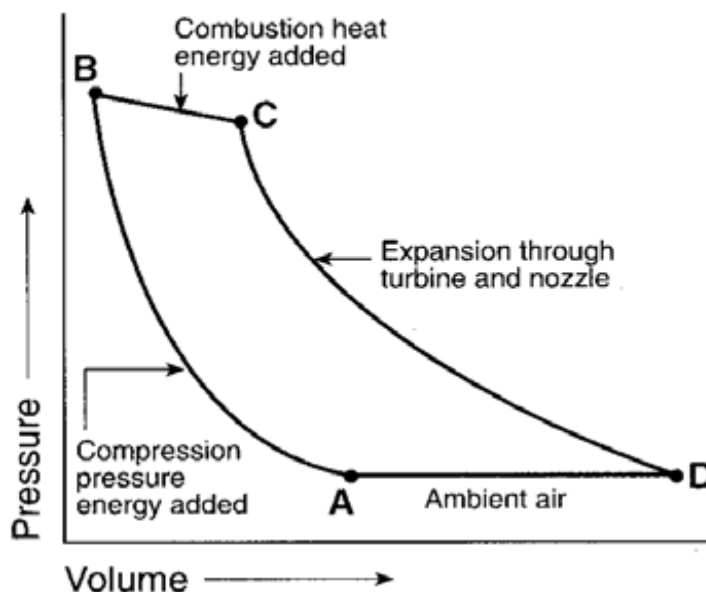


Figura 21 Diagrama Ciclo Bryton
Fuente: (Motores Turbina de gas – Rivas, 1999)

Las presiones entre los puntos A y D son casi las mismas, pero en D el volumen y así la velocidad son mucho mayores. El aire se ha expandido a una presión relativamente constante.

2.7.3 Secciones Del Motor Turbina De Gas:

- a) **Sección de entrada de aire (Fan):** 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. La corriente primaria entra a través de los compresores a la cámara de combustión.
- b) **Sección de Compresores:** el flujo de aire primario pasa a través de diversas etapas de compresores que giran en el mismo sentido del fan. Se suelen utilizar compresores de alta y de baja presión en distintos ejes. La función de estos compresores es aumentar de modo significativo la presión y la temperatura del aire.
- c) **Sección de Cámaras de Combustión:** una vez realizada la etapa de compresión, el aire sale con una presión superior de la que tenía en la

entrada y a una temperatura próxima a los 600 °C. Se hace pasar este aire a la cámara de combustión, donde se mezcla con el combustible y se quema la mezcla, alcanzándose una temperatura superior a los 1100 °C.

- d) **Sección de Turbina:** el aire caliente que sale de la cámara, pasa a través de los álabes de varias turbinas, haciendo girar diversos ejes. En los motores de bajo bypass el compresor de baja presión y el fan se mueven mediante un mismo eje; mientras que en los de alto bypass se dispone de un eje para cada componente: fan, compresor de baja presión y compresor de alta presión.
- e) **Escape:** 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.

El Conducto del flujo secundario, rodea concéntricamente al núcleo del motor. Sus paredes interna y externa están cuidadosamente perfiladas para minimizar la pérdida de energía del flujo secundario de aire y optimizar su mezcla con el escape del flujo primario.

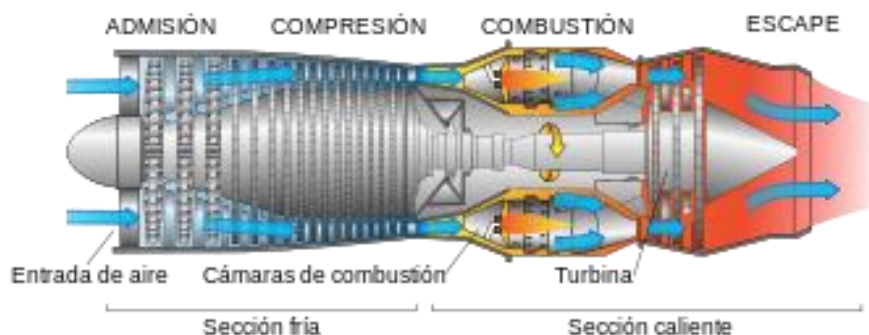


Figura 22 Turborreactor Secciones Diagrama Ciclo Bryton
Fuente: (Motores Turbina de gas – Rivas, 1999)

2.8 Descripción del Motor JT8-D Fabricado por Pratt & Whitney

Pratt & Whitney, es una compañía de United Technologies Corp. (NYSE: UTX), líder mundial en el diseño, fabricación y servicio de motores de aeronaves, turbinas de gas industriales y sistemas de propulsión espacial. La compañía tiene aproximadamente 36.000 empleados que dan soporte a más de 11.000 clientes en todo el mundo.

Pratt & Whitney fue fundada en Hartford, Connecticut, en 1925 por Frederick Rentschler. El primer motor de aviación de Pratt & Whitney fue el Wasch de 410 caballos de fuerza, refrigerado por aire, que proporcionó un rendimiento y fiabilidad sin precedentes para la época y transformó la industria de la aviación. Pratt & Whitney ha estado liderando el cambio desde entonces.

Pratt & Whitney desarrolla tecnologías de cambio de juego para el futuro, como el motor PurePower PW1000G, con tecnología patentada Geared Turbofan, para la próxima generación de aviones de pasajeros. Pratt & Whitney Global Service Partners, la red mundial de mantenimiento, reparación y reparación de motores de gran tamaño, ofrece servicios innovadores que deleitan a los clientes en todo el mundo.

Los grandes motores comerciales de Pratt & Whitney representan casi el 30% de la flota de aviones de pasajeros principales del mundo. La compañía continúa desarrollando nuevos motores y trabajando con sus socios en International Aero Engines y Engine Alliance para satisfacer las necesidades futuras de sus clientes.

Pratt & Whitney ha construido un largo y distinguido registro de ofrecer motores de primera, y Pratt & Whitney Canadá ha producido más de 75.000 motores, de los cuales actualmente hay más de 49.000 motores en servicio en más de 28.000 aeronaves operadas por más de 10.000 operadores en 200 países.

La amplia cartera de negocios de Pratt & Whitney incluye turbinas de gas industriales que iluminan las ciudades y las naves eléctricas. La tecnología Turboden Organic Rankine Cycle convierte el calor de los

recursos renovables como la geotérmica, la biomasa, la energía solar o el calor de los residuos industriales en electricidad limpia.

Pratt & Whitney Rocketdyne ha sido el poder detrás de más de 1.600 lanzamientos y ha sido un proveedor de motores clave para el programa espacial de Estados Unidos desde su creación. Ese servicio continúa con lanzamientos que han incluido astronautas; carga; Y satélites vitales para la exploración espacial, la comunicación mundial, la navegación, la defensa, la investigación y el desarrollo, y la predicción del tiempo. (pw.utc, s.f.)

Una de sus creaciones exitosas de Pratt & Whitney constituye el motor JT8-D utilizado en aviación comercial y parte de este proyecto de titulación.

El motor JT8-D opera de manera semejante a todas las versiones de motores de turbina a gas. Su fuerza impulsora la deriva a través de la aplicación de la tercera ley de Newton que establece: “Siempre que un objeto ejerce una fuerza sobre un segundo objeto, el segundo objeto ejerce una fuerza de igual magnitud y dirección opuesta sobre el primero”, es decir: A cada acción siempre se opone una reacción igual.

Este motor en nuestro medio es aplicado típicamente en aviones Boeing 727 y 737 100/200. Las partes constitutivas del motor pueden ser apreciadas en el siguiente esquema como muestra la figura.

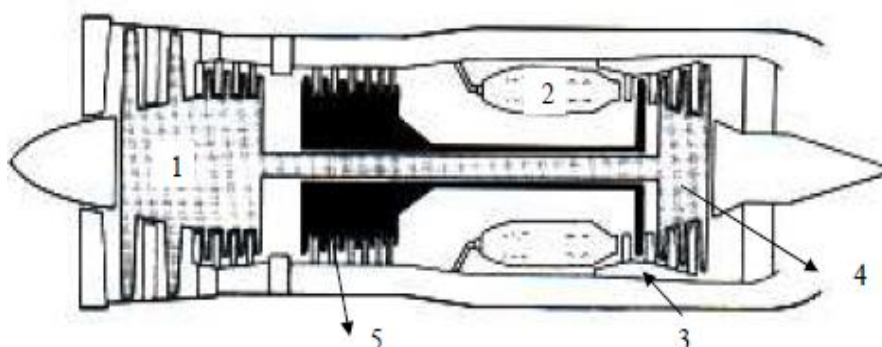


Figura 23 Corte Transversal Motor JT8-D
Fuente: (JT8D Engine Manual, 2014)

Donde:

1. Compresor de baja (N1)
2. Cámaras de combustión
3. Turbina de alta (T2)
4. Turbina de baja (T1)
5. Compresor de alta (N2)

2.8.1 Modelos del Motor JT8-D

El motor desde su incorporación ha sufrido una serie de modificaciones y mejoras. La serie de motores JT8D es básicamente la misma excepto diferencias físicas menores dependiendo de la incorporación de cambios. Las principales características de los distintos modelos se los detallan a continuación.





Tabla 1**Diferencias de Modelos de Motor**

MOTOR	SERIE	EMPUJE
JT8D	-1, 1A, 1B	3155 libras
JT8D	-7,-7A, 7B	3205 libras
JT8D	-9	3252 libras
JT8D	-9 ^a	3377 libras
JT8D	-11	3389 libras
JT8D	-15	3414 libras
JT8D	-15A	3474 libras
JT8D	-17	3430 libras
JT8D	-17A	3475 libras
JT8D	-17R	3495 libras
JT8D	-17AR	3500 libras

Fuente: (JT8D Engine Manual, 2014)

Tabla 2

Aeronaves Equipadas con Motor JT8-D

AERONAVES EQUIPADAS CON MOTOR JT8-D		
SERIE DEL MOTOR	AERONAVE	IMAGEN
JT8D – 5	McDonnell Douglas DC-9-10	 <p>McDonnell Douglas DC-9</p>
JT8D – 7	Boeing 727-100 (y algunos serie 200)	 <p>Boeing 727-200</p>
JT8D – 9	Boeing 737-100/200 McDonnell Douglas Dc-9-30 Sud Aviation Caravelle 10B, 10R, 11R y 12	 <p>Sud Aviation Caravelle 10</p>
JT8D – 9A	Boeing 737-100/200 McDonnell Douglas Dc-9-30	 <p>Boeing 737-200</p>

JT8D – 11	Boeing 727-200 McDonnell Douglas DC-9-40	 <p>McDonnell Douglas DC-9-41</p>
JT8D – 15	Boeing 727-200 y 737-200 Dassault Mercure McDonnell Douglas DC-9-30/-40/-50	 <p>Dassault Mercure</p>
JT8D - 17	Boeing 727-200 y 737-200 McDonnell Douglas YC-15	 <p>McDonnell Douglas YC-15</p>
JT8D – 17R & S	Boeing 727-200 Advanced McDonnell DC-9-50	 <p>Boeing 727-200 ADV</p>
JT8D – 209	Algunos McDonnell Douglas MD-81	 <p>McDonnell Douglas MD-81</p>

Fuente: (SistemasBoeing737.com, 2012)

2.9 Motor JT8-D

2.9.1 Generalidades

El motor JT8-D es un motor de flujo axial, tipo Turbofan (Low By-Pass) de doble eje (Dual Spool), utiliza un compresor de trece etapas, una turbina de cuatro etapas, y nueve cámaras de combustión, dos cajas de accesorios integrales y un ducto de descarga del aire del FAN que se extiende a todo lo largo del motor. Las trece etapas del compresor se dividen en dos secciones de compresión, mecánicamente independientes:



Figura 24 Motor JT8-D

Fuente: (Manual de Capacitación B737-200, 2015)

La sección de compresor de baja presión consiste de seis etapas de compresor, las dos primeras etapas corresponden a las etapas del FAN, las cuales tiene un diámetro mayor que las otras cuatro. Esta sección del compresor es impulsada por las tres últimas etapas de turbina.

La sección del compresor de alta presión, consiste de siete etapas de compresor y es impulsado por la primera etapa de turbina. Esta sección del compresor impulsa la caja principal de accesorios.

La turbina tiene cuatro etapas, se divide en dos secciones mecánicamente independientes: La sección de baja presión que consiste de las tres etapas finales de la turbina y la sección de alta presión que consiste de la primera etapa de turbina.

