



**Inspección de la Suspensión de los Tubos de Llama de las Cámaras de Combustión del
Motor Rolls Royce Dart Mk 532-7L según el Boletín de Servicio de Alerta n° DA72-a413
para la Unidad de Gestión de Tecnologías**

Paucar Chanataxi, Danny Fabricio

Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Tecnología en Mecánica Aeronáutica mención Motores

**Monografía, previo a la obtención del título de Tecnólogo en Mecánica Aeronáutica
mención Motores**

Tlgo. Granda Gualpa, Edison Mauricio

27 de octubre del 2020

Latacunga



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

MENCIÓN MOTORES

CERTIFICACIÓN

Certifico que la monografía, "Inspección de la suspensión de los tubos de llama de las cámaras de combustión del motor Rolls Royce Dart Mk 532-7L según el boletín de servicio de alerta n° DA72-a413 para la Unidad de Gestión de Tecnologías" fue realizado por el señor **Paucar Chanataxi, Danny Fabricio** la cual ha sido revisada y analizada en su totalidad por la herramienta de verificación de similitud de contenido; por lo tanto cumple con los requisitos legales teóricos, científicos, técnicos y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que lo sustente públicamente.

Latacunga, 23 de octubre del 2020



Tlgo. Granda Gualpa, Edison Mauricio

C.C. 0502736648

REPORTE DE VERIFICACIÓN

URKUND

Document Information

Analyzed document: FALICAR DANNY URKUND.pdf (D80966212)
Submitted: 10/7/2020 11:36:00 PM
Submitted by:
Submitter email: dfauc.u2@espe.edu.ec
Similarity: 3%
Analysis address: mauriliano3.espe@analysis.unkund.com

Sources included in the report

SA	Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE / Tesis Boris Vivanco Finalizado.pdf Document: Tesis Boris Vivanco Finalizado.pdf (D80154164) Submitted by: bvivanco@espe.edu.ec Receiver: rc.bvivanco.espe@analysis.unkund.com	 2
SA	Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE / Victor Manuel Andrade Garcia.docx Document: Victor Manuel Andrade Garcia.docx (D27930922) Submitted by: vmanuel_1194@hotmail.com Receiver: rhtjua.espe@analysis.unkund.com	 3
W	URL: https://www.dvdyo.com/fma-yeth-part-1.html Fetched: 12/11/2019 9:01:12 AM	 1
W	URL: https://docplayer.es/55670257-Producto-de-motora-en-la-eficiencia-del-motor-42500... Fetched: 2/1/2020 4:49:21 PM	 5
SA	Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE / Proyecto Técnico - Barba Anthony.docx Document: Proyecto Técnico - Barba Anthony.docx (D78214586) Submitted by: aabarba@espe.edu.ec Receiver: rmmunoz.espe@analysis.unkund.com	 1
W	URL: https://hsu2net.com/416344076/mitores-a-reaccion-partes-2-flash-caido/ Fetched: 7/20/2020 6:56:20 PM	 1



Tigo. Granda Gualpa, Edison Mauricio

C.C. 0502736648



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

MENCIÓN MOTORES

RESPONSABILIDAD DE AUTORÍA

Yo, **Paucar Chanataxi, Danny Fabricio**, con cédula de ciudadanía n° 1724680036, declaro que el contenido, ideas y criterios de la monografía: **Inspección de la suspensión de los tubos de llama de las cámaras de combustión del motor Rolls Royce Dart Mk 532-7L según el boletín de servicio de alerta n° DA72-a413 para la Unidad de Gestión de Tecnologías** es de mi autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos y metodológicos, establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Latacunga, 23 de octubre del 2020

Danny F. Paucar

Paucar Chanataxi, Danny Fabricio

C.C. 1724680036



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

MENCIÓN MOTORES

AUTORIZACIÓN DE PUBLICACIÓN

Yo, **Paucar Chanataxi, Danny Fabricio**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar la monografía: **Inspección de la suspensión de los tubos de llama de las cámaras de combustión del motor Rolls Royce Dart Mk 532-7L según el boletín de servicio de alerta n° DA72-a413 para la Unidad de Gestión de Tecnologías** en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi responsabilidad.

Latacunga, 23 de octubre del 2020

Danny F. Paucar

Paucar Chanataxi, Danny Fabricio

C.C. 1724680036

DEDICATORIA

A mi madre Rocío Chanataxi y a mi padre Rene Paucar, que al transcurso de mi vida han sido el mejor apoyo para cumplir cada una de mis metas trazadas desde mi niñez hasta el presente momento en el que me encuentro; a punto de conseguir mi gran meta anhelada: “Ser parte del hermoso ámbito que es la aeronáutica como mecánico aeronáutico”.

A mi hermana Amy Paucar, que a su corta edad, ilumina mi ser con miles de sonrisas que me regala a diario a consecuencia de sus travesuras, además es digno resaltar que aquella pequeña es el mejor impulso que poseo para continuar luchando ante todas las situaciones que me presente la vida.

A mi hermana Mayra Paucar, ya que con varias palabras de aliento, nunca me ha permitido rendirme, y cuando he estado a punto de llegar a hacerlo, ha sido ella quien me ha dotado de su hombro para continuar luchando por mis objetivos propuestos.

A mi acompañante de vida, Nataly Nacimba, que con su apoyo y comprensión me ha emanado suficiente energía para cumplir mi gran meta, el ser un excelente mecánico aeronáutico, además resalto su amor y el trabajo de equipo que realizamos juntos, es muy gratificante tenerla en mi vida.

Danny Fabricio Paucar Chanataxi

AGRADECIMIENTOS

A Dios, por llenar de bendiciones a mi hogar, por brindarme la dicha de vivir, y sobre todo por nunca faltar el pan de cada día a mi familia.

A mis padres, por el apoyo tanto emocional como económico que me han proporcionado para poder culminar una carrera universitaria, además es meritorio mencionar su esfuerzo, lucha y perseverancia que realizan a diario para ver tanto a mis hermanas como a mi persona siendo exitosos en la vida.

A la vida, por permitirme conocer a una mujer impresionante que ha llegado a completar mi vida, a ella que con su sonrisa me permite conocer la mejor poesía del mundo.

Al Tecnólogo Edison Granda, quien a lo largo de la ejecución de la presente monografía ha sido un pilar fundamental para la efectividad de la misma, ya que con su excelente tutela me ha permitido conocer diferentes tópicos que desconocía en el campo aeronáutico.

Danny Fabricio Paucar Chanataxi

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CARÁTULA	1
CERTIFICACIÓN	2
REPORTE DE VERIFICACIÓN	3
RESPONSABILIDAD DE AUTORÍA	4
AUTORIZACIÓN DE PUBLICACIÓN	5
DEDICATORIA	6
AGRADECIMIENTOS	7
ÍNDICE DE CONTENIDOS	8
ÍNDICE DE TABLAS	13
ÍNDICE DE FIGURAS	14
RESUMEN	17
ABSTRACT	18
CAPÍTULO I	
PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN	19
1.1 Tema de Investigación	19
1.2 Antecedentes	19
1.3 Planteamiento del Problema.....	20
1.4 Justificación e Importancia.....	21
1.5 Objetivos.....	22
1.5.1 Objetivo General	22
1.5.2 Objetivos Específicos.....	22
1.6 Alcance	22
CAPÍTULO II	
MARCO TEÓRICO	24

2.1	Reseña Histórica de la Aeronave Fairchild FH-227.....	24
2.2	Motor de Reacción.....	25
2.2.1	Principio de funcionamiento	26
2.3	Ciclo de Brayton.....	26
2.4	Leyes de Movimiento de Newton Aplicadas en los Motores de Reacción	28
2.4.1	Segunda y tercera ley de Newton.....	28
2.5	Composición del Motor de Reacción	29
2.6	Secciones del Motopropulsor a Reacción	30
2.6.1	Sección fría.....	30
a.	Sección de entrada.....	30
b.	Sección de accesorios.....	30
c.	Sección compresora.....	31
•	<i>Tipos de compresores.</i>	32
d.	Sección difusora.....	35
2.6.2	Sección caliente	35
a.	Sección de combustión	35
•	<i>Cámaras de combustión</i>	36
•	<i>Tipos de cámaras de combustión</i>	37
•	<i>Inyectores de combustible</i>	40
•	<i>Tipos de inyectores de combustible</i>	41
•	<i>Bujía de encendido (encendedor)</i>	43
b.	Sección de turbina	44
•	<i>Tipos de turbina</i>	44
c.	Sección de escape.....	46

•	<i>Conjunto de escape</i>	46
•	<i>Ducto o carcasa externa</i>	47
•	<i>Puntales radiales (struts)</i>	48
•	<i>Cono interno</i>	48
•	<i>Tubo de escape</i>	49
•	<i>Tobera de escape</i>	49
•	<i>Tipos de toberas de escape</i>	49
2.7	Clasificación de los Motores a Reacción.....	52
2.7.1	Turborreactor (Turbo jet).....	52
2.7.2	Turbohélice (Turboprop).....	53
2.7.3	Turbofan (Turboventilador).....	54
2.7.4	Turboeje (Turboshaft).....	55
2.8	Sistemas del Motor a Reacción.....	56
2.8.1	Sistema de arranque.....	56
2.8.2	Sistema de encendido.....	57
2.8.3	Sistema de lubricación.....	58
2.8.4	Sistema de protección de fuego.....	59
a.	Sistema de detección de fuego del motor.....	59
b.	Sistema de extinción de fuego del motor.....	60
2.8.5	Sistema de refrigeración.....	61
2.8.6	Sistema de combustible.....	61
2.8.7	Sistema de inyección de agua/metanol.....	63
2.9	Motor Rolls Royce Dart Mk 532-7L.....	64
2.9.1	Rendimientos del motor.....	65

2.9.2	Datos del motor	66
2.9.3	Funcionamiento	67
2.9.4	Sistema de combustión	67
a.	Sección de combustión.	68
2.9.5	Elementos de la cámara de combustión	69
a.	Quemadores (Inyectores de combustible)	69
b.	Interconectores.....	71
c.	Tubos de llama.....	72
d.	Drenajes de combustible	72
e.	Carcasa de aire y cámara de expansión.	73
2.9.6	Funcionamiento de la sección de combustión.....	73

CAPÍTULO III

DESARROLLO DE LA APLICACIÓN	76	
3.1	Preliminares.....	76
3.2	Medidas de Seguridad.....	76
3.3	Herramientas y Materiales	77
3.4	Procedimientos para la ejecución de la inspección de la suspensión de los tubos de llama.....	77
3.5	Presupuesto	102
3.5.1	Costos primarios	102
3.5.2	Costos secundarios.....	103
3.5.3	Costos totales	103

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES	104
---------------------------	------------

RECOMENDACIONES	105
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS	106
ANEXOS	107

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1	Rendimientos del motor.....	65
Tabla 2	Datos del motor.....	66
Tabla 3	Costos primarios.	102
Tabla 4	Costos secundarios.....	103
Tabla 5	Costos totales.....	103

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1	Aeronave Fairchild FH-227.	24
Figura 2	Motor a Reacción.....	25
Figura 3	Diagrama del ciclo de Brayton.	27
Figura 4	Leyes de Newton en el motor.	28
Figura 5	Componentes del motor de reacción.	29
Figura 6	Componentes de un compresor centrífugo.	33
Figura 7	Compresor de Flujo axial.	34
Figura 8	Cámara de combustión tipo can o tubular.	37
Figura 9	Cámara de combustión tipo anular.	38
Figura 10	Cámara de combustión can-anular.	39
Figura 11	Cámara de combustión de flujo inverso.	40
Figura 12	Inyector de combustible tipo simplex.....	42
Figura 13	Inyector tipo dúplex.....	42
Figura 14	Bujía de encendido.	43
Figura 15	Turbina radial o centrípeta.	45
Figura 16	Turbina axial.	46
Figura 17	Ducto externo.	47
Figura 18	Cono interno y struts.....	48
Figura 19	Tobera convergente.....	51
Figura 20	Tobera convergente-divergente.	52
Figura 21	Composición de un turborreactor.	53
Figura 22	Motor turbohélice.	54
Figura 23	Motor turbofan.	55
Figura 24	Esquema de un motor turboeje.	56

Figura 25	Diagrama esquemático de un sistema de arranque.	57
Figura 26	Diagrama esquemático del sistema de encendido.	58
Figura 27	Diagrama esquemático del sistema de lubricación.....	59
Figura 28	Sistema típico de extinción de fuego.....	60
Figura 29	Diagrama del sistema de combustible.....	63
Figura 30	Sistema de inyección de agua/metanol.....	64
Figura 31	Motor Rolls Royce Dart Mk 532-7L.	65
Figura 32	Localización del encendedor de alta energía.	68
Figura 33	Componentes de la cámara de combustión.	69
Figura 34	Inyector de combustible.	70
Figura 35	Interconectores.	71
Figura 36	Válvula de drenaje del motor.	73
Figura 37	Diagrama de flujo de aire a través de la cámara de combustión.	75
Figura 38	Interpretación del boletín de servicio de alerta n° DA72-a413.....	77
Figura 39	Cubierta inferior del motor removida.	78
Figura 40	Identificación de los puntos de suspensión de la cambustor N°1.	78
Figura 41	Remoción del perno del punto de suspensión.....	79
Figura 42	Medición del diámetro del perno del primer punto de suspensión.	79
Figura 43	Medición del desgaste de la camisa de la cámara de combustión n° 1.....	80
Figura 44	Verificación de las medidas tomadas.....	80
Figura 45	Instalación del perno de la suspensión de la cámara de combustión n° 1...81	
Figura 46	Remoción del perno de la suspensión del segundo punto identificado.....	82
Figura 47	Medición del desgaste del perno y el agujero de la camisa.....	82
Figura 48	Instalación del perno de la suspensión del tubo de llama.....	83
Figura 49	Identificación de los puntos de la suspensión del tubo de llama.....	83
Figura 50	Medición del desgaste del perno de la suspensión del tubo de llama.	84

Figura 51	Instalación del perno con una copa de 9/16 pulgadas.....	85
Figura 52	Desinstalación del perno de la suspensión del tubo de llama.	85
Figura 53	Medición de desgaste con el pie de rey.	86
Figura 54	Instalación del perno de la suspensión del tubo de llama.....	87
Figura 55	Colocación de masking en los puntos de suspensión del tubo de llama.	87
Figura 56	Remoción del perno del primer punto de suspensión del tubo de llama.....	88
Figura 57	Aplicación de torque.	89
Figura 58	Colocación de masking.....	90
Figura 59	Desinstalación del perno del segundo punto de suspensión	90
Figura 60	Diámetro del perno del segundo punto de suspensión.....	91
Figura 61	Análisis de medidas.	91
Figura 62	Uso del torquímetro.	92
Figura 63	Cámara de combustión n° 4.....	93
Figura 64	Remoción del perno del primer punto de suspensión del tubo de llama.....	93
Figura 65	Diámetro del perno.	94
Figura 66	Colocación de 135 lb/in en el torquímetro.....	95
Figura 67	Perno del segundo punto de suspensión del tubo de llama.	95
Figura 68	Rotación del calibrador pie de rey.....	96
Figura 69	Instalación del perno del segundo punto de suspensión del tubo de llama.	97
Figura 70	Identificación de puntos de suspensión del tubo de llama.....	97
Figura 71	Remoción del perno del primer punto de suspensión del tubo de llama.....	98
Figura 72	Diámetro del agujero de la camisa de 0,315 pulgadas.....	98
Figura 73	Instalación del perno del primer punto de suspensión.....	99
Figura 74	Remoción del perno del segundo punto de suspensión del tubo de llama ..	99
Figura 75	Desgaste de 0,004 pulgadas del perno de la suspensión.	101
Figura 76	Instalación del perno del segundo punto de suspensión	101

RESUMEN

La presente monografía tiene como objetivo mostrar el proceso que se debe llevar a cabo para cumplir con la tarea establecida en el boletín de servicio de alerta n° DA72-a413, el cual consiste en la inspección de dos puntos externos de suspensión del tubo de llama de todas las cámaras de combustión del motor Rolls Royce Mk 532-7L que se encuentra instalado en la aeronave Fairchild FH-227 la misma que se encuentra ubicada en la Unidad de Gestión de Tecnologías - ESPE. Además, el boletín de servicio de alerta citado inicialmente contiene las instrucciones destinadas a determinar un intervalo de inspección “en servicio” del motor Rolls Royce Dart Mk 532-7L, por lo que, se asume que dicha inspección se la llevará a cabo cada 550 horas rigiéndose a lo establecido en el punto 3C de la Sb’s anteriormente mencionada, actividad que se la realiza debido a que al estar el motor por un periodo prolongado de tiempo expuesto a los diferentes cambios climáticos se atribuyen fallas en los puntos de suspensión del tubo de llama de las cámaras de combustión del motopropulsor nombrado con antelación, lo que deriva en un daño perjudicial en los combustores como es la inyección de combustible no atomizado, obteniendo como resultado un sobrecalentamiento y fallo del disco de la turbina de alta potencia. Para evitar todo aquello, se realiza el presente proyecto, teniendo como punto primordial la conservación máxima del estado de aeronavegabilidad del conjunto de las cámaras de combustión.