Las 9 cámaras de combustión se enumeran en el sentido de giro de las manecillas del reloj, viendo el motor desde su parte posterior, y con la cámara N° 1 localizada en la parte superior central del motor (12 horas posición).

Las dos cajas integrales de accesorios instaladas en el motor están una a la entrada del motor (compartimiento del bearing N° 1) y la otra, la caja de accesorios principal, debajo de la sección de los compresores.

La caja de compartimiento del bearing N° 1 y la caja de accesorios principal son impulsadas internamente y se lubrican por medio del sistema de aceite del motor. El ducto de descarga de aire del FAN dirige el flujo secundario (aire de descarga del FAN) al interior del ducto de escape del flujo primario. El aire de descarga del FAN proporciona así un empuje adicional del motor, enfría las secciones calientes del motor y reduce el ruido de los gases de escape. (Easysky)

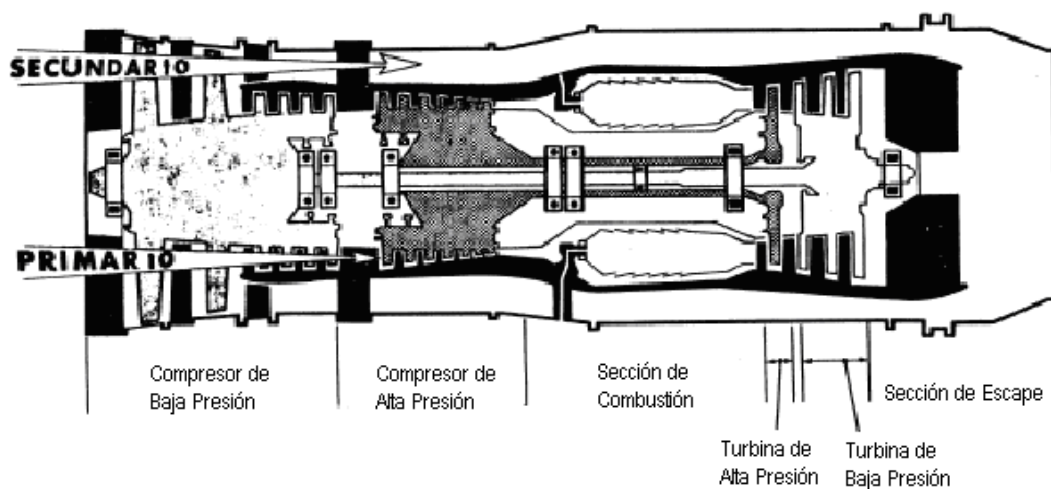


Figura 25 Motor JT8-D Características de Diseño
Fuente: (Manual de Capacitación B737-200, 2015)

2.9.2 Secciones del Motor JT8D

2.9.2.1 Parte Frontal Del Motor:

- ✓ Consiste de una cubierta exterior de pared doble, dotada de un frange delantero a la cual se fija la toma de entrada de aire al motor y un frange trasero por la que se une a la sección del compresor.
- ✓ Posee 19 alabes huecos. En la superficie posterior del anillo en posiciones horarias de 2 y de 10 se encuentra la base para conectar las líneas de entrada de antihelio.

2.9.2.2 Compresor De Baja Presión:

- ✓ Comprende de seis etapas de flujo axial primario de las cuales las dos primeras constituyen dos etapas del fan, generan el flujo de aire secundario.

2.9.2.3 Estructura Intermedia:

- ✓ Consta de un anillo estructural cuyo frange exterior doble permite fijar los soportes delanteros del motor. El frange "F" está unida a la cubierta exterior del compresor y el "G" sujeta a la cubierta anular exterior del ducto de aire secundario.

2.9.2.4 Caja De Engranajes Y Accesorios:

- ✓ Se encuentra localizada en la posición de las seis horas, fija a la sección intermedia por pernos pasadores y el frange "E" por medio de un herraje y pernos con tuerca. En la parte superior exterior trasera están los herrajes soportadores de los ejes concéntricos del sistema de combustible.
- ✓ En su parte delantera posee la base de acoplamiento de la bomba y unidad de control de combustible, en la parte inferior esta la conexión para drenado en caso de fallo el sello de aceite del eje de mando.

2.9.2.5 Compresor De Alta Presión:

- ✓ Forma parte N2. El rotor y el estator están contenidos en la parte trasera intermedia (salvo la 13ª etapa del estator, la cual queda adentro de la sección difusora). El estator consta de siete etapas de tipo anillo continuo, es decir comprende de siete discos porta-alabes distribuidos en el núcleo delantero y tres en el trasero.

2.9.2.6 Sección Difusora:

- ✓ Unida por un frange y tornillos con tuerca en la sección intermedia, sostiene en su parte posterior a la sección compresión. En su interior contiene el estator de la 13va etapa del compresor y, mediante montantes radiales huecos, soporta el alojamiento para el bearing número cuatro.

2.9.2.7 Sección De Combustión:

- ✓ Consiste de nueve cámaras de combustión comunicadas entre si y encerradas entre dos cubierta concéntricas las cuales también colectan el aceite de los cojinetes número 4 y 5.

2.9.2.8 Turbina De Alta Y Baja Presión:

- ✓ Consiste de una cubierta exterior cuyo frange delantero sirve de unión con el soporte trasero de los atomizadores de combustible, y la cubierta exterior de la sección de combustión. Internamente, está cubierta soporta a las atomizadores de descarga y a las etapas de la turbina de alta y baja presión y a los separadores intermedios.

2.9.2.9 Sección De Escape

- ✓ Consiste de una cubierta exterior cuyo frange delantero está unida por tornillos y tuercas al frange trasero de la sección de turbinas. Cerca de la brida delantera se encuentran las bases para las seis probetas censorsas de la presión de salida de los gases del motor (Pt7), distribuidas en forma equidistante en toda la periferia.

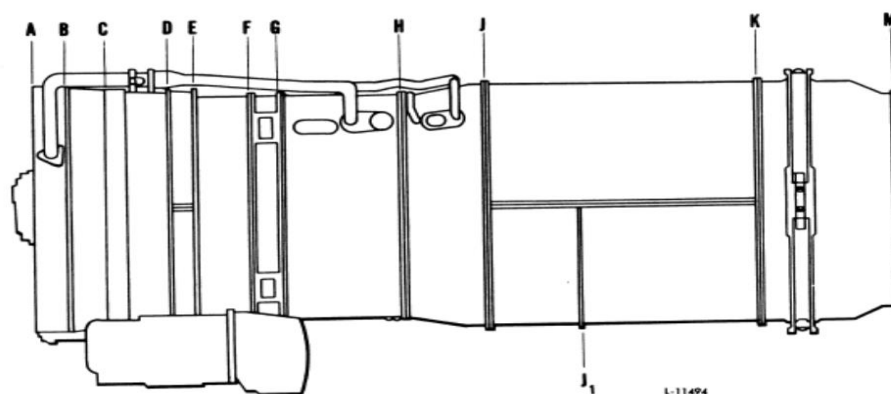


Figura 26 Designación de Franges

Fuente: (JT8D Maintenance Manual (PN 481671), 2014)

Información obtenida en base al Manual Pratt & Whitney del motor JT8-D Maintenance Manual (PN 481671).

2.9.3 Sistemas del Motor JT8-D

Información investigada y traducida al idioma español del Aircraft Training Manual del avión Boeing 737-200 de la parte referente a las ATA's 70-80 descripción y operación / Generalidades.

2.9.3.1 Sistema De Descarga Del Soplador:

- ✓ El fan o soplador está considerado como parte de salida de la cara frontal del compresor de baja presión. Este hace la función de un gran ventilador que ayuda a mover grandes cantidades de masa de aire hacia el motor, esta masa de aire es dividida, una ingresa como flujo

directo hacia el motor para el proceso de compresión, combustión y escape, mientras la otra es direccionada a la parte exterior de motor ocasionando así un impulso adicional para el motor y su enfriamiento.

2.9.3.2 Sistema De Combustible Del Motor:

- ✓ Las funciones del sistema de control de combustible son: bombear, filtrar, distribuir y medir el combustible que se consume durante la operación del motor y drenarlo durante el corte del motor.
- ✓ La distribución y control del combustible del motor JT8D, consiste básicamente en una bomba de combustible de engranajes y un control de combustible. También forma parte de este sistema el múltiple de entrega de alimentación de combustible, que entrega el carburante a cada inyector individualmente en las cámaras de combustión.
- ✓ Para una descripción detallada del sistema de control de combustible y de su operación refiérase a la sección de correspondiente al Capítulo 73.

2.9.3.3 Sistema De Ignición Del Motor:

- ✓ La ignición se proporciona por medio de una caja doble de ignición, a través de dos cables blindados de alta tensión, hacia dos bujías, localizadas en las cámaras de combustión N° 4 y N° 7. El sistema de ignición se controla desde el compartimiento de vuelo.
- ✓ Para una descripción detallada del sistema de ignición y de su operación refiérase a la sección correspondiente al Capítulo 74.

2.9.3.4 Sistema De Aire Del Motor:

- ✓ El sistema de aire consta de los subsistemas de antihielo de motor, enfriamiento de accesorios y sangrado del compresor.
- ✓ El sistema de antihielo del motor suministra aire caliente a los múltiples de aire de purga de la 13 ava etapa y 8ava a través de

válvulas que se controlan desde el tablero P5 en el compartimiento de vuelo. Los accesorios son enfriados a través de tomas de aire de impacto localizadas en las barquillas y por medio de aire que se extrae del ducto de descarga del FAN.

- ✓ El diseño del sistema de sangrado del compresor proporciona flexibilidad de operación durante el arranque y la operación del motor a bajos y altos ajustes de potencia.
- ✓ Para una descripción detallada del sistema de aire del motor y de su operación refiérase a la sección correspondiente al Capítulo 75.

2.9.3.5 Sistema De Controles Del Motor:

- ✓ Cada uno de los motores se controla en forma remota desde la cabina de vuelo por medio de dos palancas principales: La del acelerador, reversa y la palanca de arranque, localizadas sobre el pedestal de control.
- ✓ El acelerador controla el flujo de combustible para aumentar o disminuir el empuje que produce el motor.
- ✓ Las palancas de las reversas están montada en la parte trasera del acelerador, controla la operación de las reversas y el flujo de combustible para los requerimientos de empuje que se demandan durante la operación de empuje en reversa.
- ✓ La palanca de arranque controla el suministro de flujo de combustible, del control de combustible hacia las cámaras de combustión del motor.
- ✓ Para una descripción detallada del sistema de controles del motor y de su operación refiérase a la sección correspondiente al Capítulo 76.

2.9.3.6 Sistema De Indicación Del Motor:

- ✓ El sistema de indicación sirve para vigilar la operación del motor, utiliza señales de presión del aire de entrada y del aire de descarga, la temperatura de gases de escape y las velocidades de giro de los compresores.

- ✓ El sistema de indicación de la relación de presiones del motor (**EPR**) siente la presión total del aire de entrada al motor y la del ducto de escape. La relación entre estas presiones (**EPR**) se muestra en un indicador en el compartimiento de vuelo.
- ✓ El motor tiene instalados varios termopares en el ducto de escape que proporcionan una temperatura promedio de los gases de escape, la cual se muestra en un indicador en el compartimiento de vuelo.
- ✓ La velocidad de los compresores de alta y baja presión se muestran en indicadores cuya graduación está marcada en porcentaje de la velocidad de giro y se localizan en el compartimiento de vuelo, cada indicador de este sistema genera su propia energía por medio de un generador – tacómetro impulsado por el motor.
- ✓ Para una descripción detallada para el sistema de indicación y de su operación refiérase a la sección correspondiente al Capítulo 77.

2.9.3.7 Sistema De Escape y Reversa Del Motor:

- ✓ Los gases de la combustión del motor se descargan al ambiente a través de un ducto de escape, el cual es una parte integral de las reversas, el ducto de escape no se puede remover a nivel de mantenimiento de línea.
- ✓ El sistema de reversas es del tipo de compuertas, se controla eléctrica y se actúa hidráulicamente. Se usa para desviar hacia delante el flujo de los gases de escape del motor, para frenarlo durante la desaceleración en la carrera de aterrizaje o en el caso de un despegue abortado.
- ✓ Para una descripción detallada del sistema de escape del motor y de su operación refiérase a la sección correspondiente al Capítulo 78.

2.9.3.8 Sistema De Lubricación Del Motor:

- ✓ Cada uno de los motores está equipado con un sistema de aceite de alta presión de circuito cerrado, el cual suministra lubricación y

enfriamiento a los cojinetes y a los accesorios impulsados por el motor.

- ✓ La presión, el flujo y la temperatura del sistema de aceite se mantienen en forma automática dentro de los límites especificados.
- ✓ El sistema tiene indicadores y luces que permiten vigilar, en la cabina de vuelo, los parámetros de operación del sistema de aceite durante la operación del motor.
- ✓ Para una descripción detallada del sistema de aceite del motor y de su operación refiérase a la sección correspondiente al Capítulo 79.

2.9.3.9 Sistema De Arranque Del Motor:

- ✓ La función del sistema de arranque es impulsar el compresor de alta presión del motor hasta que el giro se pueda mantener por medio de la combustión dentro del motor de la mezcla aire –combustible.
- ✓ La presión neumática para la marcha se controla por medio de una válvula de corte de aire actuada por un solenoide, esta presión proporciona la fuerza para impulsar la turbina de la marcha.
- ✓ Una línea remota sensora proporciona indicación de la presión de aire, este sistema se controla desde la cabina de vuelo.
- ✓ Para una descripción detallada del sistema de arranque y de su operación refiérase a la sección correspondiente al Capítulo 80.

2.10 Sistema De Indicación Del Motor JT8-D

2.10.1 Propósito de los indicadores

Para vigilar las actuaciones del motor y la operación de sus sistemas se utilizan indicadores en la cabina de vuelo, tanto en tierra como en vuelo, pueden considerarse englobados en dos grupos, estando incluidos en cada uno de ellos los instrumentos que a continuación se enumeran.

2.10.1.1 Instrumentos Principales:

- ✓ Relación de presión del motor (EPR)
- ✓ Temperatura de los gases de escape (EGT)
- ✓ Consumo horario de combustible (FF)
- ✓ Indicador de N1 mide en porcentajes las rpm del compresor de baja
- ✓ Indicador de N2 mide en porcentajes la rpm del compresor de alta

2.10.1.2 Instrumentos Secundarios:

- ✓ Presión de aceite
- ✓ Temperatura de aceite
- ✓ Cantidad de aceite
- ✓ Medición de vibración del motor

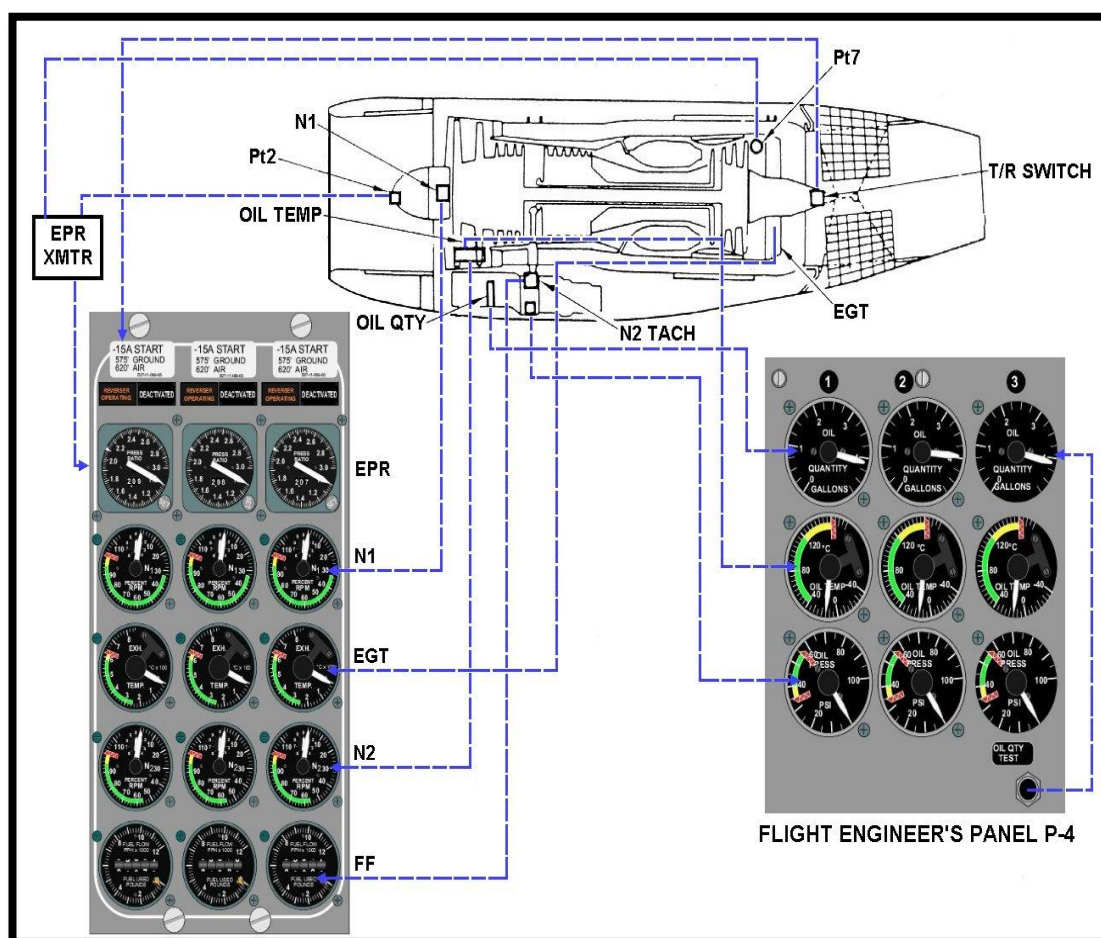


Figura 27 Sistema de Indicación del Motor
Fuente: (CBT B737-200, 2000)

2.11 Instrumentos Primarios

2.11.1 Indicador De Relación De Presión Del Motor (EPR)

- ✓ Los motores de turbina tienen su propia indicación de presión que relaciona la potencia que está desarrollando el motor, este medidor compara la presión de escape total con la presión del aire en la entrada del motor.
- ✓ El indicador compara dos presiones y se convierte en un instrumento de remotesensing que recibe su entrada de un transmisor de relación de presión de motor o, en visualizaciones de sistemas de instrumentos digitales, desde un ordenador.
- ✓ El transmisor de relación de presión contiene la disposición de fuelle que compara las dos presiones y convierte la relación en una señal eléctrica utilizada por el indicador para la indicación.
- ✓ El sistema EPR está diseñado para compensar automáticamente los efectos de la velocidad y de la altitud sobre las medidas tomadas.

2.11.2 El Indicador Tacómetro

- ✓ Es un medidor de revoluciones por minuto (RPM), este instrumento se alimenta de su propio sistema, es decir no requiere de corriente del avión.
- ✓ Algunos indicadores tacómetros, están expresados en porcentaje, al cual el 100% representa las revoluciones al máximo del motor, estos indicadores pueden ser los siguientes: Indicador **N1** y **N2**, ambos están conectados mediante un eje concéntrico.

2.11.3 Temperatura del Motor

- ✓ Los motores turbina pueden instrumentarse para la indicación de la temperatura de los gases de escape (Exhaust Gas Temperature EGT, Turbine Inlet Temperature TIT, o Tail Pipe Temperature TPT) en

localizaciones situadas delante, entre o detrás de los escalones de turbina.

- ✓ El sistema de indicación de temperatura de los gases de escape (E.G.T.), suele constar de varios termocuples distribuidos en el cárter de escape de turbina y un indicador de servo por motor situado en el compartimento de vuelo.

2.11.4 Presión y flujo de combustible

- ✓ Las características de los sistemas de combustible, frecuentemente hacen aconsejable controlar la presión de entrada a la bomba de combustible.
- ✓ El indicador de flujo de combustible muestra el flujo del combustible en libras o kilogramos por hora hacia los inyectores de combustible.
- ✓ El flujo de combustible es de interés fundamental para controlar el consumo de combustible en vuelo, para comprobar la actuación del motor, y para el control del vuelo de crucero.
- ✓ El transmisor mide el flujo de combustible eléctricamente y una unidad electrónica envía una señal hacia el indicador proporcionar al flujo de combustible.

2.12 Instrumentos Secundarios:

2.12.1 Presión y temperatura de aceite

- ✓ Para guardarse contra los fallos de motor resultantes de una inadecuada lubricación y refrigeración de las distintas piezas del motor debe controlarse el suministro de aceite a las áreas críticas.
- ✓ El indicador de presión de aceite muestra la presión transmitida por el transmisor de presión de aceite.
- ✓ Frecuentemente se proporciona un indicador de temperatura de aceite de entrada para mostrar la temperatura del aceite a medida que entra en los compartimentos de los cojinetes del motor. (instrumentos, s.f.).

2.13 Sistema De Indicación EPR Del Motor JT8-D



Figura 28 Sistema de Indicación EPR

2.13.1 Generalidades

El sistema de relación de presiones del motor (EPR) proporciona una indicación visual en la cabina de control de la potencia o empuje para cualquier ajuste del acelerador, excepto en desacelerado.

2.13.2 Componentes

El sistema consiste de:

- ✓ Un sensor de presión de entrada al motor Pt2, localizado en el Nose Dome
- ✓ Seis sensores de la presión de descarga del motor (Pt7) conectado a un múltiple común en el motor
- ✓ Un transmisor de relación de presiones localizado en la sección delantera del compartimiento de aire acondicionado, el transmisor recibe alimentación de 115 VCA del tablero P6-2, y
- ✓ Un indicador en el tablero P2 (B737-200).

2.13.3 Sensor de la Presión de Entrada

- ✓ La presión de entrada al motor (Pt2) es sensada por una probeta instalada en el centro del Nose Dome del motor, la señal de presión pasa a través de una trampa de humedad y sale del motor a través del alabe guía de entrada en la posición de las seis.
- ✓ El orificio de ventilación en la trampa de humedad funciona como un detector de hielo, con formación de hielo la presión Pt2 en la línea disminuye, originado de esta forma que la indicación de EPR se incremente.
- ✓ La probeta tiene un sistema de anti-ice por medio del aire de sangrado del motor que está presente en el Nose Dome.
- ✓ Se tiene una conexión de prueba de Pt2, en el lado derecho delantero del motor y es utilizado para la verificación por fugas.

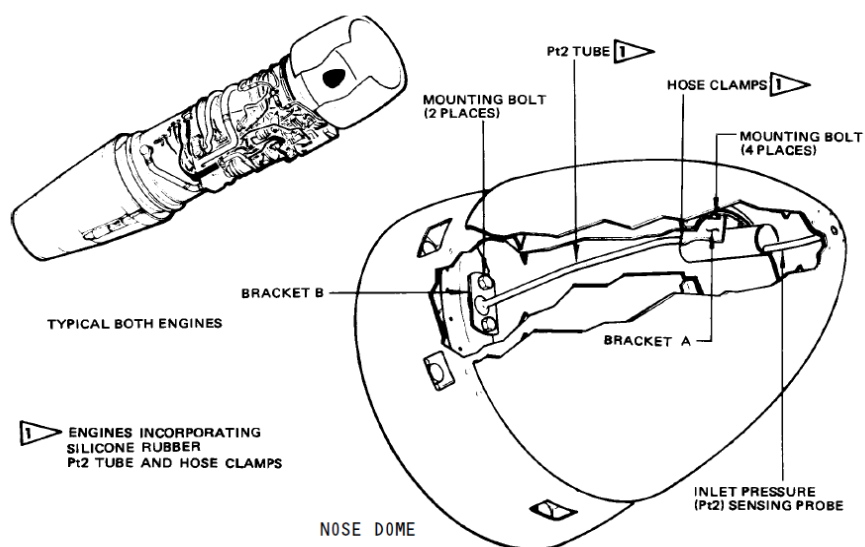


Figura 29 Localización Probeta Pt2
Fuente: (AMM B737-200, 2014)

2.13.4 Probetas Sensoras de la Presión de Salida

- ✓ La presión de salida de aire del motor (Pt7) es sensada por medio de seis probetas instaladas dentro del múltiple de salida de los gases de escape del motor.

- ✓ Las probetas están conectadas a un múltiple común, de tal forma que proporcionan una presión promedio de los gases de escape, la conexión al múltiple está en un punto a través del ducto exterior de descarga del FAN, localizado a las siete horas posición.
- ✓ Se tiene una conexión de prueba para Pt7 en el lado derecho delantero del motor y es utilizada para la verificación por fugas o para la verificación de la condición y ajuste del motor.