PALABRAS CLAVE:

- **AERONAVEGABILIDAD**
- **ALTA POTENCIA**
- **DISCO DE TURBINA**

ABSTRACT

The purpose of this monograph is to show the process that must be carried out to fulfill the task established in the alert service bulletin n° DA72-a413, which consists of the inspection of two external points of suspension of the flame tube of all the combustion chambers of the Rolls Royce Mk 532-7L engine that is installed in the Fairchild FH-227 aircraft, which is located in the Technology Management Unit - ESPE. In addition, the alert service bulletin initially cited contains the instructions for determining an "in service" inspection interval for the Rolls Royce Dart Mk 532-7L engine, so it is assumed that this inspection will be carried out every 550 hours in accordance with the provisions of point 3C of the above-mentioned Sb's, This activity is carried out because the engine is exposed to different climate changes for a long period of time, causing failure in the suspension points of the flame tube of the combustion chambers of the engine named in advance, which results in a harmful damage in the combustors such as the injection of non-atomized fuel, resulting in overheating and failure of the high power turbine disk. In order to avoid all this, the present project is carried out, having as a main point the maximum conservation of the airworthiness state of the combustion chambers as a whole.

KEY WORDS

- **AIRWORTHINESS**
- **HIGH POWER**
- **TURBINE DISC**

CAPÍTULO I

PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

1.1 Tema de Investigación

“INSPECCIÓN DE LA SUSPENSIÓN DE LOS TUBOS DE LLAMA DE LAS CÁMARAS DE COMBUSTIÓN DEL MOTOR ROLLS ROYCE DART MK 532-7L SEGÚN EL BOLETÍN DE SERVICIO DE ALERTA N° DA72-A413 PARA LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS”.

1.2 Antecedentes

A lo largo de la historia en cuanto a la creación de motores a reacción se refiere, el diseño de una óptima cámara de combustión ha llegado a ser el punto endeble al momento de la fabricación de la sección caliente de un motor de turbina de gas, debido a que en dicha sección se exige un alto performance de operación, es por ello que al transcurrir de los años, se ha tomado con gran consideración factores que presten un rendimiento eficaz de la cámara de combustión, dentro de esas causas se pueden citar el rendimiento volumétrico y la resistencia al calor que los materiales del combustor puedan sobrellevar.

Las cámaras de combustión por lo general poseen una estructura hecha de láminas delgadas de metal resistente a la corrosión que pueden soportar altas temperaturas. Los combustores poseen agujeros que permiten la entrada del aire, mismo que con la ayuda de la inyección de combustible permiten realizar el proceso de la ignición dentro de la sección caliente motor.

El aire que fluye a través de la cámara de combustión es de un 60 por ciento, donde la cuarta parte del aire se mezcla con el carburante, resultado allí el proceso de

la combustión. El porcentaje remanente de aire pasa sobre las cámaras de combustión, ya que el mismo tiene la finalidad de enfriar las paredes del combustor, evitando el sobrecalentamiento de la misma.

1.3 Planteamiento del Problema

La Unidad de Gestión de Tecnologías perteneciente a la Universidad de las Fuerzas Armadas - ESPE es el único establecimiento capaz de formar profesionales íntegros en el entorno de la aeronáutica, fomentando una educación eficaz y de calidad, a su vez ofrece a la juventud ecuatoriana carreras técnicas como: Mecánica Aeronáutica con su mención tanto en motores (motopropulsores) como en fuselaje (célula).

Desde la llegada de la aeronave Fairchild FH-227 en el año 2012 a las instalaciones de la Unidad de Gestión de Tecnologías, los motores Rolls Royce Mk 532-7L han estado expuestos por lapsos prolongados de tiempo a los cambios climáticos, siendo la lluvia el factor nocivo para el daño inmediato de la sección caliente del motor; debido a que las cámaras de combustión son los componentes más críticos de la sección caliente, la precipitación provoca serios daños en cada una de las mismas.

La falta de mantenimiento y preservación de las cámaras de combustión en los motores nombrados en el párrafo anterior ha provocado que los combustores pierdan su vida útil de forma acelerada, ya que la exposición directa a diferentes factores ambientales ha incitado el desgaste considerable del perno y de la camisa de los dos puntos de suspensión del tubo de llama de cada una de las cámaras de combustión.

De no solucionarse, al transcurrir del tiempo los materiales que componen la cámara de combustión serán potencialmente perjudicados por la corrosión, factor que

derivará en una mezcla aire/combustible deficiente, afectando en la vida útil de los combustores, además aquello implicará en el desgaste de las camisas y de los pernos de la suspensión de los tubos de llama dando como resultado el cambio total de las siete cámaras de combustión del motor Rolls Royce Mk 532-7L.

1.4 Justificación e Importancia

La ejecución del boletín de servicio de alerta Da72-A413 ayudará a preservar la vida útil de cada una de las cámaras de combustión del motor turbohélice Rolls Royce Mk 532-7L, ya que la inspección que se llevará a cabo, contribuye en la verificación de los puntos más propensos al desgaste dentro de la sección caliente del motor.

El presente proyecto permitirá que los estudiantes de la carrera de Mecánica Aeronáutica pertenecientes a la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE puedan realizar trabajos de forma práctica como teórica durante la ejecución del boletín de servicio Da72-A413 del motor Rolls Royce Mk 532-7L, lo cual ayudará a conservar el estado aeronavegable de las cámaras de combustión del motor, es por ello que este trabajo está encaminado a facilitar la información necesaria acerca del manejo de documentación técnica a los estudiantes y docentes del Centro de Instrucción de Aeronáutica Civil parte 147, certificado ante la Dirección de Aviación Civil del estado ecuatoriano, esto fortalecerá al estudiante en su desenvolvimiento práctico.

Debido a la falta de mantenimiento brindado a los motores de la aeronave Fairchild FH-227, es de suma importancia cumplir con el boletín de servicio de alerta Da72-A413 ya que permitirá mantener en condiciones óptimas de operación las cámaras de combustión, y así preservar su vida útil, teniendo como resultado una

proporción óptima en la cantidad de mezcla de aire/combustible en la sección caliente motor.

1.5 Objetivos

1.5.1 Objetivo General

Inspeccionar la suspensión de los tubos de llama de las cámaras de combustión del motor Rolls Royce Dart Mk 532-7L mediante el boletín de servicio de alerta N° Da72-A413 para mantener en condiciones aeronavegables las cámaras de combustión.

1.5.2 Objetivos Específicos.

- Recopilar información técnica acerca de las cámaras de combustión del motor Rolls Royce Dart 532-7L para el presente estudio.
- Analizar el uso correcto del calibrador pie de rey de acuerdo a las especificaciones del fabricante del motor.
- Ejecutar la medición del desgaste del perno y camisa de cada suspensión del tubo de llama de las cámaras de combustión del motor Rolls Royce Dart Mk 532-7L según las normas de inspección mostradas en el Sb N° Da 72-A413.

1.6 Alcance

Se realizará la inspección de la suspensión de los tubos de llama de las cámaras de combustión del motor Rolls Royce Dart Mk 532-7L de acuerdo con las indicaciones presentadas en el boletín de servicio de alerta n° Da72-A413 y manuales de mantenimiento del motor P-N: M-DA6-AV, conjuntamente se guiará estrictamente con la tabla de desgaste permisibles de los puntos a inspeccionar de cada combustor,

actividad que tiene como función verificar si existe algún problema dentro de las cámaras de combustión del motor.

Para medir el desgaste de las camisas y de los pernos de la suspensión de los tubos de llama, se procederá a utilizar la herramienta especial GU.18680, tomando a consideración las instrucciones indicadas por el fabricante del motor para su manejo en las cámaras de combustión, actividad que ayudará a efectuar la inspección de una manera eficaz.

Finalmente se desmontará e instalará las cámaras de combustión del motor mencionado anteriormente para demostrar si cada uno de sus combustores se encuentra en condiciones óptimas para su operación según la tabla de rangos permitidos plasmados en el boletín de servicio, cabe resaltar que si se encuentra o no en las condiciones toleradas, se donará a la Unidad de gestión de Tecnologías 7 cámaras de combustión como repuestos para el motor Rolls Royce Mk 532-7L.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 Reseña Histórica de la Aeronave Fairchild FH-227

Probablemente el más cercano a ser el legendario sustituto del DC-3, el Fokker F-27 Friendship, incluyendo el F-27 y el FH-227 construidos por Fairchild, se construyó en mayor número que cualquier otro avión de turbohélice occidental. El Fokker F-27 comenzó su vida como un estudio de diseño de 1950 conocido como el P275, un avión de 32 plazas impulsado por dos turbopropulsores Rolls Royce Dart. Con la ayuda de la financiación del gobierno holandés, el P275 se convirtió en el F-27, que voló por primera vez el 24 de noviembre de 1955. Este prototipo original estaba propulsado por Dart 507s y tendría 28 asientos, para cuando el segundo prototipo voló (en enero de 1957) la longitud del fuselaje creció para permitir asientos para 32 pasajeros. Para entonces, Fokker había firmado un acuerdo para que Fairchild construyera Friendships en los EE.UU. El primer avión que entró en servicio fue de hecho un Fairchild construido F-27, en septiembre de 1958. Los Fairchild F-27 se diferenciaban de los Fokker F-27 Mk 100 iniciales en que tenían un asiento básico para 40 personas, una nariz alargada capaz de alojar un radar meteorológico y una capacidad adicional de combustible. (Airliners, 2020)

Figura 1

Aeronave Fairchild FH-227.



Nota: La figura muestra a una aeronave Fairchild FH-227 de la aerolínea estadounidense Scenic durante el taxeo en pista. (Airliners, 2020)

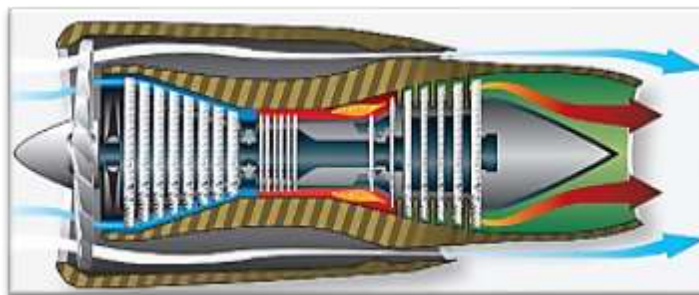
Entre las novedades se encontraban el Mk 200/F-27A con motores más potentes, el Mk 300/F-27B y principalmente las versiones militares Mk 400 Combi, el Mk 500 con un tramo de fuselaje de 1,50 m (4 pies 11 pulgadas) que llevaba los asientos a 52, y el avión de carga/pasajeros de cambio rápido Mk 600. Fairchild desarrolló independientemente el FH-227 estirado, que apareció casi dos años antes que el Mk 500. El FH 227 tenía un tramo de 1,83 m de longitud sobre los F-27/F-27 de longitud estándar, con lo que el número de asientos estándar ascendía a 52. (Airliners, 2020)

2.2 Motor de Reacción

Se denomina motor de reacción al motor térmico en el que la energía liberada en la combustión se transforma en energía cinética de la corriente del gas que sale del motor. La fuerza de reacción que se obtiene de dicha corriente (empuje) sirve para impulsar la aeronave. Esta característica es la que, en principio, diferencia a los motores de reacción de los motores de émbolo o alternativos. Esta característica es la que, en principio, diferencia a los motores de reacción de los motores de émbolo o alternativos. (Sáinz, 2002, pág. 16)

Figura 2

Motor a Reacción



Nota: La figura representa el paso del aire a través de la sección fría y caliente, resultando en el empuje de un motor a reacción. (Federal Aviation Administration, 2018)

2.2.1 Principio de funcionamiento

El aire que incide en el motor, se comprime debido a la velocidad antes de entrar en el motor, y a través del propio conducto de entrada, dada su forma divergente.

Al llegar al compresor, la masa de aire sufre un gran aumento de presión debido al trabajo suministrado por la turbina. Se define el trabajo específico de un elemento como el trabajo que se realiza por unidad de masa del fluido que lo atraviesa.

En el caso de la turbina, dicho trabajo específico aumenta con la velocidad de los álabes y con el giro de la corriente de aire.

El aire comprimido pasa a través del difusor precámaras reduciendo su velocidad, a las cámaras de combustión, donde se le aporta calor a presión constante (teóricamente) debido al combustible quemado en las mismas. Los gases en la salida de las cámaras de combustión poseen una gran presión, temperatura y energía cinética. Parte de esta energía, según el diseño, se convierte en la turbina en trabajo mecánico para mover el compresor y la caja de accesorios, dado que el rotor de la turbina va montado en el mismo eje que el del compresor. Finalmente y en la tobera de salida, la energía no aprovechada se transforma en energía cinética, al acelerar la corriente de los gases de escape. (Sáinz, 2002, págs. 18-19)

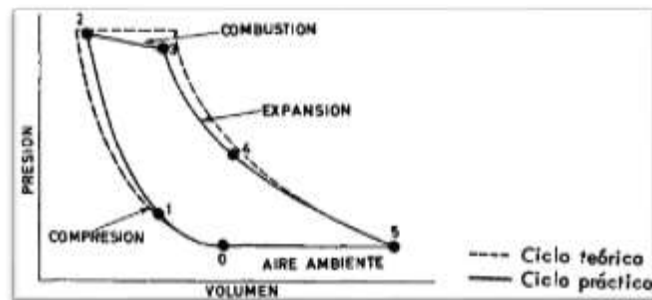
2.3 Ciclo de Brayton

El ciclo Brayton es el nombre dado al ciclo termodinámico de un motor de turbina de gas para producir empuje. Este es un ciclo de eventos de presión constante de volumen variable y comúnmente se llama ciclo de presión constante. Un término más reciente es "ciclo de combustión continua". Los cuatro eventos continuos y constantes

son admisión, compresión, expansión (incluye potencia) y escape. Estos ciclos se analizan cuando se aplican a un motor de turbina de gas. En el ciclo de admisión, el aire entra a presión ambiente y a un volumen constante. Deja la ingesta a una mayor presión y una disminución en el volumen. En la sección del compresor, se recibe aire de la admisión a una presión aumentada, ligeramente superior a la temperatura ambiente, y una ligera disminución en el volumen. El aire ingresa al compresor donde se comprime. Sale del compresor con un gran aumento de presión y disminución de volumen, creado por la acción mecánica del compresor. El siguiente paso, la expansión, tiene lugar en la cámara de combustión quemando combustible, que expande el aire calentándolo. La presión permanece relativamente constante, pero se produce un marcado aumento en el volumen. Los gases en expansión se mueven hacia atrás a través del conjunto de la turbina y la turbina los convierte de energía de velocidad a energía mecánica. La sección de escape, que es un conducto convergente, convierte el volumen de expansión y la disminución de la presión de los gases a una alta velocidad final. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 1-59)

Los gases en expansión se mueven hacia atrás a través del conjunto de la turbina y la turbina los convierte de energía de velocidad a energía mecánica. La sección de escape, que es un conducto convergente, convierte el volumen de expansión y la disminución de la presión de los gases a una alta velocidad final. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 1-59)

Figura 3
Diagrama del ciclo de Brayton.



Nota. El gráfico muestra el proceso termodinámico de un ciclo teórico y práctico del ciclo de Brayton que se efectúa en los diferentes tipos de motores a reacción. (Sáinz, 2002)

2.4 Leyes de Movimiento de Newton Aplicadas en los Motores de Reacción

2.4.1 Segunda y tercera ley de Newton

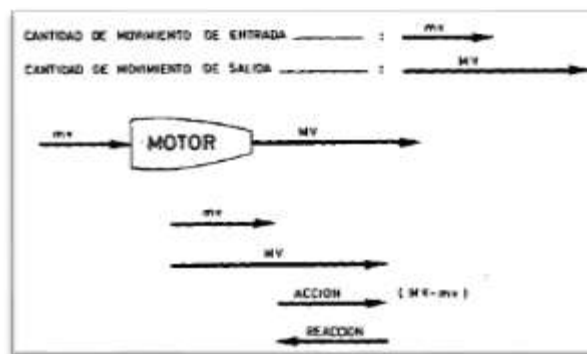
Los principios fundamentales en los que basa su funcionamiento el motor de reacción, son la segunda y la tercera leyes de Newton.

La segunda ley dice: "Recibe el nombre de fuerza la variación del momentum (cantidad de movimiento) de una partícula, con respecto al tiempo." Podemos observar que más que una ley es una definición y una consecuencia directa del principio de conservación de la cantidad de movimiento, y además, que la primera ley es simplemente un caso especial de la segunda cuando la fuerza resultante y la aceleración son nulas.

La tercera ley, conocida como "ley de acción y reacción", expresa: "Cuando dos partículas interactúan, la fuerza sobre una partícula es igual y opuesta a la fuerza sobre la otra." No es posible, por tanto, la existencia de una fuerza única, aislada. (Sáinz, 2002, págs. 16-17)

Figura 4

Leyes de Newton en el motor.