2.13.5 Trasmisor de EPR

- ✓ El transmisor consiste de una unidad sensora del tipo de inductancia, actuada por diafragmas, una leva y un tren de engranes, un amplificador, un motor servo de dos fases y un tres de engranes, un sincro transmisor contenidos en una caja.
- ✓ El transmisor incluye un conjunto de montaje contra vibración, además convierte las señales neumáticas de presión de entrada y salida del motor, en una señal eléctrica que es enviada al indicador de EPR.
- ✓ Las líneas de Pt2 y Pt7, que llegan al transmisor, están provistas con conexiones de prueba para verificación por fugas.

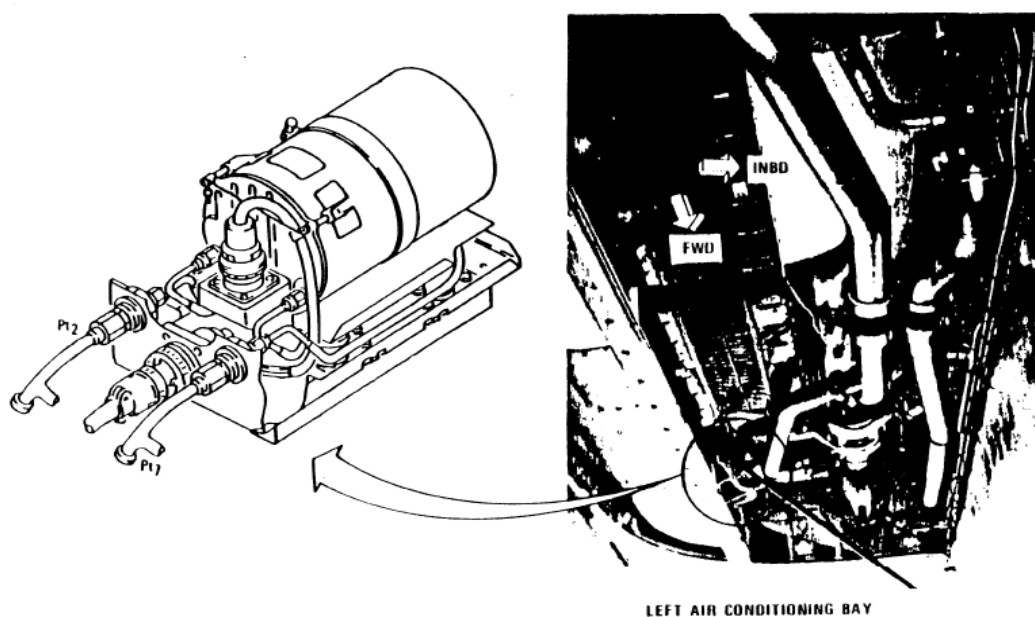


Figura 30 Transmisor y su localización
Fuente: (Training Manual B737-200, 2015)

2.13.6 Indicador de EPR

- ✓ El indicador consiste de un motor síncrono, carátula y aguja, un tambor de indicación ajustable y una perilla exterior de ajuste.
- ✓ La perilla de ajuste es utilizada para posicionar el selector al valor deseado de EPR, únicamente como referencia.

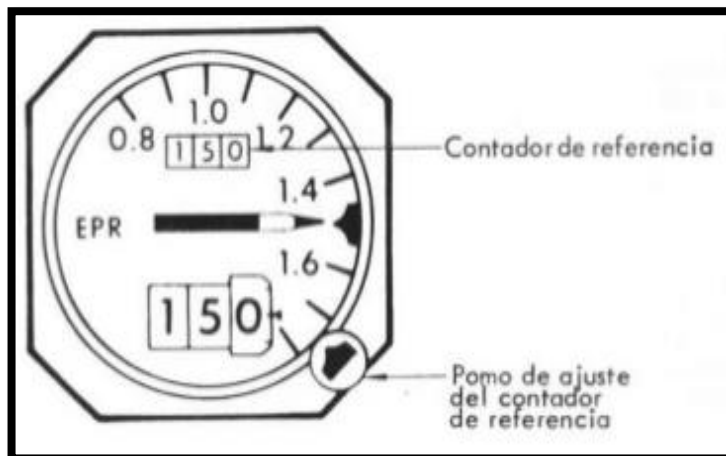


Figura 31 Indicador EPR
Fuente: (AMM B737-200, 2014)

2.13.7 Descripción del sistema EPR

La relación de presión del motor (EPR) es un medio para medir la cantidad de empuje producida por un motor a reacción. Dado que hay un límite finito en la cantidad de presión que un motor está diseñado para producir, el EPR se puede utilizar para proporcionar retroalimentación al piloto a medida que se mueve la palanca de empuje o al Control de Motor Digital de Autoridad Completa (FADEC) en el caso de un B737-500, y para garantizar que no se exceden las limitaciones del motor. Un método alternativo para limitar la producción de empuje del motor se basa en la velocidad del compresor/fan y se denomina N1. (Boeing, 1999)

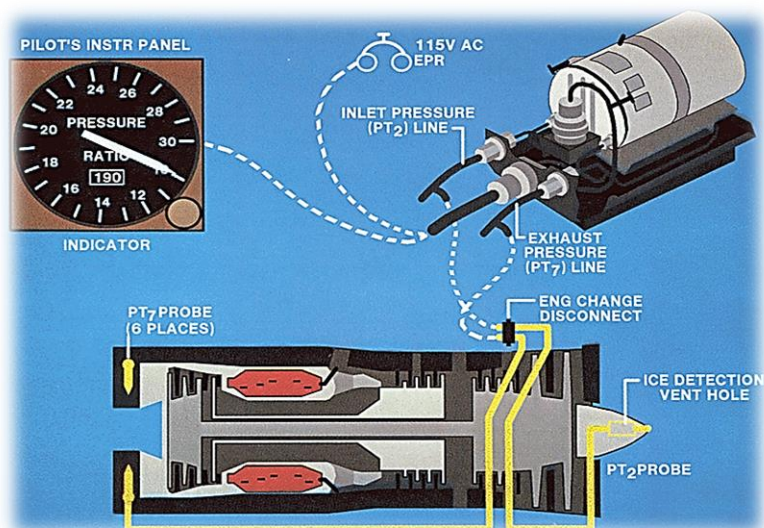


Figura 32 EPR Distribution
Fuente: (737 – CBT, 2000)

Para determinar el EPR, las mediciones de presión son tomadas por sondas instaladas en la entrada del motor y en el escape de la turbina. Los datos de estos sensores se envían a un transductor de presión diferencial que entonces indica la relación de las dos presiones en un medidor EPR de la cabina de vuelo. El diseño del sistema EPR compensa automáticamente los efectos de la velocidad y la altitud.

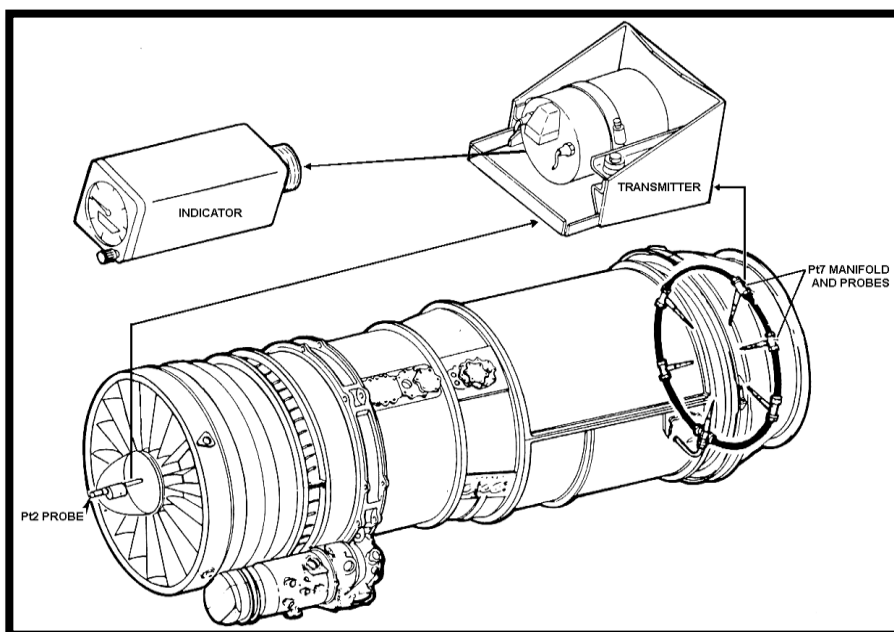


Figura 33 EPR Schematic
Fuente: (737 – 200 AMM, 2014)

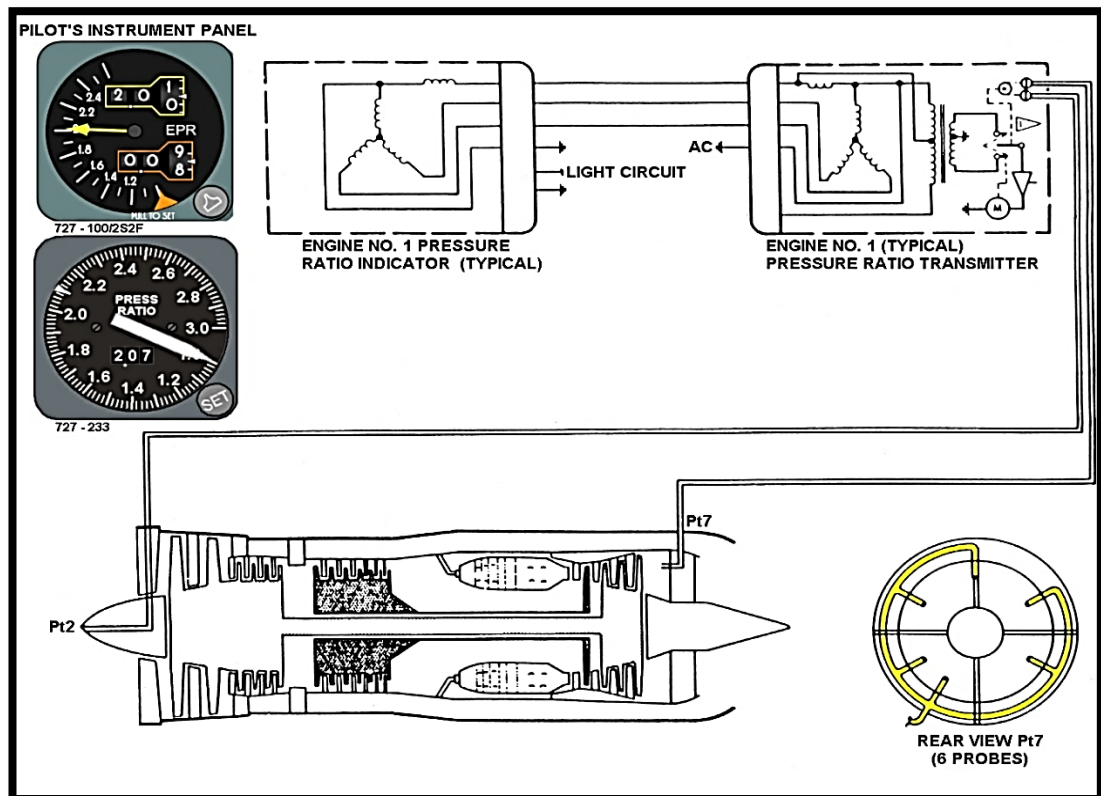


Figura 34 EPR Indication
Fuente: (737 – CBT, 2000)

El sistema también cuenta con un elemento llamado “Condensation Trap”, que sirve para eliminar la humedad presente en el sistema de medición del EPR.

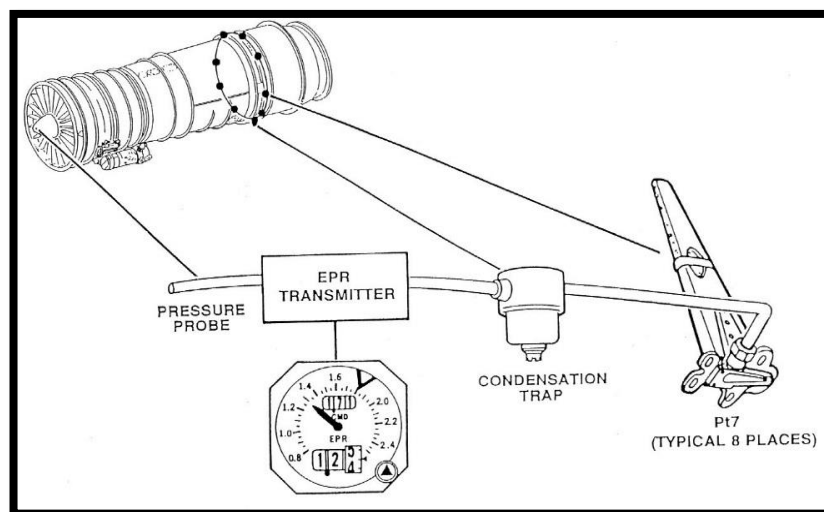


Figura 35 Condensation trap
Fuente: (Boeing 737 – 200 AMM, 2014)

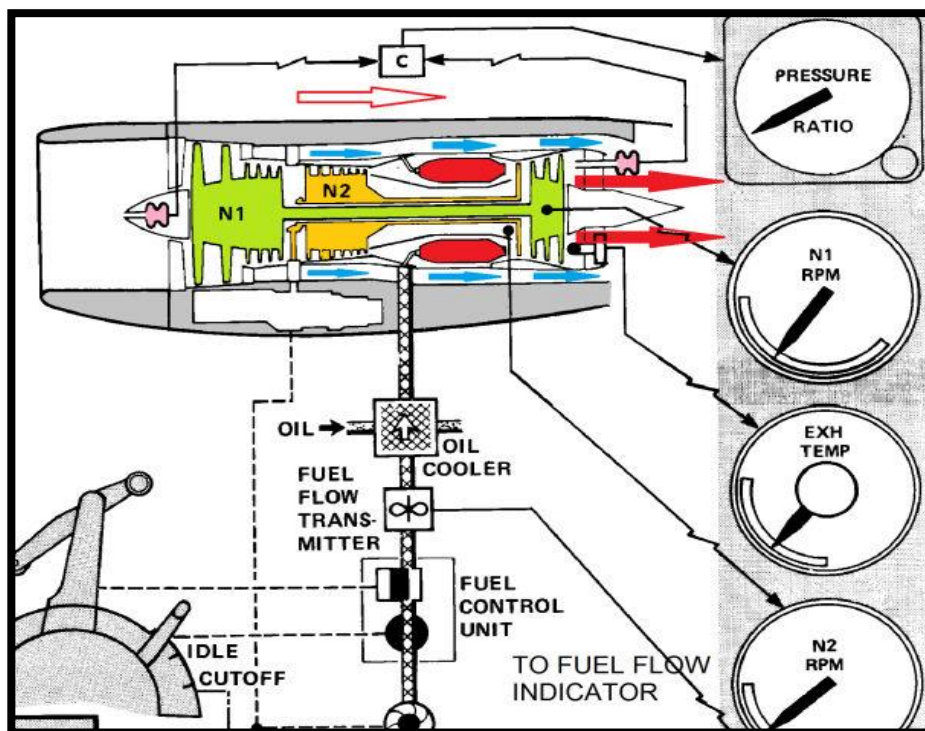


Figura 36 EPR Indication
Fuente: (737 – CBT, 2000)

2.14 Frecuencia de 400 HZ

2.14.1 Introducción

Los 400Hz fueron desarrollados por la Edison Co. para las necesidades de aeronaves. A partir de 1945 - 1970 la única manera de conseguir la energía 400Hz era de un sistema del generador del motor. La velocidad máxima de un motor de inducción de 400Hz es de 24.000 RPM, aproximadamente siete veces más rápido de lo que es posible con un motor de 60Hz. Esta alta velocidad y el uso de alambre de mayor calidad hacen posible producir motores de 400Hz con 10 veces la potencia para el mismo peso y huella. Actualmente existen soluciones estáticas (de estado sólido) y rotatorias (MG) para los requisitos de 400Hz.

2.14.2 ¿Quién usa sistemas eléctricos de 400Hz?

Los 400Hz es un tipo de frecuencia dentro de la corriente alterna (AC) de la energía eléctrica, que se ha convertido en el estándar para los sistemas de armas, la industria aeroespacial y aeronáutica en todo el mundo. Se ha convertido en el estándar de la industria aeronáutica debido a su peso ligero, confiabilidad y capacidad de alta potencia.

En un avión, la potencia de 400 Hz creada por los alternadores en cada motor de alimentación de las luces, aire acondicionado, energía entre otros. Casi todo en un avión que está utilizando la corriente alterna (CA) está diseñado para 400Hz. (pscpower, s.f.)

2.15 SERIE SFC3

Power Systems & Controls Serie SFC-3 es un **convertidor de frecuencia estática** diseñado para proporcionar equipos con 25Hz, 50Hz, 60Hz, 100Hz o 400Hz de potencia. El convertidor de frecuencia estática de tres fases convierte la fuente de alimentación de un voltaje y una frecuencia a la tensión y frecuencia requeridas. La tecnología de estado sólido significa que las únicas partes móviles del convertidor estático son los ventiladores utilizados para forzar la refrigeración del sistema. Los convertidores de estado sólido de PS & C se construyen sobre una plataforma dinámica e incorporan la última tecnología en controles de inversor y rectificador PWM de estado sólido (Ver Anexo A).

El diseño de la aeronave es una serie de compromisos, ya que los ingenieros deben hacer concesiones entre soluciones óptimas que pueden entrar en conflicto entre sí. El sistema eléctrico en un avión es un buen ejemplo de tal compensación para ejecutar un sistema eléctrico a 400 Hz en lugar de 60 Hz.

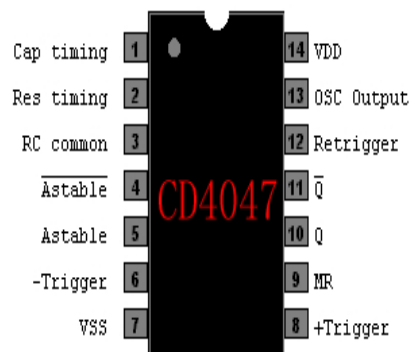


Figura 37 Convertidor de frecuencia

Fuente: (Electrónica Norte, 2012)

2.16 Soldadura

Se denomina así a todos los procesos de unión de metales que se realizan por fusión localizada de las partes a unir, mediante la aplicación conveniente de calor o presión. Puede ser con y sin aporte de material a las piezas unidas, donde el material de aporte es de igual o diferente tipo a las partes a unir. Es importante tener en cuenta que la soldadura cambia la estructura física de los materiales que se sueldan, debidos a que cambia alguna de las propiedades de los materiales que se están uniendo.



Figura 38 Soldadura

Fuente: ([http:// www.castolin.com](http://www.castolin.com), 2016)

2.16.1 SOLDADURA POR ARCO O ELÉCTRICA

Como el nombre lo sugiere, es un arco eléctrico que se establece entre las partes a soldar y un electrodo metálico.

- La energía eléctrica, convertida en calor, genera una temperatura en el arco cerca de 5,500 grados centígrados (10,000 F), causando la fundición de los metales y después la unión.

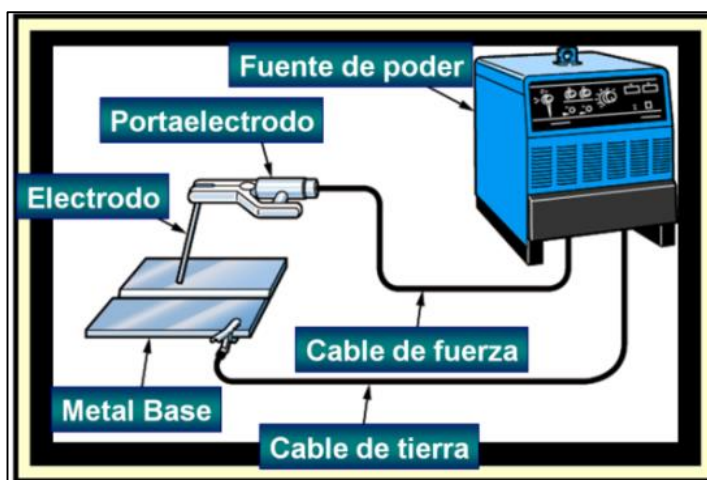


Figura 39 Soldadura por Arco

Fuente: (<http://www.victor987cruz.blogspot.com>, 2010)

2.17 Electrodo

Son varillas metálicas preparadas para servir como polo del circuito; en su extremo se genera el arco eléctrico. En algunos casos, sirven también como material fundente. La varilla metálica va recubierta por una combinación de materiales que varían de un electrodo a otro. Los materiales usados para los electrodos consisten en dos grupos principales:

1. Aleaciones basadas en cobre
2. Compuestos de metales refractarios (combinación de cobre y tungsteno).

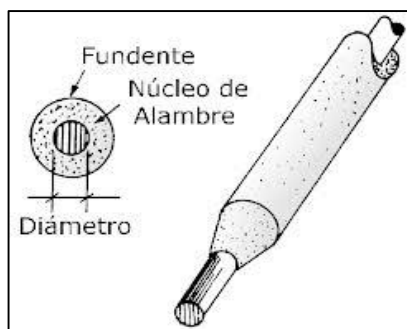


Figura 40 Electrodo

Fuente: ([http:// www.smaw.cl](http://www.smaw.cl), 2010)

La mayoría de los electrodos para soldadura por arco se clasifican a partir de las propiedades del metal de aporte, que fueron clasificadas y estudiado por un comité asociado a la American Welding Society (A.W.S) y a la American Society Mechanical Engineers (ASME). (Ingemecanica.com, 2010).

➤ **Codificación de Electrodos**

Ejemplo: **EXXT-X** E6011

Donde:

1. **E** = Designa un electrodo
2. **X** = Indica la resistencia a la tensión mínima del metal.
3. **X** = Indica la posición de soldar.
4. **T** = Indica un electrodo con nucleó de fundente
5. **X** = Indica la capacidad de uso y rendimiento.

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Introducción

El presente trabajo de titulación va encaminado a ser de gran ayuda y utilidad tanto para los docentes como para los estudiantes de la Unidad de Gestión de Tecnologías, pues se convertirá en un medio de instrucción interactivo y práctico para comprender de mejor manera las indicaciones que el motor JT8-D proporciona, en especial la indicación de EPR porque es de vital importancia conocer desempeño que este motor brinda y para los distintos ajustes estáticos y dinámicos del mismo (rigging, trimin).

3.2 Preliminares

Los motores de turbina tienen su propia indicación de presión que relaciona la potencia que está desarrollando el motor, se denomina indicación de la relación de presión del motor (EPR) (indicador EPR). Este medidor compara la presión de escape total con la presión del aire de entrada del motor. Como el indicador EPR compara dos presiones, se trata de un manómetro diferencial, es por ello la necesidad de comprobar mencionada indicación y por ende el indicador, en este capítulo se presenta información detallada de los procedimientos para realizar la elaboración de un sistema de prueba para la indicación de EPR (Engine Pressure Ratio), en el motor Pratt & Whitney JT-8D ubicado en el Bloque 42 de la Unidad de Gestión de Tecnologías quien en este laboratorio posee mencionado motor de forma seccionada para la familiarización e instrucción de los estudiantes dentro del campo aeronáutico, además se detalla estudios de factibilidad y de implementación que se tomaron en cuenta para la elaboración del banco de prueba.

Para el estudio de factibilidad se consideran los siguientes factores:

3.2.1 Factor Técnico

La Unidad de Gestión de Tecnologías es el primer beneficiario de este proyecto pues está enfocado a la elaboración e implementación de un sistema para comprobar la indicación de EPR del motor JT8-D, que aportará como medio de instrucción interactivo y práctico a la vez, en tal virtud se considera factible, ya que además se dispone de información técnica de aeronaves que poseen motores JT8-D e información propia del fabricante de mencionado motor, además del conocimiento técnico en este tipo de motores.

3.2.2 Factor Económico

Para la implementación de este sistema de comprobación fue necesario analizar los costos que generó los materiales a utilizar para la elaboración del proyecto, así como también se consideró los gastos personales para la finalización de dicho proyecto.

3.3 Utilización del Equipo de Protección Personal (EPP)

Para la elaboración e implementación de este sistema de comprobación se promueve el uso racional y efectivo de los equipos de protección personal (EPP) en los lugares de trabajo, en especial en áreas de vital importancia aeronáutica. Los EPP deben utilizarse como parte de un programa de evaluación completa de los peligros.

Los equipos de protección individual deberán utilizarse cuando existan riesgos para la seguridad o salud de los trabajadores que no hayan podido evitarse o limitarse suficientemente. Para garantizar la protección individual se recurrió a varios EPP en toda la elaboración de mencionado proyecto.