Nota. El gráfico muestra la aplicación tanto de la segunda como tercera ley de Newton en un motor a reacción. (Sáinz, 2002)

2.5 Composición del Motor de Reacción

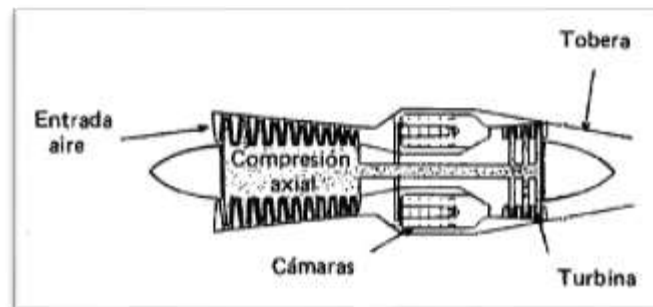
Un grupo motopropulsor de reacción se puede considerar constituido por los siguientes componentes básicos: difusor de entrada o campana de admisión, compresor, difusor precámaras, cámaras de combustión, turbina y tobera de escape.

Es preciso hacer notar que el motor de turbina de gas, como tal, está formado simplemente por compresor, cámaras de combustión y turbina, que son los elementos básicos para su funcionamiento. Una turbina, así constituida, encuentra numerosas aplicaciones prácticas en la industria. Ahora bien, si lo que pretendemos es un motor de reacción, necesitamos añadir el elemento propulsor, que es la tobera. Dicha tobera equivale a la hélice en los motores alternativos, como elemento propulsor.

Resumiendo, se puede decir que el grupo motopropulsor se compone de motor (compresor, cámaras y turbina) y el propulsor, que es la tobera. El difusor de entrada es una parte fundamental para las actuaciones y rendimientos del motor, por lo que generalmente se estudia conjuntamente con él. (Sáinz, 2002, págs. 17-18)

Figura 5

Componentes del motor de reacción.



Nota. La figura muestra los componentes principales que conforman un motor a reacción, mismos que aportan en la producción del empuje del motopropulsor. (Sáinz, 2002)

2.6 Secciones del Motopropulsor a Reacción

2.6.1 Sección fría

a. Sección de entrada.

La entrada de aire está diseñada para conducir el aire entrante al compresor con una pérdida de energía mínima como resultado de la pérdida de presión de arrastre o pistón; es decir, el flujo de aire hacia el compresor debe estar libre de turbulencias para lograr la máxima eficiencia operativa. El diseño adecuado de la entrada contribuye materialmente al rendimiento de la aeronave al aumentar la relación entre la presión de descarga del compresor y la presión de entrada del conducto. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 1-38)

b. Sección de accesorios.

La sección de accesorios del motor de turbina de gas tiene varias funciones. La función principal es proporcionar espacio para el montaje de los accesorios necesarios para la operación y el control del motor. En general, también incluye accesorios relacionados con la aeronave, como generadores eléctricos y bombas hidráulicas. Las funciones secundarias incluyen actuar como un depósito de aceite y / o sumidero de aceite y alojar los engranajes impulsores accesorios y los engranajes reductores.

Los componentes de la sección de accesorios de todos los motores de turbina de gas tienen esencialmente el mismo propósito, aunque a menudo difieren bastante en detalles de construcción y nomenclatura.

Los elementos básicos de la sección de accesorios son:

1. La caja de accesorios, que tiene almohadillas de montaje mecanizadas para los accesorios accionados por el motor.

2. El tren de engranajes, que se encuentra dentro de la caja de accesorios. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 1-38, 1-39)

c. Sección compresora.

La sección del compresor del motor de turbina de gas tiene muchas funciones. Su función principal es suministrar aire en cantidad suficiente para satisfacer los requisitos de los quemadores de combustión. Específicamente, para cumplir con su propósito, el compresor debe aumentar la presión de la masa de aire recibida desde el conducto de entrada de aire y luego descargarla a los quemadores en la cantidad y a las presiones requeridas.

Una función secundaria del compresor es suministrar aire de purga para diversos fines en el motor y la aeronave. El aire de purga se toma de cualquiera de las diversas etapas de presión del compresor. La ubicación exacta de los puertos de purga depende, por supuesto, de la presión o temperatura requerida para un trabajo en particular. Los puertos son pequeñas aberturas en la caja del compresor adyacentes a la etapa particular desde la cual se purga el aire; por lo tanto, hay diversos grados de presión disponibles simplemente tocando en la etapa apropiada. El aire a menudo se purga de la etapa de presión final o más alta ya que, en este punto, la presión y la temperatura del aire están al máximo. A veces puede ser necesario enfriar este aire a alta presión. Si se usa para la presurización de la cabina u otros fines para los cuales el exceso de calor sería incómodo o perjudicial, el aire se envía a través de una unidad de aire acondicionado antes de ingresar a la cabina.

El aire de purga se utiliza en una amplia variedad de formas. Algunas de las aplicaciones actuales del aire de purga son:

1. Presurización, calentamiento y enfriamiento de la cabina.
2. Equipo de deshielo y antihielo.
3. Arranque neumático de motores.
4. Unidades de accionamiento auxiliar (ADU). (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 1-39,1-40)

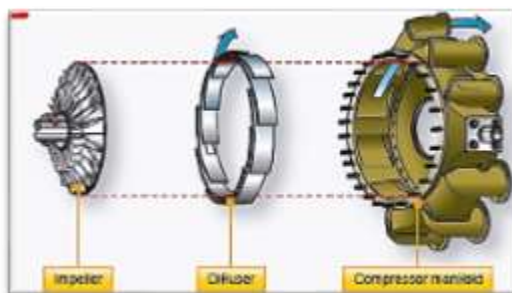
- **Tipos de compresores.** Los dos tipos principales de compresores que se utilizan actualmente en los motores de aviones de turbina de gas son el flujo centrífugo y el flujo axial. El compresor de flujo centrífugo logra su propósito al recoger el aire entrante y acelerarlo hacia afuera por acción centrífuga. El compresor de flujo axial comprime el aire mientras el aire continúa en su dirección original de flujo, evitando así la pérdida de energía causada por los giros. Los componentes de cada uno de estos dos tipos de compresores tienen sus funciones individuales en la compresión de aire para la sección de combustión. Una etapa en un compresor se considera un aumento de presión. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 1-40)

a. Compresor de flujo centrífugo: El compresor de flujo centrífugo consta de un impulsor (rotor), un difusor (estator) y un colector del compresor. Los compresores centrífugos tienen un alto aumento de presión por etapa que puede ser de alrededor de 8: 1. En general, los compresores centrífugos están limitados a dos etapas debido a problemas de eficiencia. Los dos elementos funcionales principales son el impulsor y el difusor. Aunque el difusor es una unidad separada y se coloca dentro y atornillado al colector, el conjunto completo (difusor y colector) a menudo se denomina difusor. Para aclarar durante la familiarización del compresor, las unidades se tratan individualmente. El impulsor generalmente está hecho de aleación de aluminio forjado, tratado térmicamente, mecanizado y

alisado para una restricción de flujo y turbulencia mínimos. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 1-40)

Figura 6

Componentes de un compresor centrífugo.



Nota. La figura muestra el rotor, el colector, el difusor como componentes principales del compresor centrífugo.

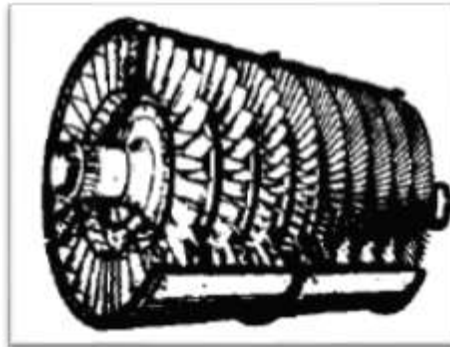
(Federal Aviation Administration, 2018)

El impulsor, cuya función es recoger y acelerar el aire hacia el exterior hacia el difusor, puede ser de dos tipos de entrada simple o doble entrada. Las principales diferencias entre los dos tipos de impulsores son el tamaño y la disposición de los conductos. El tipo de doble entrada tiene un diámetro más pequeño, pero generalmente se opera a una velocidad de rotación más alta para asegurar un flujo de aire suficiente. El impulsor de una sola entrada permite conductos convenientes directamente al ojo del impulsor (paletas inductoras) en lugar de los conductos más complicados necesarios para alcanzar el lado trasero del tipo de doble entrada. Aunque es un poco más eficiente en la recepción de aire, el impulsor de una sola entrada debe tener un diámetro grande para suministrar la misma cantidad de aire que el tipo de doble entrada. Esto, por supuesto, aumenta el diámetro total del motor. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 1-40)

b. Compresor de flujo axial: El compresor de flujo axial tiene dos elementos principales: un rotor y un estator. El rotor tiene palas fijadas en un husillo. Estas palas impulsan el aire hacia atrás de la misma manera que una hélice debido a su ángulo y contorno de la superficie de sustentación. El rotor, girando a alta velocidad, toma aire en la entrada del compresor y lo impulsa a través de una serie de etapas. Desde la entrada hasta la salida, el aire fluye a lo largo de una trayectoria axial y se comprime en una relación de aproximadamente 1.25: 1 por etapa. La acción del rotor aumenta la compresión del aire en cada etapa y lo acelera hacia atrás en varias etapas. Con este aumento de velocidad, la energía se transfiere del compresor al aire en forma de energía de velocidad. Las palas del estator actúan como difusores en cada etapa, convirtiendo parcialmente la alta velocidad en presión. Cada par consecutivo de palas de rotor y estator constituye una etapa de presión. El número de filas de cuchillas (etapas) está determinado por la cantidad de aire y el aumento de presión total requerido. La relación de presión del compresor aumenta con el número de etapas de compresión. La mayoría de los motores utilizan hasta 16 etapas y más. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 1-41)

Figura 7

Compresor de Flujo axial.



Nota. La figura muestra una sección compresora compuesta por 9 compresores de flujo axial. (Sáinz, 2002)

d. Sección difusora

El difusor es la sección divergente del motor después del compresor y antes de la sección de combustión. Tiene la función más importante de reducir el aire de descarga del compresor de alta velocidad a una mayor presión a una velocidad más lenta. Esto prepara el aire para entrar en el área de combustión de la llama de la sección de combustión a una velocidad más baja para que la llama de combustión pueda arder continuamente. Si el aire pasa a través del área de la llama a alta velocidad, podría extinguir la llama. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 1-44)

2.6.2 Sección caliente

a. Sección de combustión

La sección de combustión alberga el proceso de combustión, que eleva la temperatura del aire que pasa a través del motor. Este proceso libera energía contenida en la mezcla de aire / combustible. La mayor parte de esta energía se requiere en las etapas de turbina o etapas de la turbina para accionar el compresor. Aproximadamente $\frac{2}{3}$ de la energía se usa para conducir el compresor del generador de gas.

La energía restante pasa a través de las etapas restantes de la turbina que absorben más energía para impulsar el ventilador, el eje de salida o la hélice. Solo el turborreactor puro permite que el aire cree todo el empuje o propulsión al salir de la parte trasera del motor en forma de un chorro de alta velocidad.

Estos otros tipos de motores tienen cierta velocidad de chorro en la parte trasera del motor, pero la mayor parte del empuje o la potencia se generan por las etapas adicionales de la turbina que impulsan un gran ventilador, hélice o aspas de rotor de helicóptero. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 1-44)

La función principal de la sección de combustión es, por supuesto, quemar la mezcla de combustible / aire, agregando así energía térmica al aire. Para hacer esto eficientemente, la cámara de combustión debe:

1. Proporcionar los medios para una mezcla adecuada del combustible y el aire para asegurar una buena combustión.
2. Quemar esta mezcla de manera eficiente.
3. Enfriar los productos de combustión caliente a una temperatura que los álabes / álabes de guía de entrada de la turbina puedan soportar en condiciones de funcionamiento.
4. Entregar los gases calientes a la sección de la turbina. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 1-44)

- **Cámaras de combustión.** La ubicación de la sección de combustión es directamente entre el compresor y las secciones de la turbina. Las cámaras de combustión siempre están dispuestas coaxialmente con el compresor y la turbina, independientemente del tipo, ya que las cámaras deben estar en una posición de flujo continuo para funcionar de manera eficiente. Todas las cámaras de combustión contienen los mismos elementos básicos:

1. Carcasa.
2. Revestimiento interior perforado.
3. Sistema de inyección de combustible.
4. Algunos medios para la ignición inicial.
5. Sistema de drenaje de combustible para drenar el combustible no quemado después de apagar el motor. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 1-44)

- ***Tipos de cámaras de combustión.*** Existen cuatro tipos comunes de cámaras de combustión utilizadas en los motores a reacción de la actualidad, los cuales se nombran a continuación:

A. Cámara tipo tubular o can: La cámara de combustión tubular está formada por tubos cilíndricos que se colocan, interconectados, alrededor del eje del motor. Uno o más de los tubos internos de combustión (forros de combustión) están equipados con una bujía. La bujía es el dispositivo eléctrico que produce las chispas que inflaman la mezcla de aire y combustible. Una vez que se enciende la cámara, o las cámaras que disponen de bujía, las tuberías de conexión entre los tubos se encargan de propagar la llama a los restantes, que no tienen bujías. Nótese que sólo algunos forros disponen de bujías de encendido; normalmente son dos, en posiciones diametralmente opuestas. Alrededor de cada forro, como se ha dicho, se sitúa otro que forma la carcasa exterior de la cámara. Entre el forro y la carcasa existe, pues, un espacio que, ocupa el aire de refrigeración de la cámara. (Oñate, 2005, págs. 364-365)

Figura 8

Cámara de combustión tipo can o tubular.

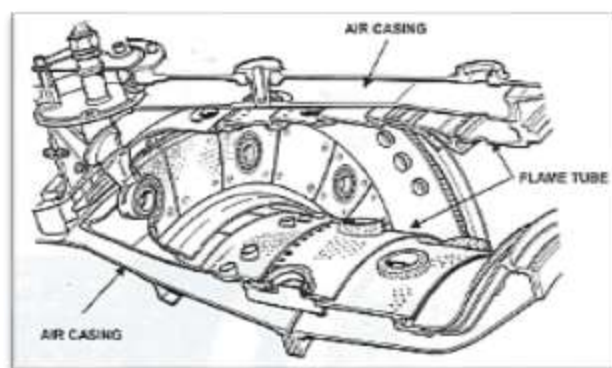


Nota. La figura muestra una cámara tipo tubular. (Federal Aviation Administration, 2018)

B. Cámara tipo anular: La cámara de combustión anular es un cesto continuo formado por dos paredes: exterior e interior. Las paredes forman el forro de combustión y están rodeadas por la carcasa o cárter exterior, que es la envoltura de la cámara. No existen tubos individuales en la cámara de combustión anular; mejor, todo el volumen interior del cesto, entre las paredes del forro, es zona de combustión. Es una solución con máximo aprovechamiento del volumen. (Oñate, 2005, pág. 365)

Figura 9

Cámara de combustión tipo anular.



Nota. La figura muestra los diferentes componentes que conforman una cámara de combustión tipo anular. (Jeppesen, s.f.)

C. Cámara tipo can-anular: Las cámaras de combustión can-anulares se pueden utilizar en muchos motores turbo reactores y turbofan grandes. Consisten en cámaras individuales en las que se rocía y enciende el combustible. Se montan en un conducto anular a través del cual los gases calientes de las cámaras individuales se recogen y se dirigen uniformemente a la turbina.

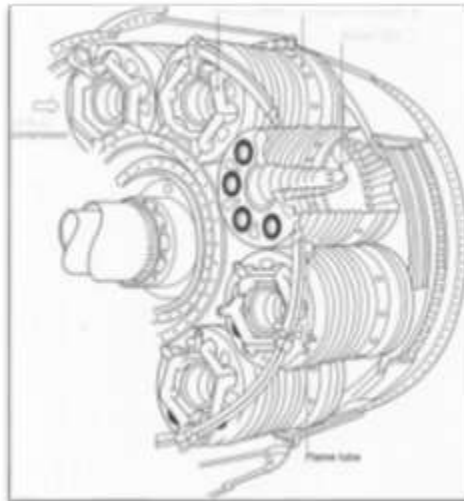
El combustible se rocía en la cámara de combustión desde un colector de combustible que se descarga a través de los agujeros en el extremo de las cámaras tipo can. Se mezcla con el aire del compresor y se quema. El aire

secundario fluye a través de los agujeros en la cámara individual y enfría el aire antes de que pase a través de la turbina.

Las cámaras de combustión can-anulares tienen la ventaja de que las cámaras de combustión individuales pueden retirarse para inspección y reemplazo. Las cámaras tipo can son más cortas que las utilizadas en una cámara de combustión de múltiples latas y, por lo tanto, tienen una menor caída de presión a través de ellas. La combinación de los gases de todas las cámaras individuales proporciona una temperatura uniforme en la turbina, incluso si una de las boquillas de combustible se obstruye. (Crane, 1996, págs. 401-402)

Figura 10

Cámara de combustión can-anular.



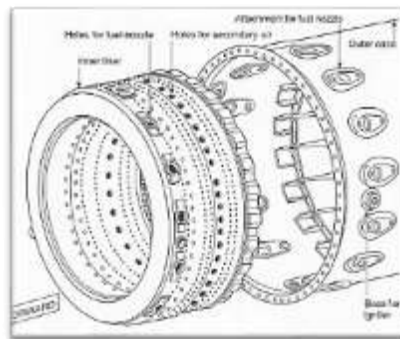
Nota. La figura muestra una cámara de combustión tipo can-anular o también reconocida como tubo-anular de un motor a reacción. (Crane, 1996)

D. Cámara de flujo inverso: En los motores donde la longitud total es crítica, algunos fabricantes han optado por utilizar cámaras de combustión de flujo inverso, como la que se usa en el Pratt & Whitney de Canadá PT6. El aire ingresa al motor desde la parte trasera y fluye hacia adelante a través del

compresor de flujo axial, luego a través del compresor centrífugo y el difusor. Fluye alrededor del exterior de la cámara de combustión e invierte la dirección para ingresar a la cámara de combustión y fluir hacia atrás. El combustible se rocía en el extremo delantero de la cámara de combustión y se quema. El aire secundario fluye a través de las ranuras y agujeros en el revestimiento interno de la cámara de combustión para diluir y enfriar el aire antes de que salga. El aire hace su inversión final en la dirección y fluye hacia adelante a través de la turbina del compresor y la turbina de la hélice, que eliminan la mayor parte de su energía. El aire caliente, con la mayor parte de su energía eliminada, deja el motor cerca del frente a través de las pilas de escape. (Crane, 1996, pág. 403)

Figura 11

Cámara de combustión de flujo inverso.



Nota. La figura muestra una cámara de combustión de flujo inverso desmontada, misma que tiene el objetivo de dar a conocer la composición de la misma. (Crane, 1996)

- **Inyectores de combustible.** Las boquillas de combustible inyectan combustible en el área de combustión en una pulverización altamente atomizada y con un diseño preciso para que la combustión se complete de manera uniforme, en el menor tiempo posible y en el menor espacio posible. Es muy importante que el combustible esté distribuido uniformemente y bien centrado en el área de la llama dentro de los

revestimientos. Esto es para evitar la formación de puntos calientes en las cámaras de combustión y para evitar que la llama se queme a través del revestimiento.

Las boquillas de combustible pueden construirse para instalarse de varias maneras. Los dos métodos utilizados con bastante frecuencia son:

- a. Montaje externo en el que se proporciona una almohadilla de montaje para la fijación de las boquillas a la caja o al codo de entrada de aire, con la boquilla cerca del domo
- b. Montaje interno en el domo del revestimiento, en el que se debe quitar la cubierta de la cámara para reemplazar o mantener la boquilla.

Las boquillas utilizadas en un motor específico deben coincidir para que fluyan cantidades iguales de combustible. Incluso la distribución de combustible es importante para una combustión eficiente en la sección del quemador. La boquilla de combustible debe presentar una pulverización fina con el patrón correcto y una atomización óptima. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 2-45, 2-46)

- ***Tipos de inyectores de combustible.***

- a) **Inyector tipo simplex:** La boquilla de combustible simplex fue el primer tipo de boquilla utilizada en motores de turbina y se reemplazó en la mayoría de las instalaciones con la boquilla dúplex, que dio una mejor atomización a las velocidades de arranque y ralentí. Cada una de las boquillas simplex consta de una punta de boquilla, un inserto y un filtro formado por una pantalla de malla fina y un soporte. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 2-46)

Figura 12

Inyector de combustible tipo simplex.

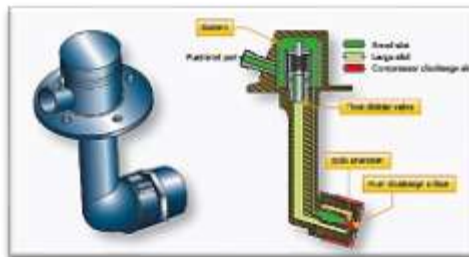


Nota. La figura muestra un ejemplar típico de inyector de combustible tipo simplex. (Federal Aviation Administration, 2018)

- b) Inyector tipo dúplex:** La boquilla dúplex generalmente requiere un múltiple doble y una válvula presurizadora o un divisor de flujo para dividir el flujo de combustible primario y secundario (principal). La boquilla de combustible dúplex se usa ampliamente en los motores de turbina de gas actuales. Como se mencionó anteriormente, su uso requiere un divisor de flujo, pero al mismo tiempo ofrece un patrón de rociado deseable para la combustión en un amplio rango de presiones de operación. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 2-46)

Figura 13

Inyector tipo dúplex.

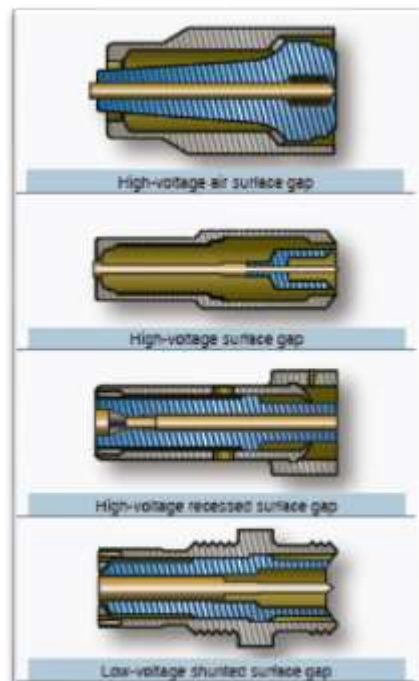


Nota. La figura muestra un inyector tipo dúplex, utilizado en su mayoría en motores a reacción por su amplio rango de rociado de combustible. (Federal Aviation Administration, 2018)

- **Bujía de encendido (encendedor).** Los encendedores de motor de turbina tienen el mismo propósito que las bujías en un motor alternativo: encienden la mezcla de combustible y aire, pero sus condiciones de funcionamiento son completamente diferentes. En un motor recíproco, una chispa de energía relativamente baja debe saltar a través de los electrodos de un enchufe de estacionamiento cada dos revoluciones del cigüeñal. Pero en un motor de turbina, se requieren chispas de alta energía, pero solo cuando se arranca el motor o durante las condiciones de vuelo cuando existe el peligro de que el motor se incendie. Los encendedores no son propensos a las incrustaciones de carbono como las bujías, porque la chispa de alta energía elimina cualquier depósito que se forme en el extremo de encendido. (Crane, 1996, pág. 488)

Figura 14

Bujía de encendido.



Nota. La imagen presenta los diferentes tipos de bujías de encendido de alto voltaje que existen actualmente en el campo aeronáutico. (Federal Aviation Administration, 2018)

b. Sección de turbina

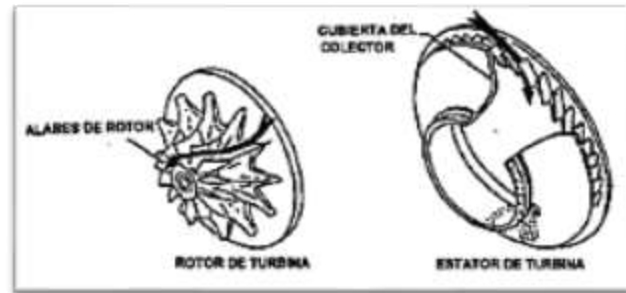
La turbina transforma una porción de la energía cinética (velocidad) de los gases de escape en energía mecánica para impulsar el compresor y los accesorios del generador de gas. El único propósito de la turbina del generador de gas es absorber aproximadamente del 60 al 70 por ciento de la energía de presión total de los gases de escape. La cantidad exacta de absorción de energía en la turbina está determinada por la carga que impulsa la turbina (es decir, el tamaño y tipo de compresor, el número de accesorios y la carga aplicada por las otras etapas de la turbina). Estas etapas de turbina se pueden usar para conducir un compresor de baja presión (ventilador), una hélice y un eje. La sección de la turbina de un motor de turbina de gas está ubicada a popa, o aguas abajo, de la cámara de combustión. Específicamente, está directamente detrás de la salida de la cámara de combustión. El conjunto de la turbina consta de dos elementos básicos: paletas de guía de entrada de la turbina y disco de la turbina. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 1-47)

- ***Tipos de turbina.*** En motores a reacción se resaltan dos tipos de turbina: la turbina radial y la turbina axial.

- ✚ **Turbina centrípeta o radial:** La turbina centrípeta trabaja al revés que el compresor centrífugo, puesto que en éste, el gas sale hacia la periferia (centrífugo) y en la turbina la componente del gas va dirigida de la periferia al centro (centrípeta). La turbina centrípeta se emplea para pequeños gastos y su uso se limita a pequeños motores como la unidad de potencia auxiliar (APU), o equipos accesorios del avión, pero en absoluto para motores de reacción. (Sáinz, 2002, pág. 88)

Figura 15

Turbina radial o centrípeta.



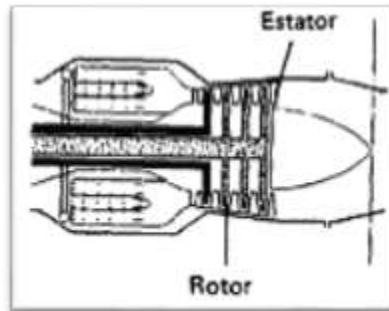
Nota. La figura muestra los diferentes elementos que conforman una turbina radial o también reconocida como centrípeta. (Sáinz, 2002)

- ✚ **Turbina axial:** Es este tipo de turbina el que ha tenido un más amplio desarrollo en el campo de los motores de reacción. Está formada por uno o varios escalones, cada uno de los cuales lo componen un estator y un rotor.

El estator está formado por una o varias coronas de álabes montados radialmente y fijos a la carcasa o cárter de la turbina y dispuestos entre las diversas etapas del rotor. Presentan forma de tobera, es decir, tienen menor área de salida que de entrada, por lo cual aceleran los gases hacia el rotor.

El rotor está formado por una serie de álabes fijos al disco que gira con el eje del motor, debido a la acción del fluido que le atraviesa.

Dicho eje es el encargado de mover el compresor. Así como el compresor va disminuyendo la sección a medida que comprime el aire (menor volumen), la turbina va aumentando la sección, pues expande el mismo. (Sáinz, 2002, págs. 88-89)

Figura 16*Turbina axial.*

Nota. La figura muestra los componentes principales que conforman una turbina axial, siendo estos la parte móvil el rotor y la parte fija de la turbina el estator. (Sáinz, 2002)

c. Sección de escape

La sección de escape del motor de turbina de gas consta de varios componentes. Aunque los componentes tienen propósitos individuales, también tienen una función común: deben dirigir el flujo de gases calientes hacia atrás de tal manera que se evite la turbulencia y, al mismo tiempo, impartir una alta velocidad final o de salida a los gases. Al realizar las diversas funciones, cada uno de los componentes afecta el flujo de gases de diferentes maneras. La sección de escape se encuentra directamente detrás de la sección de la turbina y termina cuando los gases se expulsan por la parte trasera en forma de gases de escape de alta velocidad. Los componentes de la sección de escape incluyen el cono de escape, el tubo de escape (si es necesario) y la tobera de escape. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 1-52)

- **Conjunto de escape.** El cono de escape recoge los gases de escape descargados de la turbina y los convierte gradualmente en un flujo sólido de gases. Al realizar esto, la velocidad de los gases disminuye ligeramente y la presión aumenta. Esto se debe al paso divergente entre el conducto externo y el cono interno; es decir, el área anular entre las dos unidades aumenta hacia atrás. El conjunto del cono de escape

consta de una carcasa o conducto externo, un cono interno, tres o cuatro puntales huecos radiales o aletas, y la cantidad necesaria de tirantes para ayudar a los puntales a sostener el cono interno desde el conducto externo. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 1-52)

- **Ducto o carcasa externa.** La carcasa o conducto externo generalmente está hecho de acero inoxidable y está unido a la brida trasera de la carcasa de la turbina. Este elemento recoge los gases de escape y los envía directamente a la boquilla de escape. El conducto debe estar construido para incluir características de succión como un número predeterminado de protuberancias de termopar para instalar termopares de temperatura de escape, y también debe haber orificios de inserción para los tirantes de soporte. En algunos casos, los tirantes no se utilizan para soportar el cono interno. Si tal es el caso, los puntales huecos proporcionan el único soporte del cono interno, los puntales se sueldan por puntos en posición a la superficie interna del conducto y al cono interno, respectivamente. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 1-52)

Figura 17

Ducto externo.



Nota. La figura muestra el ducto externo como parte de la sección de escape de un motor a reacción. (Federal Aviation Administration, 2018)

- **Puntales radiales (struts).** Los puntales radiales en realidad tienen una doble función. No solo sostienen el cono interno en el conducto de escape, sino que también realizan la importante función de enderezar los gases de escape que giran y que de otra manera dejarían la turbina en un ángulo de aproximadamente 45 °. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 1-52)

- **Cono interno.** El cono interno ubicado en el centro se ajusta bastante cerca de la cara posterior del disco de la turbina, evitando la turbulencia de los gases cuando salen de la rueda de la turbina. El cono está soportado por los puntales radiales. En algunas configuraciones, se encuentra un pequeño orificio en la punta de salida del cono. Este orificio permite que el aire de refrigeración circule desde el extremo posterior del cono, donde la presión de los gases es relativamente alta, hacia el interior del cono y, en consecuencia, contra la cara de la rueda de la turbina. El flujo de aire es positivo, ya que la presión del aire en la rueda de la turbina es relativamente baja debido a la rotación de la rueda; así, la circulación de aire está asegurada. Los gases utilizados para enfriar la rueda de la turbina vuelven a la ruta principal de flujo al pasar a través del espacio libre entre el disco de la turbina y el cono interno. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 1-52,1-53)

Figura 18

Cono interno y struts.



Nota. La imagen presenta el cono interno y los struts como elementos principales de la sección de escape de un motor a reacción. (Federal Aviation Administration, 2018)

- **Tubo de escape.** El tubo de escape generalmente se construye de modo que sea semiflexible. En algunos tubos de escape, se incorpora una disposición de fuelle en su construcción, lo que permite el movimiento en la instalación, el mantenimiento y la expansión térmica. Esto elimina el estrés y la deformación que de otro modo estarían presentes. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 1-53)

- **Tobera de escape.** La abertura de la tobera de escape puede ser de área fija o variable. El tipo de área fija es la más simple de las dos toberas de escape ya que no hay partes móviles. El área de salida de la tobera de escape fija es muy crítica para el rendimiento del motor. Si el área de la boquilla es demasiado grande, se desperdicia el empuje; Si el área es demasiado pequeña, el motor podría ahogarse o detenerse. Se usa una tobera de escape de área variable cuando se usa un aumentador o postquemador debido al aumento de la masa de flujo cuando se activa el postquemador. Debe aumentar su área abierta cuando se selecciona el postquemador. Cuando el postquemador está apagado, la tobera de escape se cierra en un área de apertura más pequeña. (Federal Aviation Administration, 2018)

- **Tipos de toberas de escape.** En la actualidad, se emplean dos tipos de toberas de escape en motores a reacción los cuales se nombran a continuación:

- **Tobera convergente:** A medida que los gases de escape salen de la parte trasera del motor, fluyen hacia la tobera de escape. La primera parte de la boquilla de escape y el tapón de escape forman un conducto divergente para reducir la turbulencia en el flujo de aire, luego los gases de escape fluyen hacia el componente convergente de la boquilla de escape donde el flujo está restringido por una abertura de salida más pequeña. Dado que esto forma un

conducto convergente, la velocidad del gas se incrementa proporcionando un mayor empuje. La restricción de la apertura de la salida de la tobera de escape está limitada por dos factores. Si la abertura de la boquilla es demasiado grande, se está desperdiciando el empuje. Si es muy poco, el flujo se obstruye en los otros componentes del motor. En otras palabras, la tobera de escape actúa como un orificio, cuyo tamaño determina la densidad y la velocidad de los gases a medida que emergen del motor. Esto es crítico para el rendimiento de empuje.

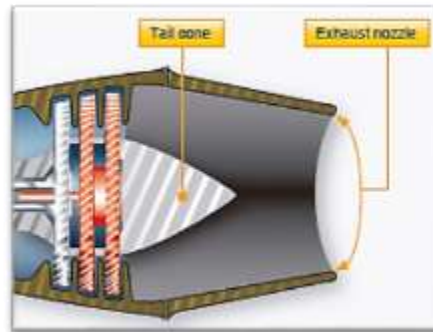
El ajuste del área de la boquilla de escape cambia tanto el rendimiento del motor como la temperatura de los gases de escape. Cuando la velocidad de los gases de escape en la abertura de la boquilla se convierte en Mach 1, el flujo pasa solo a esta velocidad, no aumenta ni disminuye. El flujo suficiente para mantener Mach 1 en la abertura de la boquilla y tener flujo adicional (flujo que está restringido por la abertura) crea lo que se llama una tobera obstruida. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 3-28)

El flujo adicional acumula presión en la boquilla, que a veces se denomina presión de empuje. Existe un diferencial de presión entre el interior de la tobera y el aire ambiente. Al multiplicar esta diferencia de presión por el área de la abertura de la boquilla, se puede calcular el empuje de presión.

Muchos motores no pueden desarrollar empuje de presión porque la mayor parte de la energía se usa para impulsar turbinas que hacen girar hélices, grandes ventiladores o rotores de helicópteros. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 3-28)

Figura 19

Tobera convergente.



Nota. La ilustración refleja los componentes principales de una tobera de escape tipo convergente. (Federal Aviation Administration, 2018)

- **Tobera convergente-divergente:** Siempre que la relación de presión del motor sea lo suficientemente alta como para producir velocidades de gases de escape que puedan exceder Mach 1 en la tobera de escape del motor, se puede obtener más empuje utilizando un tipo de boquilla convergente-divergente. La ventaja de una tobera convergente-divergente es mayor en números Mach altos debido a la mayor relación de presión resultante a través de la boquilla de escape del motor.