- ✓ **Protección para manos:** Guantes para evitar infecciones o contaminación y protegerse de temperaturas muy elevadas.

- ✓ **Protección Ocular:** Gafas protección ocular por salpicaduras y máscaras y cascos para soldadura por arco (pantalla de soldador).
- ✓ **Protección Auditiva:** Uno de los factores más importantes que debemos tomar en cuenta para la selección de equipo protector de oídos es la capacidad que tiene de reducir el nivel de decibeles al que se está expuesto.
- ✓ **Protección para el Sistema Respiratorio:** Mascarillas utilizada para partículas de polvo y vapores orgánicos y químicos.
- ✓ **Calzado de Protección:** Botas Industriales con puntera de acero para proteger de objetos que caigan, o con suela especial para evitar pinchazos.
- ✓ **Protección para el Tronco:** Chaleco para protegerse de temperaturas elevadas al momento de soldar.



Figura 41 Equipos de Protección Personal
Fuente: (<http://www.elmanana.com/epp>, 2015)

3.4 DESARROLLO

3.4.1 Medición, Trazado y Corte de las Piezas Metálicas

El primer paso para la implementación del sistema de comprobación fue realizar un soporte para el banco, en el cual se van ubicados los elementos que componen el sistema para mencionada comprobación de EPR. Fue necesario seleccionar un material idóneo que soporte corrosión y cargas tal es el caso de un Tubo cuadrado A500 de 1"1/4" x 1"1/4"x 1.5 de espesor excelente para construcciones metálicas de gran resistividad, y durabilidad en cuanto a su uso.

Con herramientas de medición y trazado industrial se procedió a señalar el tubo con un marcador para metal en cada extremo del material para su posterior corte.



Figura 42 Medición y Trazado de material

Con la utilización primordial de EPP, y siguiendo procesos de operación se sujetó el material (tubo) firmemente a la entenalla de mesa, para empezar a cortar el material con maquinaria eléctrica que tenga una sierra de grano fino manteniendo una posición que permita aprovechar la fuerza del peso para obtener un corte limpio.



Figura 43 Corte de las piezas

3.4.2 Implementación del Marco Metálico

Se realizó el proceso de suelda ya es uno de los factores más importantes del banco por motivo que soporta el peso de los componentes, es por tal motivo que se utilizó suelda eléctrica gracias a su soldadura de calidad y resistencia, considerando también bajos costos de operación y material de aporte electrodo sumamente conveniente económicamente.

Teniendo muy en cuenta la utilización de EPP y con las secciones de tubo cuadrado ya cortados se procedió a soldar, encendiendo el extractor de vapores para no contaminar el lugar de trabajo y salvaguardar la salud, se unió el tubo cuadrado con un punto de suelda, que ayudará a sostener la estructura en todo el proceso de suelda.



Figura 44 Puntos de suelda en el material

A partir del punto de suelda como referencia se empezó a realizar la soldadura del material (tubo cuadrado) con un electrodo 6011, la

suelda tenía que ser de pulso continuo para obtener un cordón perfecto, posteriormente se eliminó el exceso de escorias con un cepillo de alambre industrial.



Figura 45 Suelda completa



Figura 46 Soldadura de material



Figura 47 Marco completo

El siguiente paso fue realizar cortes y establecer la base para el banco en una plancha de tol de acero, ya que el marco en donde se va a alojar el panel de instrumentos es de acero e influye el peso.



Figura 48 Base para el marco

Con la base ya construida se procedió a establecer soportes verticales del mismo para acoplarlos a mencionada base que este marco requiere ya que tiene que estar en posición vertical



Figura 49 Acoplamiento del marco a la base



Figura 50 Base y soporte terminado

Con el material sobrante de acero se hizo una réplica del panel de instrumentos de una aeronave que cuenta con este tipo de motores, el caso especial de un B737-200. Para ello se empezó midiendo, trazando y cortando la plancha de tol.



Figura 51 Medición, trazado y corte de la plancha de tol

Se realizó el doblado del material con la ayuda de una máquina manual para realizar este tipo de trabajos.



Figura 52 Proceso de doblado

Una vez obtenido el doblado del material se empezó a unir y soldar. Para darle la forma de un panel de instrumentos propio de una cabina de avión.



Figura 53 Elaboración del panel



Figura 54 Panel de Instrumentos Terminado

Para verificar la unión de las juntas del material soldado se hizo una comprobación mediante NDI a toda la estructura, en especial a las uniones en las cuales se utilizó el proceso de suelda y el criterio de aceptación arrojado en este tipo de inspecciones por líquidos penetrantes acorde ASME E1644 las sueldas no presentan ninguna discrepancia y cumplen con la norma establecida.

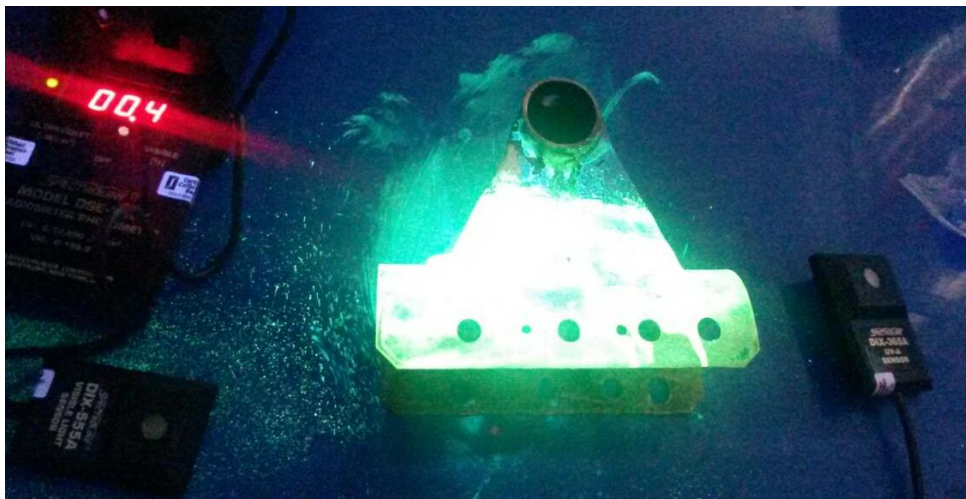


Figura 55 Comprobación de juntas mediante NDI

3.4.3 Pintura del Soporte

Este procedimiento se dirige más a un aspecto estético y de protección contra la corrosión del marco del soporte para el banco en donde van a ir ubicados los elementos principales de este sistema de comprobación, pues se eligió el color Amarillo Caterpillar por la razón que es el color más usado en los equipos de apoyo en tierra.



Figura 56 Pintura

Antes de empezar el proceso de pintura se encendió extractores de aire, los cuales ayudan a extraer los gases y la pintura que se dispersa cuando se empieza a realizar este trabajo. Se limpió toda la estructura con la ayuda de franelas roseadas con thinner industrial, posterior se adhirió una capa fina de pintura anticorrosiva (primer) para

protección del material y adherir la pintura final a la estructura. De igual forma se procedió a pintar el panel de instrumentos elaborado.

Una vez pintado el soporte metálico se procedió a realizar la instalación de un panel de instrumentos, simulando al de una aeronave real ya que es el lugar en donde va ir ubicado el indicador EPR y los demás componentes y materiales electrónicos que se utilizaron para realizar este sistema de simulación.



Figura 57 Soporte pintado y panel instalado



Figura 58 Vista posterior del banco

3.4.4 Implementación del sistema de comprobación EPR

El sistema de relación de presiones del motor (EPR) proporciona una indicación visual en la cabina de control de la potencia o empuje para cualquier ajuste del acelerador, excepto en desacelerado. El sistema consiste de un sensor de presión de entrada al motor Pt2, localizado en el Nose Dome, seis sensores de la presión de salida del motor (Pt7) conectado a un múltiple común en el motor, un transmisor de relación de presiones, localizado en el compartimiento de aire acondicionado y un indicador para visualizar dicha señal que envía el transmisor quien para su funcionamiento recibe alimentación de 115 VCA.

Se procedió a verificar en los manuales de una aeronave que utiliza este tipo de motores JT8-D, especialmente en un Boeing 737-200 y en los manuales propios de Pratt & Whitney el sistema de indicación de EPR, para constatar los materiales a utilizar, ya que el sistema de indicación para su funcionamiento necesita de 115VCA-400HZ modo trifásico.

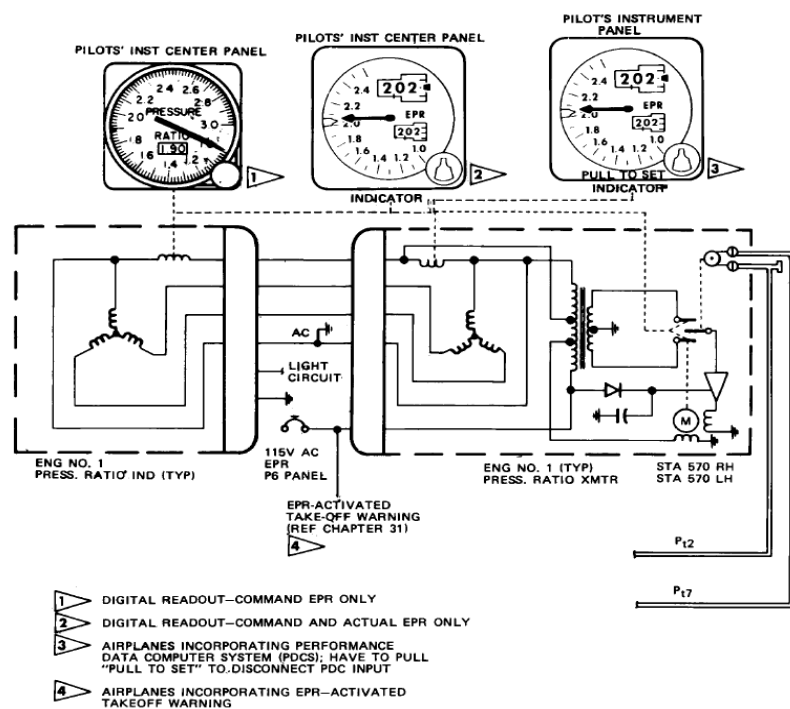


Figura 59 Engine Pressure Ratio Indicating System
Fuente: (Aircraft Maintenance Manual B7373-200, 2014)

En base al sistema eléctrico del indicador, se realizó un circuito para elaborar una placa electrónica, la cual es la parte principal de este sistema, pues la misma nos proporcionara el voltaje y frecuencia requerida para que este tipo de indicación sea visible. Para la obtención del voltaje requerido por las fuentes de investigación del motor y de aeronaves se diseñó un circuito amplificador de frecuencia mediante componentes electrónicos.

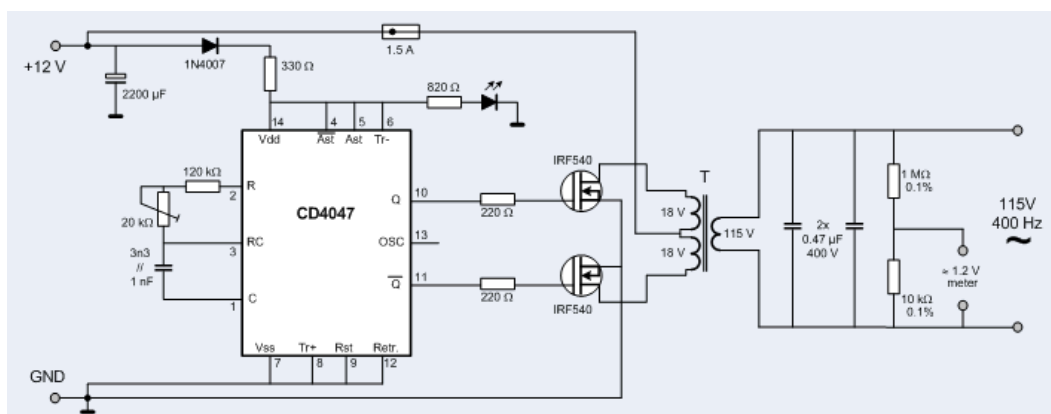


Figura 60 Circuito diseñado para el proyecto

Como la Relación de Presión del Motor (EPR), indica el incremento de presión entre dos etapas de un motor a turbina (entrada y salida). El sistema EPR está diseñado para compensar automáticamente los efectos de la velocidad y de la altitud sobre las medidas tomadas.