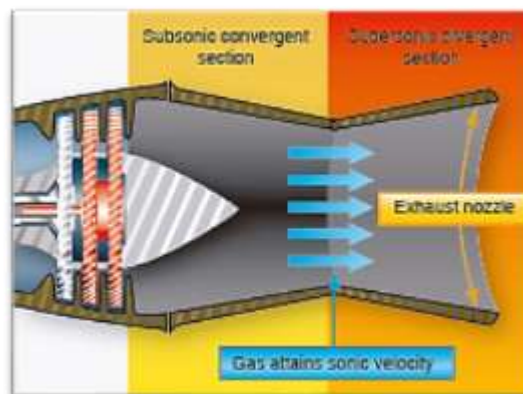
Para garantizar que un peso o volumen constante de un gas fluya más allá de cualquier punto dado después de alcanzar la velocidad sónica, la parte trasera de un conducto de escape supersónico se amplía para acomodar el peso o volumen adicional de un gas que fluye a velocidades supersónicas. Si esto no se hace, la boquilla no funciona de manera eficiente. Esta es la sección divergente del conducto de escape.

Cuando se usa un conducto divergente en combinación con un conducto de escape convencional, se llama conducto de escape convergente-divergente.

En la boquilla convergente-divergente, o C-D, la sección convergente está diseñada para manejar los gases mientras permanecen subsónicos y para entregar los gases a la garganta de la boquilla justo cuando alcanzan la velocidad sónica. La sección divergente maneja los gases, aumentando aún más su velocidad, después de que emergen de la garganta y se vuelven supersónicos. A medida que el gas fluye desde la garganta de la tobera, se vuelve supersónico (Mach 1 y superior) y luego pasa a la sección divergente de la boquilla. Como es supersónico, continúa aumentando en velocidad. Este tipo de boquilla se usa generalmente en vehículos aeroespaciales de muy alta velocidad. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 3-28)

Figura 20

Tobera convergente-divergente.



Nota. La figura presenta una tobera convergente-divergente misma que ayuda a producir más empuje cuando las velocidades de los gases de escape son mayores que Mach 1. (Federal Aviation Administration, 2018)

2.7 Clasificación de los Motores a Reacción

2.7.1 Turborreactor (Turbo jet)

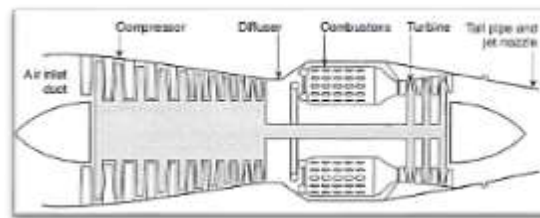
El estudio original de Frank Whittle que condujo al exitoso motor de turbina de gas fue dirigido hacia la propulsión a chorro. El motor de Whittle fue diseñado para

propulsar un avión al impartir una tremenda aceleración a la masa de aire que fluye a través de él mediante la adición de energía proveniente de la quema de combustible.

Un motor turboreactor consiste en un compresor que toma aire a través del conducto de entrada de aire del avión y aumenta su presión. Luego envía este aire comprimido a través de un difusor a un quemador o cámara de combustión. Luego se agrega combustible y se quema, y el aire expandido y calentado resultante fluye a través de una turbina que extrae parte de la energía para impulsar el compresor. Una corriente de gases de escape a alta velocidad sale del motor a través de una boquilla de escape especialmente diseñada donde produce empuje. La cantidad de empuje es proporcional al aumento en el impulso de aire que pasa a través del motor. (Crane, 1996, pág. 357)

Figura 21

Composición de un turboreactor.



Nota. La ilustración refleja los diferentes componentes que contiene un motor turboreactor. (Crane, 1996)

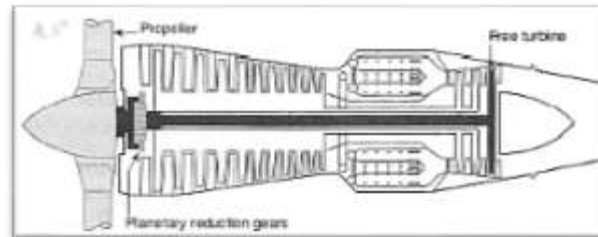
2.7.2 Turbohélice (Turboprop)

Un motor de turbina puede conducir una hélice extrayendo parte de la energía que queda en los gases de escape después de que han accionado el compresor. Esto se puede hacer conectando la hélice al compresor a través de un conjunto de engranajes reductores. Pero la hélice puede ser conducida de manera más eficiente a través de engranajes de reducción apropiados por una turbina separada del motor central, la porción del motor que acciona el compresor. Un motor que usa una turbina

separada para impulsar la hélice se llama motor de turbina libre. (Crane, 1996, pág. 357)

Figura 22

Motor turbohélice.



Nota. La figura muestra un motor turbohélice, el cual utiliza una turbina libre para impulsar la hélice a través de una serie de engranajes. (Crane, 1996)

2.7.3 Turbofan (Turboventilador)

Los motores turborreactores producen empuje al acelerar una masa más pequeña de aire en una cantidad mayor, y los motores turbohélice aceleran una masa más grande en una cantidad menor. Un motor de turbofan tiene algunas características de ambos.

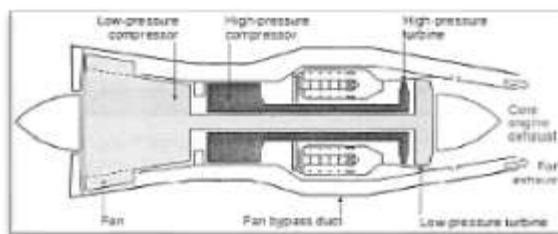
Los motores de turborreactor fueron el principal tipo de motores de turbina de producción de empuje utilizados durante las primeras décadas de vuelo propulsado por chorro, pero los motores de turboventilador, con sus ventajas de mayor eficiencia de propulsión, menor nivel de ruido y menor consumo de combustible específico, casi los han reemplazado.

Un motor turbofan produce un empuje similar al producido por una combinación de motores turborreactores y turbopropulsores. Un motor de turboventilador, también llamado motor de derivación, tiene un conjunto de palas alargadas en la primera etapa o etapas del compresor de baja presión. El aire que fluye a través de la sección del

ventilador del motor pasa por alto, o fluye alrededor del exterior del motor central. La cantidad de empuje producida por el ventilador varía entre 30% y 75% del empuje total, dependiendo de la relación de derivación. (Crane, 1996, pág. 359)

Figura 23

Motor turbofan.



Nota. La imagen presenta a un motor turbofan de doble flujo axial y de bajo índice de derivación (Low-bypass) con sus respectivos elementos básicos. (Crane, 1996)

La relación de derivación, que es la relación de la masa de aire movida por el ventilador a la masa de aire movida por el motor central, varía de menos de 1: 1 para motores de derivación baja, hasta aproximadamente 8: 1 para algunos motores de derivación alta.

Algunos motores turbofan de baja relación de derivación tienen largos conductos anulares de descarga del ventilador que rodean la longitud total del motor. El aire de descarga del ventilador y el escape del motor central se descargan por separado en algunos motores de conductos largos, y en otros, las dos descargas se mezclan antes de salir del motor. (Crane, 1996, pág. 359)

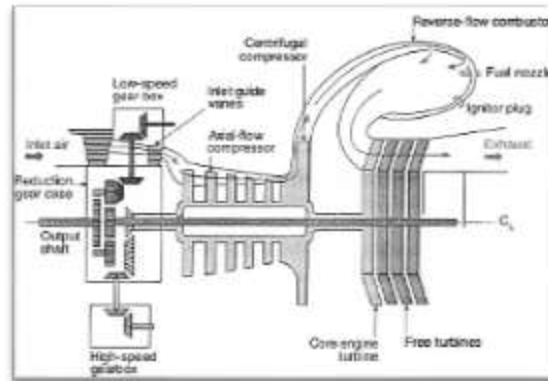
2.7.4 Turboeje (Turboshaft)

Los motores de turbina son ideales para alimentar helicópteros, ya que funcionan de manera más eficiente a las RPM constantes requeridas por un helicóptero. La mayoría de los motores de turboeje impulsan su eje de salida con una turbina libre

de etapas múltiples que extrae la mayor cantidad de energía posible de los gases de escape. (Crane, 1996, pág. 358)

Figura 24

Esquema de un motor turboeje.



Nota. La figura muestra un motor de turboeje, el cual utiliza una turbina libre de multietapa para extraer la mayor cantidad de energía de los gases de escape antes de que salgan del motor. (Crane, 1996)

2.8 Sistemas del Motor a Reacción

2.8.1 Sistema de arranque

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

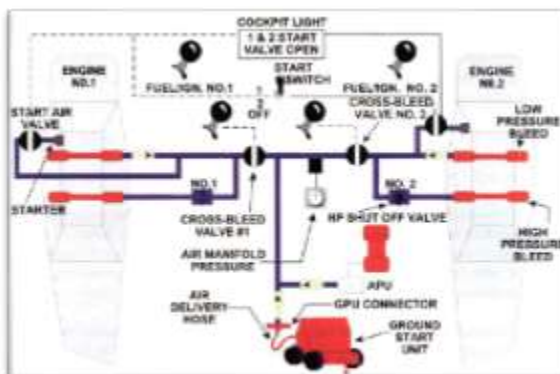
En tanto que el compresor suministra aire, debe inyectarse combustible y disponer el salto de chispa inicial para que se produzca el encendido de la mezcla combustible/aire.

Los sistemas de arranque han de producir éste en el tiempo más corto posible, siendo del orden de 10 a 30 segundos el tiempo invertido hasta que el turboreactor gira de forma regular a marcha lenta. Para arrancar un turboreactor en tan poco tiempo, es menester un dispositivo motor que proporcione un alto valor de par de arranque,

teniendo en cuenta que el orden de la potencia requerida alcanza valores de 100 HP para turborreactores de 5000 kgs. de empuje. (Cuesta, 1986, pág. 234)

Figura 25

Diagrama esquemático de un sistema de arranque.



Nota. La ilustración refleja el proceso de arranque que debe realizar un motor típico a reacción para que el mismo pueda encenderse, y además muestra los componentes de un sistema de arranque básico. (Vallbona, 2011)

2.8.2 Sistema de encendido

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

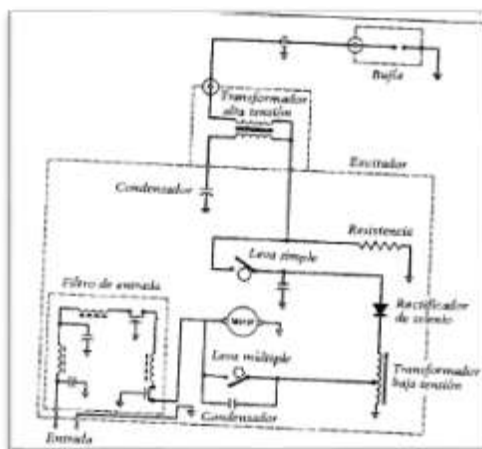
Aun cuando para la mayor parte de los motores de reacción no existe dificultad para el encendido en condiciones normales, la operación a grandes alturas los sitúa en circunstancias muy alejadas de las ideales para un reencendido. Las bajas temperaturas existentes en altura, motivan un descenso de la volatilidad del combustible, que dificulta el encendido de la mezcla.

Las cámaras de tipo individual o múltiple, están interconectadas por tubos de llama, de tal forma que el encendido iniciado en una cámara, se propaga rápidamente al

resto de las cámaras; en las del tipo único o anular no es necesario tal dispositivo. Normalmente, los turborreactores están dotados de dos bujías, que en el caso de las cámaras individuales y múltiples, están en cámaras diferentes. (Cuesta, 1986, pág. 226)

Figura 26

Diagrama esquemático del sistema de encendido.



Nota. La figura muestra el diagrama de un sistema de encendido típico utilizado en motores a reacción con los diferentes elementos que conforman dicho sistema. (Sáinz, 2002)

2.8.3 Sistema de lubricación

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

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

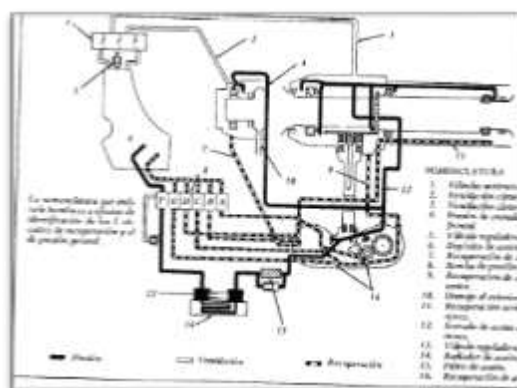
Los principales elementos a lubricar son: los cojinetes de apoyo del árbol principal de compresor-turbina. Las menores cargas que soportan los motores de reacción comparadas con las de motores de pistón, permiten utilizar aceite de menor

índice de viscosidad. En el caso de los turbohélices, el problema de lubricación es algo más complejo, especialmente en los engranajes del reductor de velocidad de la hélice, por lo que se requiere aceite de mayor viscosidad, circunstancia ésta que favorece su utilización para el mecanismo de paso variable cuando éste actúa hidráulicamente.

(Cuesta, 1986, pág. 231)

Figura 27

Diagrama esquemático del sistema de lubricación.



Nota. La ilustración presenta un diagrama de los diferentes elementos que contiene un sistema típico de lubricación de un motor a reacción. (Cuesta, 1986)

2.8.4 Sistema de protección de fuego

a. Sistema de detección de fuego del motor.

En las aeronaves se instalan varios tipos diferentes de sistemas de detección de fuego para detectar los incendios de motores. Dos tipos comunes utilizados son los detectores de punto y los sistemas de bucle continuo. Los sistemas de detección de puntos usan sensores individuales para monitorear una zona de fuego.

Ejemplos de sistemas de detectores de punto son el sistema de interruptor térmico, el sistema de termopar, el sistema óptico de detección de incendios y el sistema térmico de detección de incendios de base neumática.

Los sistemas de bucle continuo suelen instalarse en aeronaves de transporte y proporcionan una cobertura de detección de incendios más completa mediante el uso de varios sensores de tipo bucle. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 9-2)

b. Sistema de extinción de fuego del motor

Las aeronaves de transporte aéreo certificadas de acuerdo al artículo 14 CFR parte 23 deben tener, como mínimo, un sistema de extinción de incendios de un solo disparo. Todas las aeronaves de la categoría de transporte certificadas en virtud del título 14 CFR parte 25 deben tener dos descargas, cada una de las cuales produce una concentración adecuada de agente.

Se puede utilizar un sistema individual de un solo disparo para las APU, los calentadores de combustible y otros equipos de combustión. Para cada zona de fuego designada "otra", deben proporcionarse dos descargas (sistema de dos disparos), cada una de las cuales produce una concentración adecuada del agente. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 9-8)

Figura 28

Sistema típico de extinción de fuego.



Nota. La imagen muestra a los elementos que componen un sistema típico de extinción de fuego de un motor a reacción. (Federal Aviation Administration, 2018)

2.8.5 Sistema de refrigeración

El proceso de combustión en un motor a reacción es continuo, y casi todo el aire de refrigeración debe pasar por el interior del motor. Si sólo se admitiera suficiente aire en el motor para proporcionar una relación aire/combustible ideal de 15:1, las temperaturas internas aumentarían a más de 4.000 °F. En la práctica, se admite al motor una gran cantidad de aire que supera la relación ideal. El gran excedente de aire enfría las secciones calientes del motor a temperaturas aceptables que van de 1.500° a 2.100 °F. Debido al efecto de enfriamiento, las temperaturas del exterior de la caja son considerablemente inferiores a las que se encuentran en el interior del motor. La zona más caliente se produce en y alrededor de las turbinas. Aunque los gases han comenzado a enfriarse un poco en este punto, la conductividad del metal de la caja lleva el calor directamente a la piel exterior.

El aire secundario que pasa por el motor enfría los revestimientos de la cámara de combustión. Los revestimientos están contruidos para inducir una fina y rápida película de aire sobre las superficies internas y externas del revestimiento. Los quemadores de tipo can-anular suelen estar provistos de un tubo central para conducir el aire de refrigeración hacia el centro del quemador para promover una alta eficiencia de combustión y una rápida dilución de los gases de combustión calientes, a la vez que se minimizan las pérdidas de presión. En todos los tipos de turbinas de gas, grandes cantidades de aire relativamente frío se unen y mezclan con los gases quemados en la parte posterior de los quemadores (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 6-39)

2.8.6 Sistema de combustible

El sistema de combustible es uno de los aspectos más complejos del motor de reacción. Debe ser posible aumentar o disminuir la potencia a voluntad para obtener el

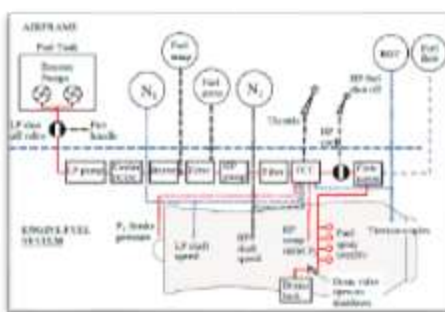
empuje necesario para cualquier condición de funcionamiento. En los aviones con turbina, este control se realiza variando el flujo de combustible a las cámaras de combustión. Sin embargo, algunos aviones de turbohélice también utilizan hélices de paso variable; así pues, la selección del empuje es compartida por dos variables controlables, el flujo de combustible y el ángulo de las palas de la hélice.

La cantidad de combustible suministrada debe ajustarse automáticamente para corregir los cambios en la temperatura o la presión ambiental. Si la cantidad de combustible se vuelve excesiva en relación con el flujo de aire masivo a través del motor, se puede superar la temperatura límite de los álabes de la turbina, o se producirá un atasco del compresor y una condición conocida como explosión rica. La explosión rica se produce cuando la cantidad de oxígeno en el suministro de aire es insuficiente para soportar la combustión y cuando la mezcla se enfría por debajo de la temperatura de combustión por el exceso de combustible. El otro extremo, la combustión pobre, ocurre si la cantidad de combustible se reduce proporcionalmente por debajo de la cantidad de aire. El motor debe funcionar con aceleración y desaceleración sin problemas relacionados con el control del combustible. El sistema de combustible debe suministrar combustible a las cámaras de combustión no sólo en la cantidad correcta, sino también en las condiciones adecuadas para una combustión satisfactoria. Los inyectores de combustible forman parte del sistema de combustible y atomizan o vaporizan el combustible para que se encienda y queme eficientemente. El sistema de combustible también debe suministrar combustible para que el motor pueda arrancar fácilmente en el suelo y en el aire. Esto significa que el combustible debe inyectarse en las cámaras de combustión en condiciones de combustible durante el arranque del motor y que la combustión debe mantenerse mientras el motor acelera a su velocidad normal de ralentí. Otra condición crítica a la que debe responder el sistema de

combustible se produce durante una rápida aceleración. Cuando se acelera el motor, se debe suministrar a la turbina una energía superior a la necesaria para mantener un número de revoluciones constante. Sin embargo, si el flujo de combustible aumenta demasiado rápido, se puede producir una mezcla demasiado rica, con la posibilidad de que se produzca una explosión o un atasco del compresor. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 2-34)

Figura 29

Diagrama del sistema de combustible.



Nota. La figura muestra el recorrido que realiza el combustible tanto del punto de partida como son las alas, atravesando por diferentes componentes que permiten proporcionar combustible atomizado a las cámaras de combustión del motor a reacción. (Vallbona, 2011)

2.8.7 Sistema de inyección de agua/metanol

En los días cálidos, el empuje se reduce debido a la disminución de la densidad del aire. Esto puede compensarse inyectando agua en la entrada del compresor o en la caja del difusor. Esto reduce la temperatura del aire y aumenta su densidad. El eje de control acciona un microinterruptor en el control de combustible cuando la palanca de potencia se mueve hacia la posición de máxima potencia.

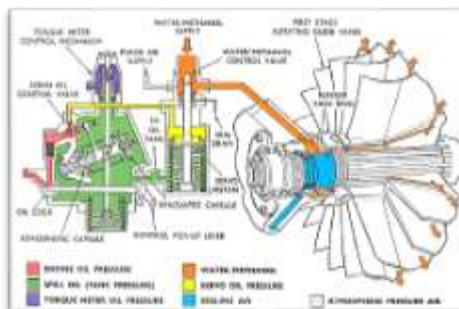
Un servo de reinicio de la velocidad de inyección de agua restablece el ajuste de velocidad a un valor más alto durante la inyección de agua. Sin este ajuste, el control de combustible disminuiría las rpm de modo que no se realizaría ningún empuje adicional durante la inyección de agua. El servo es una válvula de cambio sobre la que actúa la

presión del agua durante la inyección de agua. El movimiento del servo desplaza una palanca en la conexión de la palanca accionada por leva al resorte del regulador de velocidad, aumentando la fuerza del resorte del regulador de velocidad y aumentando la velocidad establecida. Debido a que las rpm resultantes suelen ser más altas mientras el agua fluye, se garantiza un aumento del empuje durante la inyección de agua.

Si el sistema de inyección de agua no está armado en la cabina o si no hay agua disponible, no sucede nada cuando se acciona el interruptor de inyección de agua en la unidad de control de combustible. Cuando hay agua disponible, una parte de ella se dirige al servo de reajuste de la velocidad de inyección de agua. Los sistemas de inyección de agua no se utilizan normalmente en los motores turbofan de alto bypass. (Federal Aviation Administration, 2018, págs. 2-41, 2-42)

Figura 30

Sistema de inyección de agua/metanol.



Nota. La figura presenta el diagrama esquemático del sistema de inyección de agua -metanol del motor Rolls Royce Dart Mk 532-7L seccionado, (Rolls & Royce, 1961)

2.9 Motor Rolls Royce Dart Mk 532-7L

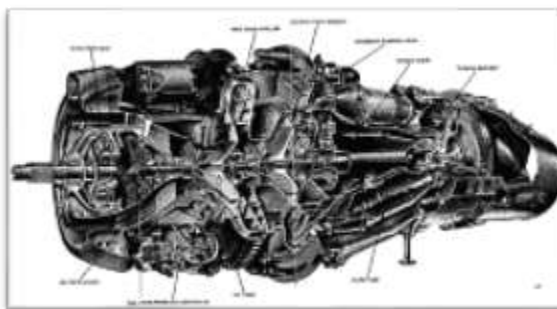
El Dart Mk 532-7L es un motor de turbina de gas diseñado para impulsar una hélice y dar una pequeña cantidad de empuje a chorro. Los componentes principales

son un compresor centrífugo de dos etapas, siete cámaras de combustión y una turbina de flujo axial de dos etapas.

El compresor se acopla directamente a la turbina a través de un eje y la hélice se impulsa desde el compresor a través de un engranaje reductor compuesto. Los indicadores de combustible son usados para monitorear el motor durante ciertas fases de vuelo y proveen una inspección del estado del motor. (Rolls & Royce, 1961, pág. 1)

Figura 31

Motor Rolls Royce Dart Mk 532-7L.



Nota. La figura presenta al motor Rolls Royce Dart Mk 532-7L seccionado, lo cual permite visualizar los diferentes elementos que conforman dicho motopropulsor. (Rolls & Royce, 1962)

2.9.1 Rendimientos del motor

Tabla 1

Rendimientos del motor.

Rendimiento Mínimo	Caballos de fuerza del eje (s.h.p)	Caballos de fuerza totales equivalentes
<i>Despegue (En Seco)</i>	1535	1670
<i>Despegue (Con agua/metanol)</i>	1710	1860
<i>Máximo continuo</i>	1535	1670

Nota: La potencia mínima del eje de la hélice es de 1670 s.h.p

Rendimiento Mínimo	Caballos de fuerza del eje (s.h.p)	Caballos de fuerza totales equivalentes
Rendimiento promedio		
<i>Despegue (En Seco)</i>	1600	1750
<i>Despegue (Con agua/metanol)</i>	1725	1875
<i>Máximo continuo</i>	1600	1750

Nota: La potencia promedio del eje de la hélice es de 1685 s.h.p

Nota. La tabla muestra las características acerca del rendimiento del motor. (Rolls & Royce, 1962, pág. 3)

2.9.2 Datos del motor

Tabla 2

Datos del motor.

Características técnicas	
Potencia	A nivel del mar estático a 14,500 r.p.m.
Diámetro máximo	38 pulgadas aproximadamente.
Longitud total	95 ½ pulgadas aproximadamente.
Peso del motor (En seco)	1,254 libras.
Centro de gravedad	0.4 pulgadas en la popa de las bases del motor.
Relación de compresión.	5.5 : 1
Rotación de la hélice	En sentido contrario a las agujas del reloj visto desde atrás.

Nota. La tabla presenta los datos técnicos de operación del motor. (Rolls & Royce, 1962, pág. 3)

2.9.3 Funcionamiento

El ciclo de operación es un proceso continuo de compresión de aire en el compresor de dos etapas, añadiendo combustible para producir calor en las cámaras de combustión, y permitiendo que los gases calientes se expandan a través de la turbina para producir energía. La mayor parte de la energía de los gases que se expanden es absorbida por la turbina para accionar el compresor y la hélice. Sin embargo, algo de energía útil permanece en los gases de escape y produce el empuje. La potencia del motor depende del flujo de masa, que se controla variando la velocidad del motor a través de una hélice de paso variable y la temperatura mediante el control del flujo de combustible. (Rolls & Royce, 1961, pág. 1)

2.9.4 Sistema de combustión

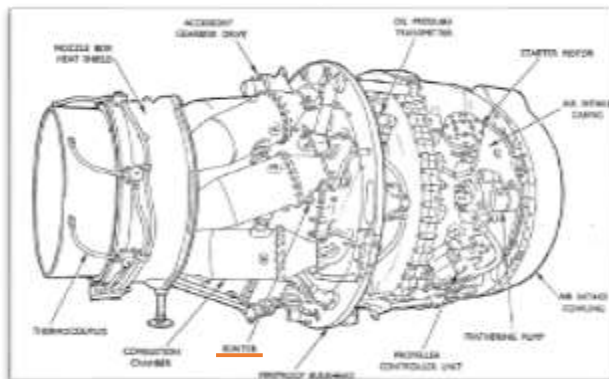
El equipo de combustión consta de siete cámaras de combustión que se agrupan alrededor de la carcasa rítmica entre el compresor de la segunda etapa y la caja de boquillas de la turbina.

Cada cámara de combustión contiene un tubo de llama y un quemador. El quemador dirige una fina pulverización de combustible hacia el centro del tubo de la llama donde se quema la mezcla de aire y combustible.

En cada dos cámaras se coloca un encendedor de alta energía que proporciona la combustión inicial del quemador, pulveriza al arrancar, extendiendo la llama a las cámaras restantes a través de los tubos de interconexión. (Rolls & Royce, 1962, pág. 6)

Figura 32

Localización del encendedor de alta energía.



Nota. La imagen refleja la localización del encendedor (bujía), el cual se encuentra instalado en la cámara de combustión n° 2 del motor Rolls Royce Dart Mk 532-7L. (Rolls & Royce, 1962)

a. Sección de combustión.

El aire suministrado por el compresor se lleva a las cámaras de combustión. Una proporción de este aire se mezcla con un rocío de combustible altamente atomizado del quemador en cada tubo de llama de la cámara de combustión para formar una mezcla combustible que se enciende y se quema continuamente, y el flujo de gas de alta velocidad resultante se descarga hacia atrás a través del conjunto de la turbina. El resto del aire se utiliza para ayudar a la estabilización de la llama y enfriar las paredes del tubo de llama, y para diluir los gases calientes para dar una temperatura de entrada aceptable a la turbina.

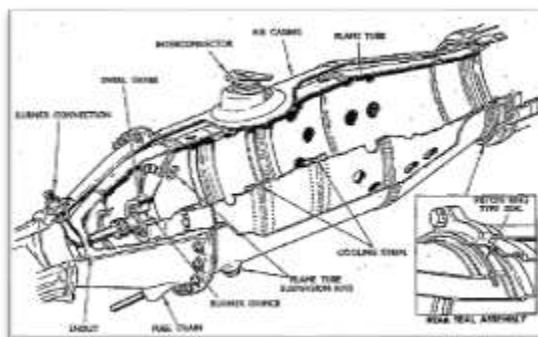
Las siete cámaras de combustión están dispuestas alrededor de la carcasa intermedia del compresor, cada una de las cuales está situada en un ángulo de 7,5 grados con respecto al eje del motor para reducir al mínimo la longitud total del motor. Vistas desde atrás, las cámaras están numeradas en sentido contrario a las agujas del reloj, siendo la número 1 la que se encuentra en la parte superior del lado derecho de la

transmisión de la caja de cambios auxiliar (accesorios). Los plugs de encendido de alta energía están colocados en las cámaras de combustión No. 3 y No. 7.

Cada conjunto de cámara de combustión consiste en una cámara de expansión de aleación de aluminio fundido atornillada a una carcasa de aire de chapa metálica dentro de la cual se monta un tubo de llama resistente al calor. En cada cámara de combustión se incorpora un quemador de combustible, que dirige una fina pulverización de combustible hacia el tubo de la llama. (Rolls & Royce, 1962, págs. 72-40)

Figura 33

Componentes de la cámara de combustión.



Nota. La imagen presenta una de las cámaras de combustión seccionada del motor Rolls Royce Dart Mk532-7L. (Rolls & Royce, 1962)

2.9.5 Elementos de la cámara de combustión

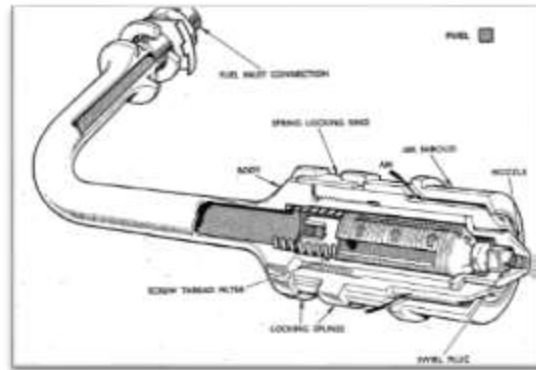
a. Quemadores (Inyectores de combustible)

Los quemadores de combustible comprenden un brazo de alimentación y una cabeza de quemador que consiste en un cuerpo integral con el brazo de alimentación que alberga un filtro de rosca con resorte, un tapón de remolino y una cámara de remolino, y un conjunto de tuerca y cubierta cilíndrica que se enrosca en el cuerpo y se bloquea con un anillo de resorte que engancha los castillos en el cuerpo y la tuerca. La tuerca incorpora una cubierta que dirige un flujo radial de aire a través de la cara del

quemador para minimizar la formación de carbono en la boquilla del quemador. (Rolls & Royce, 1960)

Figura 34

Inyector de combustible.



Nota. La figura muestra los elementos que posee el inyector de combustible del motor Rolls Royce Dart Mk532-7L. (Rolls & Royce, 1960)

Para compensar la variación del flujo de aire hacia las cámaras de combustión individuales, los motores a Mod. 1226 incorporan quemadores lavados con aire con flujo sesgado; cada quemador está calibrado para dar el flujo de combustible necesario para adaptarse a las características específicas de la cámara de combustión e identificado por números y letras.

Los quemadores de flujo sesgado según el Mod. 1536 incorporan una cámara anulada de lavado de combustible a través de la cual se purga un porcentaje del flujo principal de combustible para que fluya sobre el exterior de la cámara cónica de remolino e impedir la acumulación excesiva de carbono: la cámara anulada se comunica con la ruta principal de flujo de combustible mediante perforaciones en las dos ranuras de remolino situadas en la aleta trasera de la cámara de remolino. (Rolls & Royce, 1960, págs. 73-10)

b. Interconectores

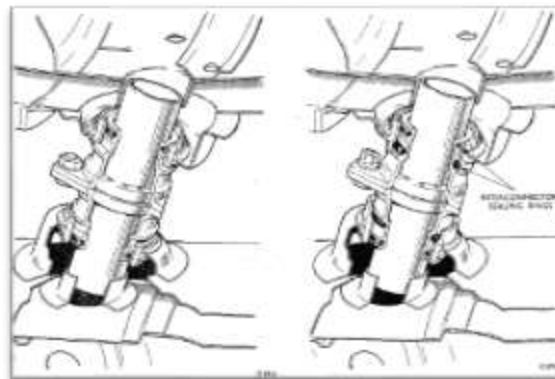
Para asegurar una distribución uniforme de la presión y permitir que la llama se extienda a todas las cámaras durante el ciclo de arranque, las cámaras de combustión están interconectadas.

Los interconectores consisten en dos tubos concéntricos, cuyo interior forma el paso de gas caliente entre los tubos de llamas adyacentes. El espacio anular entre los tubos interconectores forma un pasaje para el flujo de aire de refrigeración de las cámaras de aire.

El conjunto de doble tubo de cada cámara está conectado por una junta embridada y atornillada; un anillo de sellado de goma colocado entre el tubo exterior y su revestimiento en el punto de interconexión de cada carcasa de aire evita las fugas de aire de refrigeración y permite el movimiento para permitir la expansión radial durante el funcionamiento del motor. (Rolls & Royce, 1962, págs. 72-40)

Figura 35

Interconectores.



Nota. La figura muestra la conexión de interconectores de dos cámaras de combustión del motor Rolls Royce Dart Mk 532-7L. (Rolls & Royce, 1962)

c. Tubos de llama

Cada tubo de llama está montado centralmente dentro de su carcasa de aire en tres pines de localización, con su extremo de descarga colocado en la boquilla de descarga en la caja de inyectores. Para evitar la fuga de gas y permitir la expansión longitudinal cuando el motor está en marcha, el tubo de la llama incorpora un anillo de sellado en forma de tierra mecanizada en su extremo de descarga que permite que el tubo se deslice en la ubicación de su inyector.