Con el circuito ya diseñado, se realizó en una placa electrónica y con una fuente de poder, cables aislantes y materiales electrónicos se procede a ensamblar el circuito, como el sistema eléctrico en un avión funciona a 400HZ, fue necesario este circuito para obtener a partir de los 60Hz una nueva frecuencia de 400 Hz.



Figura 61 Placa electrónica del proyecto

La ventaja de ejecutar un sistema eléctrico a 400 Hz en lugar de 60 Hz es que las fuentes de alimentación son más pequeñas y más ligeras, este beneficio es importante a bordo de aviones ya que el espacio es siempre limitado. Por último, no se recomienda hacer funcionar una pieza de equipo de 400 Hz en un sistema eléctrico de 60 Hz, ya que dañará el dispositivo. (Apuntes de Clases Asistidas).



Figura 62 Unión de placa electrónica al transmisor EPR

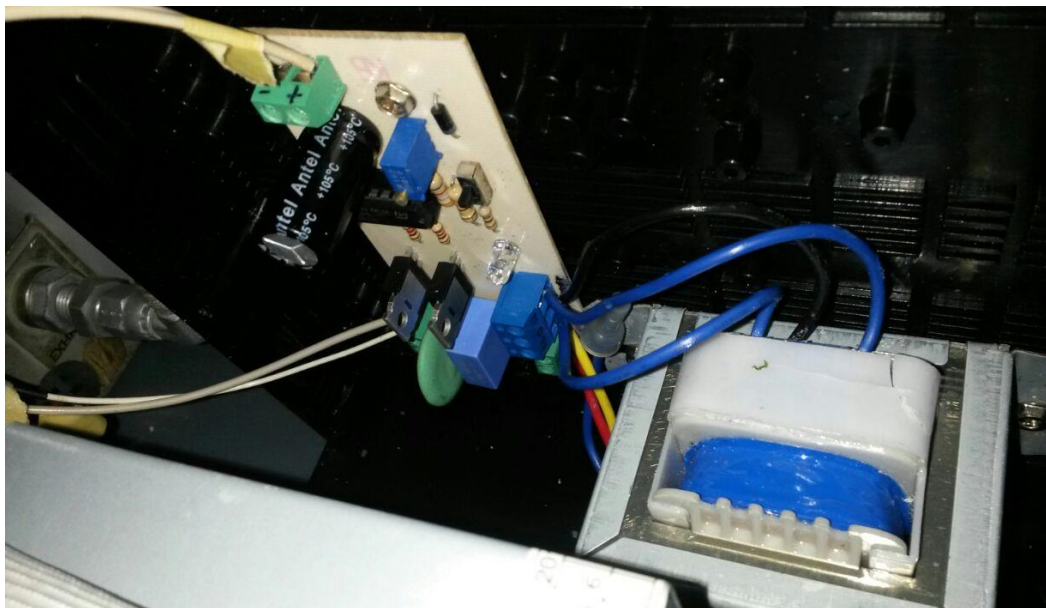


Figura 63 Ensamblaje de componentes

Si se suministra el mismo voltaje al dispositivo de 400 Hz que a un elemento de 60 Hz, el metal de la unidad de 400 Hz se sobrecalentará. El resultado final será casi seguramente humo y posiblemente un incendio (Apuntes Clases Asistidas).

Para verificar la frecuencia de la placa electrónica diseñada se verificó en un osciloscopio en la compañía aeronáutica AVIANCA, supervisada por técnicos de la misma empresa.

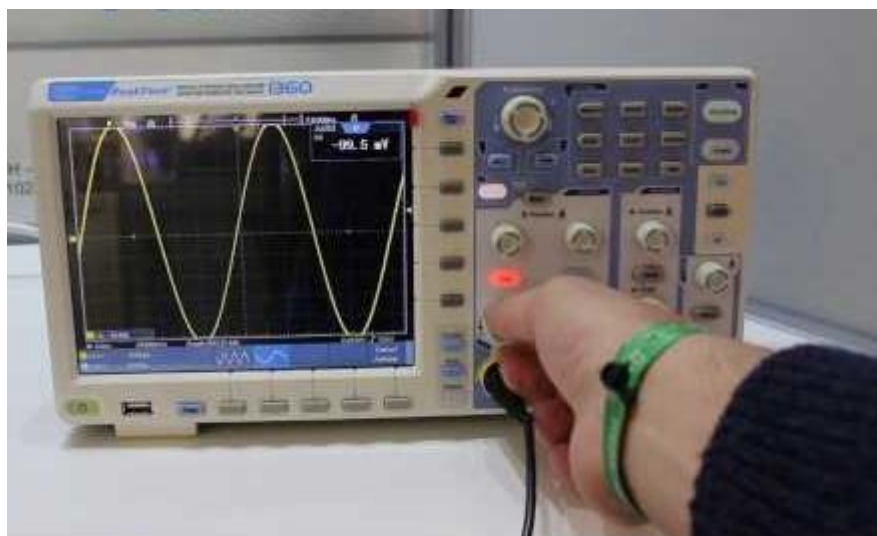


Figura 64 Verificación de 400hz

Además de realizar el proceso de limpieza y comprobar el funcionamiento del transmisor de EPR, el mismo que consiste de una unidad sensora del tipo de inductancia, actuada por diafragmas, una leva y un tren de engranes, un amplificador, un motor servo de dos fases y uno de tres de engranes, un sincro transmisor contenidos en una caja. El transmisor incluye un conjunto de montaje contra vibración.

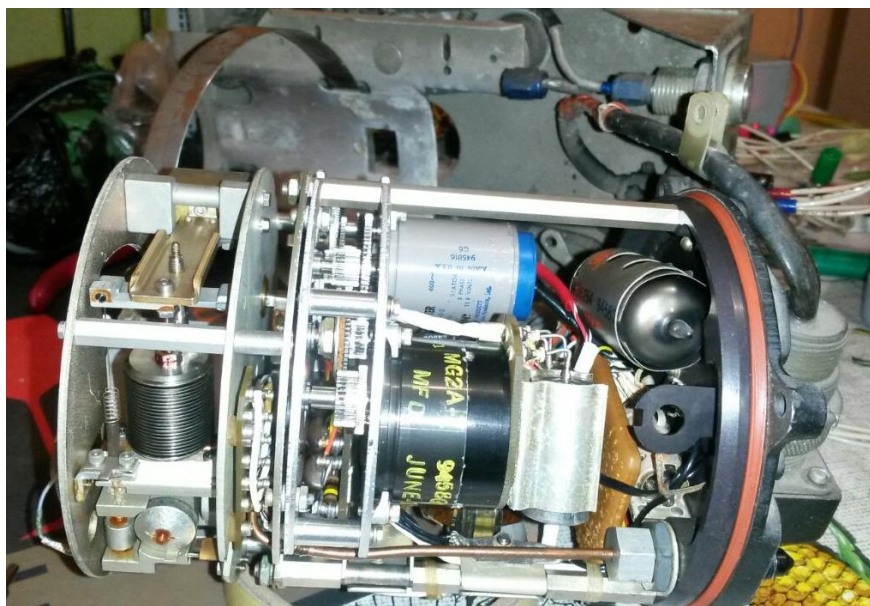


Figura 65 Vista interna del transmisor de EPR

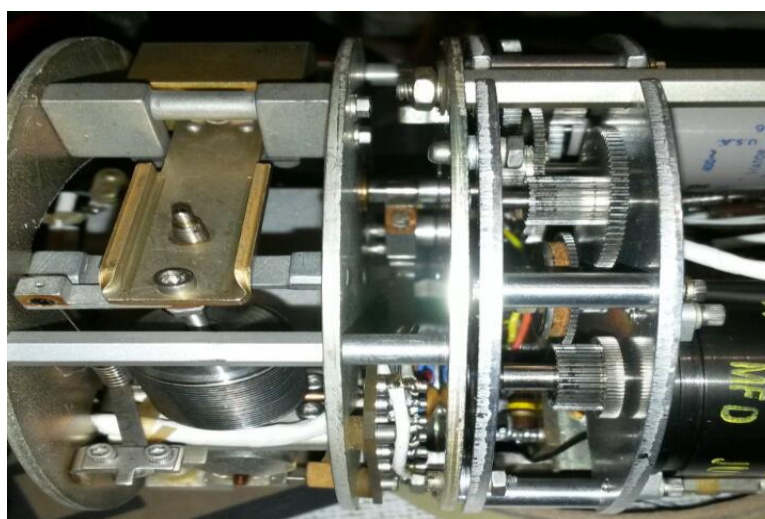


Figura 66 Vista de componente transmisor EPR

Las líneas de Pt2 y Pt7, que llegan al transmisor, están provistas con conexiones de prueba para verificación por fugas.



Figura 67 Líneas Pt7 y Pt2 del Transmisor Ensamblado

Ya con el circuito realizado y verificando su funcionamiento se procede a realizar la instalación en el soporte construido.



Figura 68 Espacio para ubicar componentes



Figura 69 Instalación del sistema EPR

Ya con los equipos instalados como es la placa electrónica, el transmisor, el indicador y la fuente de alimentación se procedió a conectarlos para su funcionamiento.

A continuación los cables que alimentan a la placa diseñada para que brinde la frecuencia deseada al transmisor se procedió a unirlos como establece el manual de cableado.



Figura 70 Ruteado de wiring

Se unió los cables a través de splice y se los aseguró con bridas según referencia tomada del Standard Wiring Practice Manual, estableciendo una identificación cada wiring y continuar el proceso según SWPM (Ver Anexo G)

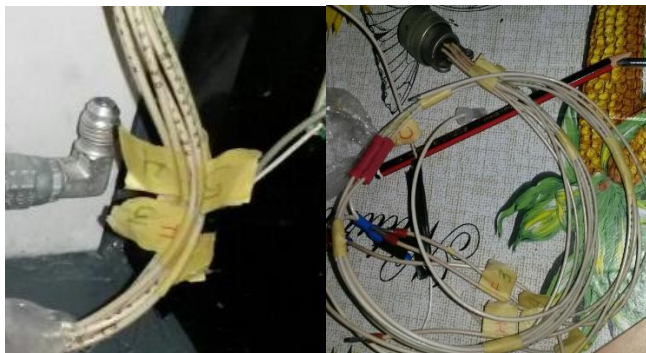


Figura 71 Identificación parcial de wiring

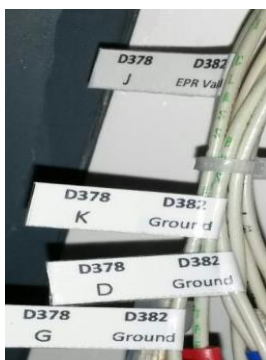


Figura 72 Identificación de wiring

Después se realizó agujeros en las paredes del banco para instalar las abrazaderas plásticas y rutear el cableado eléctrico. Finalizando el amarrando y asegurando el cableado eléctrico según referencia del Standard Wiring Practice Manual (Ver Anexo G)

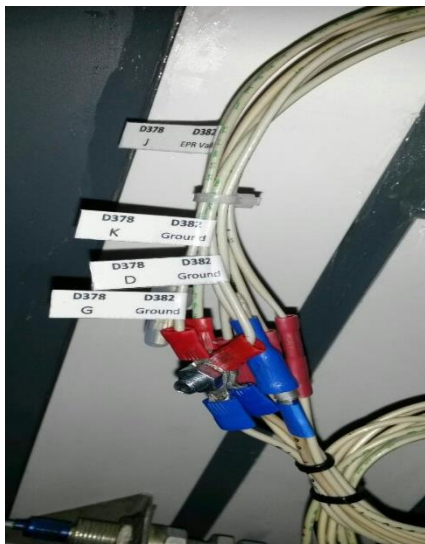


Figura 73 Identificación de Wiring completo

Para finalizar se realizó la comprobación en el motor JT-8D siguiendo procedimientos del AMM del propio motor y de una Aeronave de referencia en este caso el Boeing 737-200. Y se procedió a completar el sistema de medición con el panel de instrumentos frontal de una aeronave, incluyendo el indicador de EPR para simular y verificar la indicación del mismo.



Figura 74 Proceso de decoración del sistema de comprobación



Figura 75 Panel completo



Figura 76 Sistema de comprobación de EPR terminado

Para el procedimiento de y operación del banco se detallan en el Anexo F.