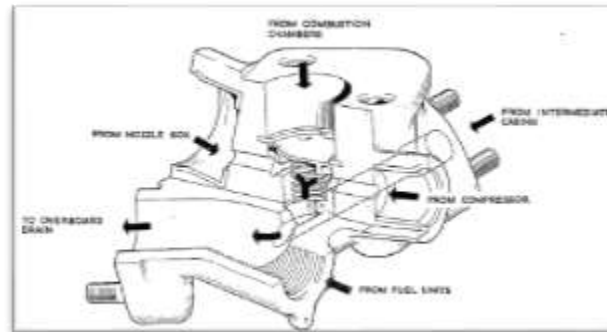
Los tubos de llama están fabricados con acero nimónico para soportar las altas temperaturas producidas por la mezcla aire/combustible en combustión, y se incorpora una serie de agujeros y anillos de refrigeración para obtener una mayor eficiencia de combustión y refrigeración. La construcción del tubo se realiza en tres secciones soldadas: una sección de la nariz, una sección central paralela y una sección trasera. La sección de la nariz, o pala de entrada, lleva un deflector y una llamarada interior y exterior; la llamarada interior alberga las paletas de remolino y las paletas localizan la cabeza del quemador. La sección central lleva los dos anillos de refrigeración, los orificios soldados de interconexión y las plataformas tipo puente que localizan los pasadores de suspensión del tubo de la llama. La sección cónica posterior incorpora un anillo de sellado que está soldado al extremo de descarga. (Rolls & Royce, 1962, págs. 72-40)

d. Drenajes de combustible

Todo el combustible que se pueda acumular en las cámaras de combustión cuando se apaga el motor, o después de un arranque abortado, se escapa a través del sistema de drenaje a la válvula de desagüe (drenaje) situada en la cámara de expansión nº 5. (Rolls & Royce, 1962, págs. 72-40)

Figura 36

Válvula de drenaje del motor.



Nota. La imagen presenta las diferentes vías que posee la válvula de drenaje del motor por donde el combustible circula para llevar a cabo el proceso de drenaje. (Rolls & Royce, 1962)

e. Carcasa de aire y cámara de expansión.

Cada carcasa de aire tiene dos puntos de interconexión con mangas, tres puntos de pasadores de localización de tubo de llama y en las carcasas de aire N° 1, 2, 5 y 6, un puerto de drenaje; todos los puntos están soldados a la carcasa de aire. En las carcasas de aire se ha incorporado un saliente adicional, situado en el mismo plano axial que los salientes del pasador de localización del tubo de llama; este saliente, que normalmente está en blanco, facilita la limpieza del quemador a través de un orificio secundario en el tubo de llama. (Rolls & Royce, 1962, págs. 72-40)

2.9.6 Funcionamiento de la sección de combustión

Se inyecta un rocío atomizado de combustible del quemador en el tubo de la llama para mezclarlo con el flujo de aire del compresor; las chispas de los encendedores de alta energía de los tubos de llamas N° 3 y N° 7 inician la combustión y la llama resultante se extiende a los tubos de llamas adyacentes a través de los interconectores. Para minimizar la formación de carbono, se dirige un flujo de aire a

través de la cara del quemador mediante un anillo de cubierta anular alrededor de la cabeza del quemador.

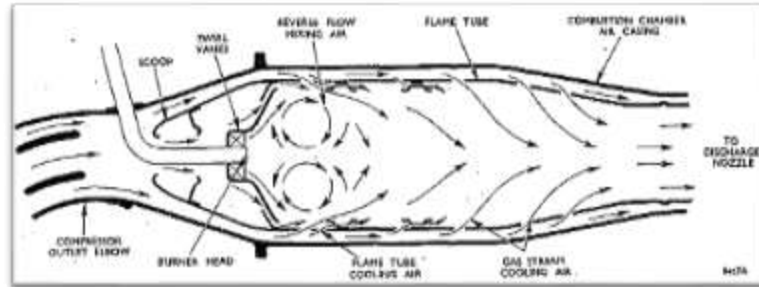
Aproximadamente el 20% del flujo de aire que entra en las cámaras de combustión pasa a la zona primaria del tubo de la llama a través de la pala de entrada y las paletas de remolino; las paletas crean un área de baja presión en la zona primaria y la turbulencia necesaria para romper el rocío de combustible. El flujo de aire a través de la llama se combina con el que pasa por los álabes en espiral para crear un vórtice que ayuda a la combustión mezclando el combustible y el aire, y controla la longitud de la llama.

El aire que pasa fuera de la pala fluye a través del espacio anular entre el tubo de la llama y su carcasa de aire para aislar la carcasa del calor de la combustión y enfriar el tubo de la llama. Una pequeña proporción de este flujo de aire se dirige a las toberas de descarga para enfriar, mientras que el resto se introduce progresivamente a través de los agujeros secundarios y terciarios y a través de dos anillos de enfriamiento colocados a intervalos dentro del tubo, en el tubo de la llama; dos bandas de agujeros de pequeño diámetro están situadas adyacentes a los labios de los anillos de enfriamiento, admitiéndose el aire a través de la banda de arriba para que fluya sobre los anillos y reduzca su temperatura, mientras que el aire admitido a través de los agujeros de abajo fluye a lo largo de la pared interior del tubo para evitar que los gases calientes incidan en la pared. Una proporción del aire admitido a través de los agujeros secundarios y terciarios ayuda a mantener el proceso de combustión mientras que el resto se utiliza para enfriar los productos de la combustión, es decir, para reducir la temperatura de la corriente de gas de aproximadamente 2.000 grados. C. a

aproximadamente 850 grados. C. - una temperatura aceptable para la turbina. (Rolls & Royce, 1962, págs. 72-40)

Figura 37

Diagrama de flujo de aire a través de la cámara de combustión.



Nota. La figura muestra el diagrama del flujo de aire que circula a través de la cámara de combustión del motor Rolls Royce Dart Mk 532-7L. (Rolls & Royce, 1962)

CAPÍTULO III

DESARROLLO DE LA APLICACIÓN

3.1 Preliminares

El presente capítulo muestra los procedimientos que se llevaron a cabo al momento que se cumplió con el boletín de servicio de alerta n° DA72-a413 del motor Rolls Royce Dart Mk 532-7L, el cual consistió en una inspección de la suspensión de los tubos de llama de las cámaras de combustión, misma que tuvo como finalidad evitar una posible pérdida de la suspensión del tubo de llama, que derivaría en una falla del vástago de la cámara de combustión resultando en una liberación de combustible no atomizado, teniendo como consecuencia la pérdida de la aeronavegabilidad del conjunto de las cámaras de combustión, además de ello se determinó un intervalo de inspección en servicio del motor citado, por lo que se dedujo que dicha inspección se la efectuaría cada 550 horas rigiéndose a lo establecido en el punto 3C de la Sb's anteriormente mencionada; aquella actividad se la efectuó gracias a los conocimientos tanto teóricos como prácticos adquiridos al transcurso de los periodos académicos durante la instancia en la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE, y a la tutela del Tlgo. Granda Gualpa, Edison Mauricio, quien en todo momento proporcionó una tutoría vigorosa para un desenvolvimiento eficaz del proyecto.

3.2 Medidas de Seguridad

- Manipular correctamente la herramienta especial GU.18680, siguiendo estrictamente las instrucciones de su manejo emanadas por el fabricante del motor.
- Regirse rigurosamente a los manuales de mantenimiento de motor Rolls Royce Dart Mk 532-7L.

- Utilizar equipos de protección personal (EEP) durante la ejecución de la actividad.

3.3 Herramientas y Materiales

- Alcohol Industrial
- Boletín de servicio de alerta n° DA72-a413
- Desarmador plano
- Equipos de protección personal
- Guaípe
- Calibrador pie de rey
- Juego de copas
- Juego de llaves
- Manual de mantenimiento del motor Rolls Royce Mk532-7L, Ata 72

3.4 Procedimientos para la ejecución de la inspección de la suspensión de los tubos de llama

- En primer lugar se procedió a interpretar las instrucciones establecidas en el boletín de servicio de alerta n° DA72-a413. (Anexo A)

Figura 38

Interpretación del boletín de servicio de alerta n° DA72-a413.



- Inmediatamente, con un destornillador de punta planta, se retiraron los seguros de las cubiertas del motor, actividad que tuvo como objetivo la desinstalación de las mismas.

Figura 39

Cubierta inferior del motor removida.



- Una vez removidas las cubiertas, se provino a identificar dos puntos de suspensión del tubo de llama más externos en cada cámara de combustión del motopropulsor, para aquello, con ayuda del material adhesivo conocido como masking, se procedió a pegar el mismo en cada punto de suspensión reconocido para un desarrollo prolijo de la actividad.

Figura 40

Identificación de los puntos de suspensión del tubo de llama del combustión n° 1.



- Se tomó la cámara de combustión n° 1 como punto inicial para la ejecución de la inspección, conjuntamente con el aporte de una llave mixta de 9/16 pulgadas, se

procedió a remover el perno de la suspensión del tubo de llama de uno de los puntos identificados anteriormente.

Figura 41

Remoción del perno del punto de suspensión.



- Con el perno de la suspensión del tubo de llama desmontado, se procedió a medir el diámetro del mismo con el calibrador pie de rey para verificar su desgaste, obteniendo una medición de 0.313 pulgadas.

Figura 42

Medición del diámetro del perno del primer punto de suspensión.



- Nuevamente, con el aporte del calibrador pie de rey, se evaluó el desgaste del agujero de la camisa de la suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 1; para aquello, se rotó el instrumento especial en sentido horario en dicho orificio con la finalidad de determinar el desgaste mayor del mismo,

obteniendo allí una valoración máxima del diámetro del agujero de la camisa de 0.314 pulgadas.

Figura 43

Medición del desgaste de la camisa de la cámara de combustión n° 1.



- Posteriormente, se procedió a verificar los diámetros tomados tanto del perno de la suspensión como de la camisa de la misma en la tabla de límites de la inspección, página 3-22, numeral 4, literal D del boletín de servicio de alerta n° DA72-a413 (**Anexo A**) para confirmar si las mismas se encuentran en el rango de desgaste permitido para el pronto estado de aeronavegabilidad del motor.

Figura 44

Verificación de las medidas tomadas.



- Con respecto a la medida tomada del diámetro del perno de la suspensión del tubo de llama de 0,313 pulgadas, se pudo apreciar que posee un desgaste de

0,002 pulgadas, por lo que, dicho perno se encuentra dentro del rango de desgaste permisible mostrados en la tabla de límites de la inspección.

- En cuanto a la medición de 0,314 pulgadas de diámetro del agujero de la camisa de la suspensión del tubo de llama, se constató que tenía un desgaste de 0,002 pulgadas, por lo tanto, dicha sección se halla entre los límites de desgaste permitidos expuestos en la tabla mencionada en el punto antepuesto.
- Con el resultado positivo de ambas mediciones, se procedió a instalar el perno de la suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 1 con la contribución de una llave mixta de un 9/16 de pulgada.

Figura 45

Instalación del perno de la suspensión de la cámara de combustión n° 1.



- En seguida, se tomó el segundo punto de la suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 1 identificado con antelación, conjuntamente se retiró el perno de la misma con una llave mixta de 9/16 de pulgada, para su posterior medición.

Figura 46

Remoción del perno de la suspensión del segundo punto identificado.



- Pronto, se efectuó la medición del desgaste tanto del perno como de la camisa de la suspensión del tubo de llama, para aquello, se necesitó ayuda de un calibrador pie de rey. La medidas fueron las siguientes: referente al diámetro del perno, se obtuvo un resultado de 0.314 pulgadas y con respecto al diámetro del agujero de la camisa, se consiguió una derivación de 0.316 pulgadas.

Figura 47

Medición del desgaste del perno y el agujero de la camisa.



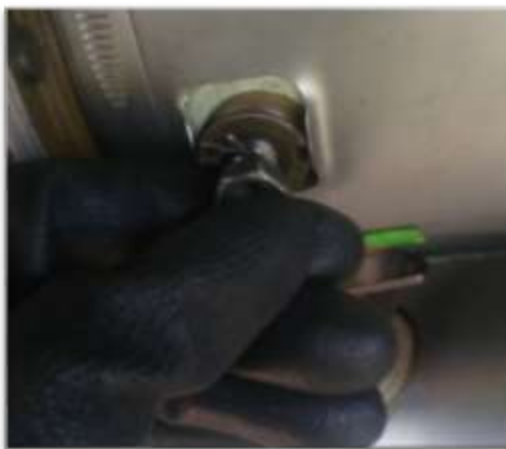
- Inmediatamente se procedió a cotejar dichas medidas de acuerdo con la tabla de límites de la inspección mencionada anteriormente, consiguiendo los siguientes resultados: Con el diámetro del perno de 0,314, se pudo identificar un desgaste de 0,003 pulgadas, valoración que mantiene al componente en estado

aeronavegable. En el otro caso, con respecto al diámetro del agujero de la camisa de la suspensión de 0,316 pulgadas, se apreció un desgaste de 0,004 pulgadas, lo que resulta en que dicha sección se encuentre dentro de los límites permisibles de desgaste de menos 0,010 pulgadas.

- Finalmente, se provino a instalar el perno del segundo punto de suspensión reconocido del tubo de llama, con la contribución de una llave mixta de 9/16 de pulgada, conjuntamente, se aplicó un torque standard de 135 lb/in con un torquímetro de acuerdo a la tabla de torques del Manual de mantenimiento, capítulo 1, página 25. (**Anexo B**).

Figura 48

Instalación del perno de la suspensión del tubo de llama.



- Luego se tomó la cámara de combustión n° 2 para efectuar la inspección de la suspensión del tubo de llama, conjuntamente, se procedió a identificar dos puntos de suspensión más externos, actividad que consistió en la colocación de masking en cada uno de ellos.

Figura 49

Identificación de los puntos de la suspensión del tubo de llama.



- A continuación, en el primer punto de suspensión reconocido anteriormente, se midió con el calibrador pie de rey el desgaste tanto del perno como del agujero de la camisa de la suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 2, como consecuencia de dicha acción se obtuvo las siguientes medidas: Respecto al perno, se adquirió una medida del diámetro de 0,312 pulgadas y referente al agujero de la camisa, se obtuvo un diámetro de 0,313 pulgadas.

Figura 50

Medición del desgaste del perno de la suspensión del tubo de llama.



- Prontamente, se comprobó el desgaste que poseía el perno y el agujero de la camisa de la suspensión en la tabla de los límites de la inspección citado precedentemente; con la medida del diámetro del perno de la suspensión de 0,312 pulgadas, se denotó que el desgaste que poseía el componente era de

0,001 pulgadas, lo que conlleva a que el mismo aún conserve su condición aeronavegable, por otro lado, con la medida del diámetro del agujero de la camisa de 0,313 pulgadas, se pudo considerar que el desgaste que existía en aquel sitio era de 0,001 pulgadas, encontrándose dicha sección dentro de los límites permisibles de desgaste.

- Luego, con una copa de 9/16 de pulgada se instaló el perno del primer punto de la suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n°2, además, se procedió a aplicar un torque estándar de 135 lb/in, de acuerdo a la tabla de torques mencionada anteriormente con la contribución de un torquímetro.

Figura 51

Instalación del perno con una copa de 9/16 pulgadas.



- Prontamente, se provino a remover el perno del segundo punto de la suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 2 reconocido anteriormente, actividad que se la desarrolló con el aporte de una copa de 9/16 pulgadas.

Figura 52

Desinstalación del perno de la suspensión del tubo de llama.



- Con el calibrador pie de rey, se derivó a evaluar el desgaste existente tanto del perno como del agujero de la camisa del segundo punto de suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 2, como consecuencia de dicho trabajo, se adquirió las siguientes medidas: En el caso del perno se obtuvo un diámetro de 0,314 pulgadas y a su vez, en cuestión al agujero de la camisa de la suspensión, se pudo alcanzar una medición del diámetro de 0,317 pulgadas.

Figura 53

Medición de desgaste con el pie de rey.



- Luego, con los resultados adquiridos se derivó a comparar dichas medidas con la tabla de límites de desgaste, para ello, se comenzó a cotejar con la medida del diámetro del perno de 0,314 pulgadas, lo que resultó, en que el mismo presentaba un desgaste de 0,003 pulgadas, lo que conllevaba a que el perno se encuentre en condiciones óptimas de operación, así mismo, en torno al diámetro del agujero de la camisa del segundo punto de suspensión del tubo de llama de

la cámara de combustión n° 2 de 0,317 pulgadas, se percibió una valoración de desgaste de 0,005 pulgadas, lo que consecuentemente concluyó en que dicha sección cumplía los límites permisibles de desgaste.

- En último lugar, se instaló el perno del segundo punto de suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 2, acción que se la llevo a cabo gracias a la aportación de una copa de 9/16 pulgadas, a su vez, con un torquímetro se empleó torque de 135 lb/in, cantidad que se encuentra reflejada en la tabla de torques estándar mostradas en el manual de mantenimiento. (**Anexo B**)

Figura 54

Instalación del perno de la suspensión del tubo de llama.



- Simultáneamente, se consideró a la cámara de combustión n° 3 como componente siguiente para la ejecución de la inspección, como punto de acción inicial, se procedió a identificar dos puntos más externos de suspensión del tubo de llama, lo que consistió en la colocación del material adhesivo distinguido como masking en cada uno de los puntos reconocidos en un principio.

Figura 55

Colocación de masking en los puntos de suspensión del tubo de llama.



- A continuación, se desmontó el perno del primer punto de suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 3 reconocido en el paso preliminar, por lo cual, la utilización de una copa 9/16 pulgadas, fue de suma importancia para cumplir con dicho objetivo.

Figura 56

Remoción del perno del primer punto de suspensión del tubo de llama



- Luego, se utilizó el calibrador pie de rey para realizar la medición de desgaste presentes tanto en el perno como en el agujero de la camisa del primer punto de suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n°3; para el primer elemento mencionado, se logró un diámetro máximo de 0,312 pulgadas, por otro lado, en cuanto al agujero de la camisa se refiere, se obtuvo un diámetro máximo de 0,315 pulgadas.

- Inmediatamente, se procedió a analizar los resultados obtenidos con la tabla de límites de desgaste de la inspección; en primer lugar con el diámetro máximo del perno de la suspensión de 0,312 pulgadas, se asumió como conclusión que el desgaste era de 0,001 pulgadas, lo que dio lugar a que dicho elemento aún conserve su estado de aeronavegabilidad, así mismo, concierne al diámetro de 0,315 pulgadas del agujero de la camisa de la suspensión del tubo de llama, se concibió que el desgaste era de 0,003 pulgadas, lo cual se dedujo, que el orificio de la camisa de la suspensión cumplía con el rango de menos 0,010 pulgadas de desgaste establecidos en la tabla citada inicialmente.
- Posteriormente, se colocó el perno del primer punto de suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 3 con una llave mixta de 9/16 pulgadas, además, con un torquímetro, se procedió a proporcionar un torque estándar de 135 lb/in de acuerdo con la tabla de torques plasmadas en el manual de mantenimiento (**Anexo B**).

Figura 57

Aplicación de torque.



- Luego, se tomó el segundo punto de suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 3 para su posterior inspección, para ello, se llevó a cabo el

reconocimiento de dos puntos más externos de suspensión que permitan el desarrollo de la actividad de manera prolija, trabajo en cual consistió en la agregación de masking en cada punto identificado.

Figura 58

Colocación de masking.



- Inmediatamente, se procedió a remover el perno del segundo punto de suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 3, para llevar a cabo dicha labor, se necesitó de la ayuda de una copa de 9/16 pulgadas.

Figura 59

Desinstalación del perno del segundo punto de suspensión.



- Consecutivamente, con el calibrador pie de rey se tomó las medidas del diámetro máximo tanto del perno como del agujero de la camisa de la suspensión del tubo de llama que permitirían determinar el desgaste presente en

los mismos, en el primer caso se obtuvo un diámetro de 0,313 pulgadas, y por otro lado, con relación al orificio de la camisa se obtuvo un medición del diámetro de 0,313 pulgadas.

Figura 60

Diámetro del perno del segundo punto de suspensión.



- A continuación, se procedió a comparar las medidas adquiridas anteriormente con la tabla de rangos permitidos de desgaste (**Anexo A**), para aquello, se inició con el diámetro de 0,313 pulgadas adquirido del perno del segundo punto de suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 3, dando como consecuencia, el pronto estado de aeronavegabilidad, por otro lado, con respecto al diámetro de 0,313 pulgadas del agujero de la camisa de la suspensión, se percibió un desgaste de 0,001 pulgadas, lo que derivó en que el mismo se encuentre dentro los límites permisibles de desgaste establecidos en la tabla mencionada.

Figura 61

Análisis de medidas.



- Finalmente, con la participación de una llave mixta de 9/16 pulgadas se colocó el perno del segundo punto de suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 3, conjuntamente se aplicó un torque estándar de 135 lb/in establecidos en la tabla de torques mostradas en el manual de mantenimiento (**Anexo B**) con un torquímetro.

Figura 62

Uso del torquímetro.



- Posteriormente, se consideró como próximo componente a realizar la inspección a la cámara de combustión n° 4, para ello, se llevó a cabo un proceso de

reconocimiento de dos puntos de suspensión del tubo de llama de fácil acceso, que permitan desarrollar el trabajo de una manera minuciosa, aquello complementó con la colocación de masking en cada sitio identificado.

Figura 63

Cámara de combustión n° 4.



- Inmediatamente, se provino a desinstalar el perno del primer punto de suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n°4, para su ejecución, se contó con el aporte de una copa de 9/16 pulgadas.

Figura 64

Remoción del perno del primer punto de suspensión del tubo de llama.



- A continuación, se derivó a medir el desgaste que poseía el perno y la camisa del primer punto de suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 4, para la ejecución de la actividad fue necesario el uso del calibrador pie de rey,

misma que trajo como consecuencia las siguientes medidas: Respecto al perno de la suspensión se adquirió un diámetro de 0,311 pulgadas, así mismo, referente al orificio de la camisa de la suspensión se apreció un diámetro mayor de 0,312 pulgadas.

Figura 65

Diámetro del perno.



- Al instante, con los resultados obtenidos en el párrafo anterior, se procedió a verificar los mismos en la tabla de límites de la inspección (**Anexo A**), en ese preciso momento se pudo evidenciar que tanto el perno como el orificio de la camisa de la suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 4 no presentaban ningún tipo de desgaste, lo que conllevó a la deducción de que ambos componentes aun mantengan su estado de aeronavegabilidad indemne.
- Pronto, se provino a instalar el perno de la suspensión con la contribución de una llave copa de 9/16 pulgadas, conjuntamente, se aplicó torque de 135 lb/in al perno de acuerdo a la tabla de torques estándar plasmadas en el manual de mantenimiento (**Anexo B**), labor que se logró conseguir gracias al aporte de un torquímetro

Figura 66

Colocación de 135 lb/in en el torquímetro.



- A continuación, se procedió a remover el perno del segundo punto de suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 4, para llevarlo a cabo, se necesitó de una llave mixta de 9/16 pulgadas.

Figura 67

Perno del segundo punto de suspensión del tubo de llama.



- Rápidamente, con el aporte del calibrador pie de rey, se derivó a medir el desgaste existente en el perno y en el orificio de la camisa de la suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 4; para el primer elemento, se logró como resultado un diámetro mayor de 0,312 pulgadas, por otro lado,

referente al agujero de la camisa de la suspensión, se adquirió la medición del diámetro de 0,316 pulgadas.

Figura 68

Rotación del calibrador pie de rey.



- Inmediatamente, con las medidas obtenidas anteriormente, se cotejaron las mismas con la tabla de límites de la inspección (**Anexo A**) asimilando los siguiente resultados: En primer lugar, con el diámetro establecido de 0,312 pulgadas del perno del segundo punto de suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 4, se pudo apreciar que el mismo presentaba un desgaste de 0,001 pulgadas, lo que consecuentemente derivó a que dicho componente se encuentre dentro de los rangos de desgaste establecidos en la tabla citada anteriormente, así mismo, con el diámetro de 0,316 pulgadas del orificio de la camisa de la suspensión, se percató un desgaste de 0,004 pulgadas, lo que conlleva a asimilar el su pronta aeronavegabilidad.
- A continuación, se instaló el perno del segundo punto de suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 4 con una llave mixta de 9/16 pulgadas, a su vez, en ese preciso momento, se tomó un torquímetro, acción que tuvo como

finalidad la aplicación de 135 lb/in de torque estándar establecido en la tabla de torques mostrada en el manual de mantenimiento. (**Anexo B**)

Figura 69

Instalación del perno del segundo punto de suspensión del tubo de llama.



- Luego, como próximo objetivo para la efectividad de la inspección, se tomó la cámara de combustión n° 5, conjuntamente se derivó a reconocer dos puntos más externos de suspensión del tubo de llama del combustor mencionado con antelación, lo cual consistió en la colocación de masking en cada sección identificada.

Figura 70

Identificación de puntos de suspensión del tubo de llama.



- Posteriormente, se desinstaló el perno del primer punto de suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 5 con la contribución de una llave mixta de 9/16 pulgadas.

Figura 71

Remoción del perno del primer punto de suspensión del tubo de llama.



- Pronto, con el calibrador pie de rey, se midió el desgaste presente tanto en el perno como en el agujero de la camisa del primer punto de suspensión de la cámara de combustión n° 5; para el primer caso, se apreció un diámetro mayor de 0,314 pulgadas, a su vez, con referencia al orificio de la camisa de la suspensión, se adquirió un diámetro máximo de 0,315 pulgadas.

Figura 72

Diámetro del agujero de la camisa de 0,315 pulgadas.



- En seguida, se verificó las medidas obtenidas anteriormente en la tabla de límites permitidos de la inspección, por lo cual, primero se realizó el análisis del diámetro de 0,314 pulgadas correspondiente al perno del primer punto de suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 5, lo que conllevó a percibir que dicho elemento presentaba un desgaste de 0,003 pulgadas, lo que

derivó a que el perno mantenga su estado de aeronavegabilidad, por otro lado, con respecto al diámetro de 0,315 pulgadas del orificio de la camisa de la suspensión, se apreció un desgaste de 0,003 pulgadas, valoración que se encontró dentro de los rangos permisibles de desgaste, dando lugar a su pronto retorno de operación.

- Con una llave mixta de 9/16 pulgadas, se colocó el perno del primer punto de suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 5, instantáneamente, con el aporte de una torquímetro se aplicó torque estándar de 135 lb/in según lo establecido en la tabla de torques mostradas en el manual de mantenimiento. (**Anexo B**)

Figura 73

Instalación del perno del primer punto de suspensión.



- A continuación, se procedió a remover el perno del segundo punto de suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 5 con apoyo de una llave mixta de 9/16 pulgadas.

Figura 74

Remoción del perno del segundo punto de suspensión del tubo de llama



- Prontamente, con el aporte de la un calibrador pie de rey, se procedió a medir el nivel de desgaste que presentaba tanto el perno como el orificio de la camisa del segundo punto de suspensión de la cámara de combustión n° 5; para el primer componente indicado, se apreció un diámetro mayor de 0,315 pulgadas, por otro lado, con referencia al agujero de la camisa de la suspensión, se pudo adquirir un diámetro máximo de 0,315 pulgadas.
- En seguida, se cotejó los resultados obtenidos en el proceso anterior en la tabla de límites permisibles de la inspección; como punto inicial de la actividad, se tomó la medida del diámetro de 0,315 pulgadas perteneciente al perno del segundo punto de suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 5 conjuntamente se pudo evidenciar que dicho elemento presentaba un desgaste de 0,004 pulgadas, lo que conllevó a la deducción que el perno cumple los estándares establecidos en la tabla citada anteriormente, así mismo, se consideró el diámetro de 0,315 pulgadas del agujero de la camisa de la suspensión como próximo componente a equiparar, lo que resultó en que el mismo presentaba un desgaste de 0,003 pulgadas, lo que dio lugar a que aún conserve su estado de aeronavegabilidad.

Figura 75

Desgaste de 0,004 pulgadas del perno de la suspensión.



- Finalmente, se procedió a instalar el perno del segundo punto de suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 5 con una copa de 9/16 pulgadas, conjuntamente se aplicó torque de 135 lb/in con un torquímetro al elemento indicado anteriormente, según lo establecido en la tabla de torques estándar mostradas en el manual de mantenimiento del motor. **(Anexo B)**

Figura 76

Instalación del perno del segundo punto de suspensión del tubo de llama de la cámara de combustión n° 5.



- Respecto a las cámaras de combustión n° 6 y 7 se realizó los procedimientos de remoción, medición de desgaste, e instalación del perno y del agujero de la camisa siguiendo estrictamente las indicaciones emanadas por el fabricante del motor Rolls Royce Dart Mk 532-7L. Referente a la cámara de combustión n° 5, las mediciones de desgaste de los dos puntos de suspensión del tubo de llama

de dicho combustor fueron las siguiente: En cuanto al diámetro del perno se refiere se obtuvo una medición de 0,311 pulgadas, y con respecto al diámetro del agujero de la camisa se apreció una valoración de 0,312 pulgadas, lo que permitió concluir que la presente cámara de combustión se encontraba en óptimas condiciones debido a que no presentaban un índice de desgaste. Así mismo, en cuanto a la cámara de combustión n° 7 se describe, se adquirió mediciones iguales a las obtenidas en el combustor anteriormente mencionado, lo que conlleva a deducir que la cámara de combustión no presenta desgaste alguno.

3.5 Presupuesto

El coste previsto inicialmente para la elaboración de la presente monografía fue de 700 dólares americanos, cantidad que al transcurso de la ejecución de la actividad fue fluctuando, llegando al punto de evidenciar un aumento considerable en el monto establecido antecedentemente, por lo que, a continuación se detallan los costos reales tanto primarios como secundarios que permitieron cumplir de manera eficaz el trabajo.

3.5.1 Costos primarios

Tabla 3

Costos primarios.

Cantidad	Descripción	Valor (USD)
7	<i>Cámaras de combustión</i>	1050
2	<i>Manuales de mantenimiento del motor</i>	500
1	<i>Masking</i>	1
1	<i>Alcohol industrial de 500 ml</i>	4,27

Cantidad	Descripción	Valor (USD)
1	<i>Guaípe</i>	1
Total		1,556.27

3.5.2 Costos secundarios

Tabla 4

Costos secundarios.

Descripción	Monto (USD)
<i>Vivienda</i>	70
<i>Movilización</i>	50
<i>Internet</i>	40
<i>Papelería (Copias y escaneados)</i>	5
Total	165

3.5.3 Costos totales

Tabla 5

Costos totales.

Denominación	Valor (USD)
<i>Costos primarios</i>	1,556.27
<i>Costos secundarios</i>	165
Total	1,721.27

CAPÍTULO IV

4.1 CONCLUSIONES

- El motor Rolls Royce Dart Mk 532-71 posee 7 cámaras de combustión de tipo can o también conocidas como tubulares, siendo sus componentes principales los siguientes: inyectores de combustible, interconectores, tubos de llama, drenajes de combustible, carcasa de aire y para finalizar una cámara de expansión.
- La herramienta pie de rey es un instrumento de precisión, el cual permite determinar el nivel de desgaste existente en el perno y en el orificio de la camisa de dos puntos de suspensión del tubo de llama de cada cámara de combustión del motor Rolls Royce Dart Mk 532-71.
- El rango de desgaste en torno a los pernos de los puntos de suspensión de los tubos de llama de las cámaras de combustión se encuentran entre 0,001 a 0,004 pulgadas, resultados que conllevan al cumplimiento del rango permisible de desgaste de 0,005 pulgadas establecido en el sb n° da 72-a413, por otro lado, con referencia a los diferentes orificios de las camisas de los puntos de suspensión nombrados anteriormente, aquellos presentan un nivel de desgaste de 0,001 a 0,006 pulgadas, valores que se hallan dentro de los límites permitidos de desgaste de 0,0010 pulgadas establecidos en el boletín de servicio de alerta.

4.2 RECOMENDACIONES

- Identificar y conocer información técnica de cada uno de los elementos que componen una cámara de combustión tipo tubular perteneciente al motopropulsor Rolls Royce Mk 532-71.
- Girar el calibrador pie de rey en sentido horario hasta determinar el diámetro mayor presente tanto en el perno como en el agujero de los puntos de suspensión de cada cámara de combustión del motor Rolls Royce Dart Mk 532-71, ya que el desgaste que se produce en dichas secciones se origina de manera ovalada.
- Evitar desgastes mayores de 0,005 pulgadas existentes en los pernos de los puntos de suspensión del tubo de llama de las cámaras de combustión, así mismo, en caso de presentarse desgastes superiores a 0,010 pulgadas referente a los orificios de las camisas de los puntos de suspensión de los combustores, regirse a los puntos de acción establecidos en el boletín de servicio de alerta n° da 72-a413 por el fabricante del motor.

4.3 REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Airliners. (2020). Fokker f-27 & Fairchild f-27 & FH-227. Recuperado el 15 de julio del 2020 : <https://www.airliners.net/aircraft-data/fokker-f-27-fairchild-f-27-fh-227/217>
- Crane, D. (1996). *Aviation Maintenance Technician Series: Powerplant*. Newcastle: Aviation Supplies & Academics.
- Cuesta, M. (1986). *Motores de Reacción. Tecnología y Operación de vuelo*. Madrid: Paraninfo.
- FAA, (2018). *Aviation Maintenance Technician Handbook-Powerplant, Volume 1*. Oklahoma: United States Department of Transportation.
- Federal Aviation Administration. (2018). *Aviation Maintenance Technician Handbook-Powerplant, Volume 1*. Oklahoma: U.S. Department of Transportation.
- Federal Aviation Administration. (2018). *Aviation Maintenance Technician Handbook-Powerplant, Volume 2*. Oklahoma: U.S. Department of Transportation.
- Oñate, A. (2005). *Conocimientos del avión*. Madrid: Paraninfo.
- Rolls & Royce. (1960). *Rolls-Royce Dart Aero Engine, Chapter 73*. Gran Bretaña: Cass.
- Rolls & Royce. (1961). *Rolls-Royce Dart Aero Engine Maintenance, Chapter 1*. Gran Bretaña: Cass.
- Rolls & Royce. (1962). *Rolls-Royce Dart Aero Engine Maintenance, Chapter 72*. Gran Bretaña: Cass.
- Sáinz, V. (2002). *El motor de Reacción y sus Sistemas Auxiliares*. Madrid: Paraninfo.
- Sáinz, V. (2002). *El motor de Reacción y sus Sistemas Auxiliares*. Madrid: Paraninfo.

ANEXOS