3.4.5 Operación Y Casa Fallas

Cuando el sistema no está en su condición nula, lo cual ocurre cuando cualquiera, Pt7 ò Pt2 sufren un cambio, el transmisor de EPR también está fuera de su posición nula. En esta condición, la armadura no está centrada entre las bobinas y por lo tanto se produce un voltaje, el cual es amplificado por medio de una fase amplificadora. Entonces el voltaje es enviado a un motor de dos fases, y la dirección de operación depende de si el voltaje está en fase o fuera de fase con respecto a la línea de referencia de voltaje. El motor servo opera la armadura del sincro de salida en una dirección para nulificar la señal de la bobina. La señal del sincro de salida es transmitida al indicador. También, las señales son transmitidas opcionalmente al PDCS, desde el indicador. (737-200)

3.4.5.1 Casa fallas:

Cuando el sistema de relación de presión del motor no funciona se determina por:

- El indicador de relación de presión esta defectuoso. (Intercambio)
- Lectura de presión del indicador defectuosa. (Test de luces pin C)
- Transmisor EPR defectuoso. (Test de luces pin A).
- Falla del cableado. (chequeo de continuidad)

Bajas lecturas del indicador EPR en comparación al EGT, N1 y N2, se determina por:

- Línea de presión de escape PT7 obstruida o dañada. (Chequeo de líneas)
- Bajas lecturas del indicador EPR solo en el derecho en comparación al EGT, N1 y N2 fluctuantes o fallas al registrar (Ver Anexo B).

3.4.5.2 Pruebas

- Test de fuga de EPR (Pt2)
- Test de fuga de EPR (Pt7)
- Test de operación de indicación del sistema EPR, (Ver Anexo C, D).

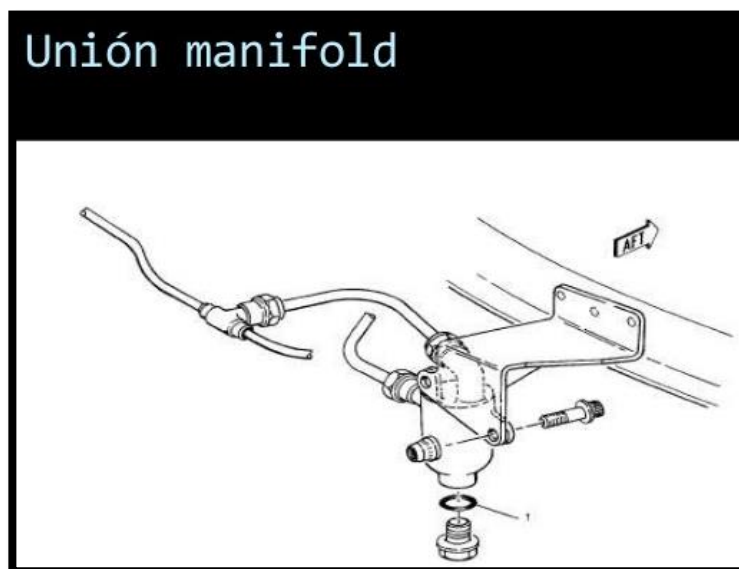


Figura 77 EPR Duct
Fuente: Boeing 737 – 200 AMM

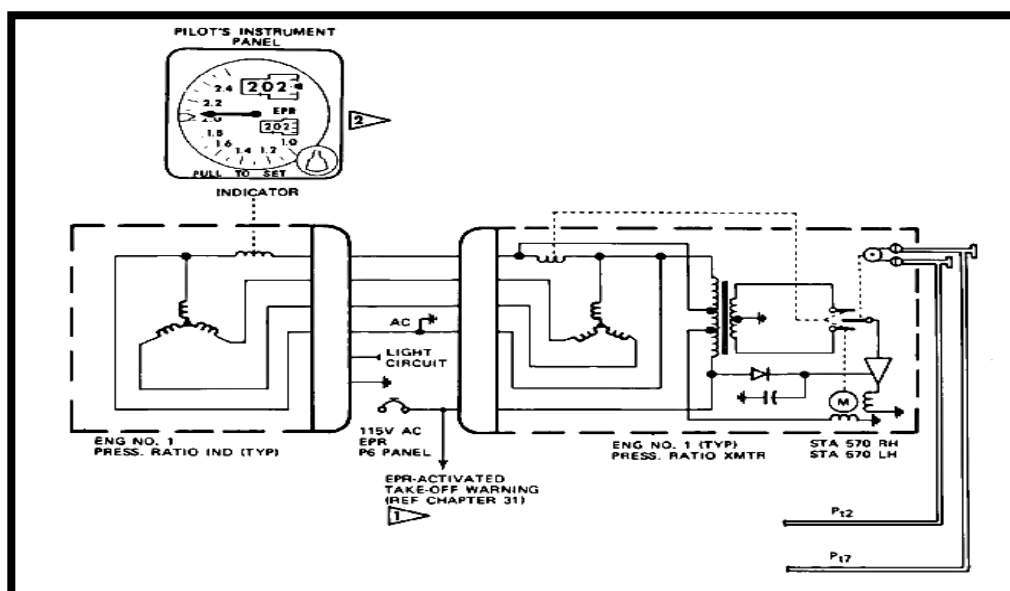


Figura 78 EPR diagrama
Fuente: (737 – 200 AMM, 2014)

3.5 Análisis De Costos

Al implementar este sistema de comprobación de la indicación de EPR en el motor JT8-D se tomó en cuenta el apoyo por parte de técnicos de la Compañía AVIANCA, durante la elaboración de la estructura y de la placa electrónica para funcionamiento del sistema, además se tuvo una deficiencia en cuanto a ciertos componentes que fueron adquiridos de una aeronave Boeing 737 en el exterior, mismos que fueron indispensables para la elaboración de este proyecto de graduación.

3.5.1 Rubros

El costo total de la realización de este proyecto práctico se detalla en los siguientes rubros:

- ✓ Asesoría Técnica
- ✓ Material Fungible utilizado
- ✓ Costos secundarios (Material de Oficina)

3.5.2 Costos Primarios

Este costo comprende al material utilizado para la elaboración del sistema de comprobación de EPR para el motor JT8-D en la Unidad de Gestión de Tecnologías.

3.5.3 Asesoría Técnica

El costo de la asesoría técnica está dado por la asesoría recibida respecto a la implementación de la placa electrónica y para la elaboración del sistema de comprobación por parte de técnicos de mantenimiento de la Compañía AVIANCA.

Tabla 3**Costos Asesoría Técnica**

No	DETALLE	COSTO
1	Asesoría Técnica	250.00 USD
TOTAL		250.00 USD

3.5.4 Materiales Fungibles

En la siguiente tabla se detallan los materiales que se utilizaron en la elaboración del sistema de comprobación de EPR, tanto fungibles como lubricantes.

Tabla 4**Costos de materiales fungibles y lubricante**

ORD	DESCRIPCIÓN	CANT	V.U	V.TOTAL
1	Tela pañal	5 m	2.00	10.00
2	WD-40	1 u	5.00	5.00
3	Contact Cleaner	1 u	9.00	9.00
4	Scotch Brake	1 u	1.00	1.00
5	Marcadores permanentes	5 u	0.50	2.50
6	Cinta Adhesiva	2 u	0.75	1.50
7	Equipos de Protección Personal	1 kit	30.00	30.00
8	Brocha ½ "	2 u	1.50	3.00
9	Piola Encerrada	5 m	4.00	20.00
10	Wiring Aeronáutico	5 m	10.00	50.00
11	Bridas de ajuste	1 Funda	1.50	1.50
12	Materiales electrónicos	1 kit	20.60	20.60
13	Baquelita	1 u	5.00	5.00
14	Marcador indeleble	1 u	5.00	5.00
15	Acido para circuito	1 u	2.50	2.50
16	Plug de conexión	2 u	5.00	5.00
17	Fittings	1 kit	10.00	10.00
18	Transmisor de EPR	1 u	150.00	150.00

19	Indicador EPR	1 u	150.00	150.00
20	Material de Diseño	1 u	30.00	30.00
21	Material de construcción	1 u	20.00	20.00
22	Electrodos	3 libras	5.00	5.00
23	Pintura	1 galón	20.00	20.00
24	Equipos auxiliares (alquiler)	2 EA	10.00	10.00
			TOTAL	\$ 566,60

3.5.5 Costos Secundarios

En la siguiente tabla se detallan los costos que intervienen en el desarrollo de la parte teórica del proyecto de grado.

Tabla 5

Costos Secundarios

No	MATERIAL	COSTO
1	Gastos de movilización	100.00 USD.
2	Internet	30.00 USD.
3	Impresiones de borradores	20.00 USD.
4	Resma de Hojas de papel bond	8.00 USD.
5	Empastados, Anillados y CD del proyecto.	30.00 USD.
TOTAL		188.00 USD.

3.5.6 Costo total

En la siguiente tabla se detalla el costo total que se utilizó para realizar este proyecto de graduación.

Tabla 6

Costo Total

No	DESIGNACIÓN	COSTO
3	Asesoría Técnica.	250,00 USD.
4	Material fungible y lubricante	566,60 USD.
5	Gastos secundarios	188,00 USD.
	TOTAL	1, 004,60 USD.

CAPITULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 CONCLUSIONES

- ✓ Se realizó la recopilación de información sobre las características y diseño del motor JT8-D con sus sistemas y material a utilizarse para la elaboración del sistema de comprobación de EPR en el motor perteneciente a la Unidad de Gestión Tecnologías-ESPE.
- ✓ Los sistemas de eléctricos y de tubería se instalaron de tal forma que ninguno de los materiales que lo componen presenten posibles fallas por corto circuitos o fugas en el transmisor de EPR, comprobando la operación del sistema en el motor JT8-D.
- ✓ El banco de comprobación tiene la capacidad de instruir al personal estudiantil y de entrenamiento con la operación, funcionamiento y las pruebas realizadas al sistema de comprobación de EPR en el proyecto de grado fueron satisfactorias, cumpliendo cada uno de los objetivos planteados.

4.2 Recomendaciones

- ✓ Recomiendo seguir los procedimientos de los manuales utilizados para este proyecto para realizar diferentes trabajos en el área de motores especialmente en la indicación y transmisión de la señal de EPR.
- ✓ Continuar con la implementación de nuevos sistemas de comprobación en diferentes motores de aviación especialmente en turbina de gas.
- ✓ Investigar nuevas innovaciones en equipos y sistemas de comprobación para indicaciones de los motores de turbina de gas tanto de alto como de bajo índice de derivación.

GLOSARIOS DE ABREVIATURAS Y TERMINOS

ABREVIATURAS

AFM: Manual de vuelo
AMM: Aircraft Maintenance Manual
AC: Corriente Alterna
CBT: Computer Basic Training
EGT: Temperatura de los gases de escape
EPR: Engine Pressure Ratio
SWPM: Standard Wiring Practice Manual
Hz: Hertz
Km/h: Kilómetros por hora

TÉRMINOS

Aeronave.- Toda máquina que puede sustentarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra.

Aeronavegabilidad.- Aptitud técnica y legal que deberá tener una aeronave para volar en condiciones de operación segura.

Axial.- Es usada como adjetivo que hace referencia a relativo de un eje.

Instrumento.- Componente que utiliza un mecanismo interno para mostrar visual o auditivamente la actitud, altura y operación de una aeronave o una parte de la misma. Esto incluye dispositivos electrónicos para controlar automáticamente a una aeronave en vuelo.

Mantenimiento.- Ejecución de los trabajos requeridos para asegurar el mantenimiento de la aeronavegabilidad de las aeronaves, lo que incluye una o varias de las siguientes tareas: reacondicionamiento, inspección,

reemplazo de piezas, rectificación de defectos e incorporación de una modificación o reparación.

Motor.- Unidad que se utiliza o se tiene la intención de utilizar para propulsar una aeronave. Consiste, como mínimo, en aquellos componentes y equipos necesarios para el funcionamiento y control, pero excluye las hélices/los rotores (si corresponde).

Entrenamiento.- Cualquier preparación o adiestramiento con el propósito de mejorar el rendimiento físico o intelectual de una persona o grupo de personas.

BIBLIOGRAFÍA

- ✓ CBT de entrenamiento Avion Boeing 737-200
- ✓ Manual de Mantenimiento avión Boeing 737-200
- ✓ Training Manual Boeing 737-200
- ✓ Manual Mantenimiento Pratt & Whitney JT8-D
- ✓ Libro Motor Turbina - Rivas
- ✓ [www.todosobre 737.com](http://www.todosobre737.com)
- ✓ www.motoraeronautico.com
- ✓ Pratt & Whitney Jt8-D Training Manual

ANEXOS