

**DESARROLLO DE PRUEBAS Y ANÁLISIS MECANICO Y ENERGÉTICO DE UN  
MOTOR J69 DE LA FUERZA AEREA COLOMBIANA A CONDICIONES DE  
BOGOTÁ, REALIZADAS EN BANCO DE ENSAYOS UTILIZANDO JET A1 Y  
MEZCLA DE BIOCOMBUSTIBLE.**

**JOSE MIGUEL GALINDO CASTILLO**

**UNIVERSIDA ECCI  
FACULTAD DE INGENIERIA  
PROGRAMA INGENIERÍA MECÁNICA  
BOGOTÁ, D.C.  
2018**

**DESARROLLO DE PRUEBAS Y ANÁLISIS MECANICO Y ENERGÉTICO DE UN  
MOTOR J69 DE LA FUERZA AEREA COLOMBIANA A CONDICIONES DE  
BOGOTÁ, REALIZADAS EN BANCO DE ENSAYOS UTILIZANDO JET A1 Y  
MEZCLA DE BIOCOMBUSTIBLE.**

**JOSE MIGUEL GALINDO CASTILLO**

**TESIS DE GRADO PRESENTADA COMO REQUISITO PARA OBTENER EL  
TITULO DE INGENIERO MECANICO**

**Director: MSc. Ing. GABRIEL FERNANDO TALERO  
Codirector: MSc. Ing. VLADIMIR SILVA LEAL**

**UNIVERSIDA ECCI  
FACULTAD DE INGENIERIA  
PROGRAMA INGENIERÍA MECÁNICA  
BOGOTÁ, D.C.  
2018**

NOTA DE ACEPTACIÓN

---

---

---

---

---

Firma del Presidente del jurado

---

Firma del jurado

---

Firma del jurado

**BOGOTÁ, D.C. 2018**

## **AGRADECIMIENTOS**

Agradezco el correcto desarrollo y finalización de esta investigación a la Universidad E.C.C.I y a la Fuerza aérea colombiana (FAC), instituciones que me apoyaron y prestaron sus instalaciones y equipos, también a mis tutores y docentes; los Ingenieros Vladimir Silva Leal y Gabriel Fernando Talero, quienes estuvieron acompañándome y guiándome a lo largo de esta investigación.

Agradezco al grupo de investigación GIATME, al Grupo Técnico del Comando Aéreo de Mantenimiento CAMAN y a COLCIENCIAS, quienes aportaron los recursos y al personal necesario para el correcto desarrollo de la investigación.

Finalmente agradezco a mi familia por el acompañamiento y apoyo a lo largo de esta investigación y a lo largo de mi carrera.

## Tabla de contenido

<b>RESUMEN</b> .....	5
<b>INTRODUCCION</b> .....	6
<b>OBJETIVOS DE LA INVESTIGACION</b> .....	7
<b>OBJETIVO GENERAL</b> .....	7
<b>OBJETIVOS ESPECIFICOS</b> .....	7
<b>CAPÍTULO 1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA</b> .....	8
<b>1.1 BIOCOMBUSTIBLES EN EL SECTOR AERONÁUTICO</b> .....	8
<b>1.2 ESTUDIOS PREVIOS EN TURBINAS DE AVIACIÓN</b> .....	10
<b>1.3 PRINCIPIOS OPERATIVOS DE LAS TURBINAS DE GAS</b> .....	11
<b>1.3.1 CLASIFICACIÓN DE LAS TURBINAS DE GAS</b> .....	13
<b>1.3.2 FUNCIONAMIENTO BÁSICO</b> .....	18
<b>1.3.4 COMPONENTES BASICOS</b> .....	19
<b>1.4 FUNDAMENTOS TERMODINÁMICOS DE TURBINAS</b> .....	27
<b>1.4.1 CICLO BRAYTON</b> .....	27
<b>1.5 METODOLOGÍA DE INVESTIGACIÓN</b> .....	30
<b>CAPÍTULO 2.</b> .....	31
<b>2.1 DESCRIPCIÓN TECNOLÓGICA DE LA TURBINA J69-T-25</b> .....	31
<b>2.1.1 FUNCIONAMIENTO BÁSICO</b> .....	32
<b>2.1.2 FLUJO DE AIRE</b> .....	33
<b>2.1.3 SISTEMA DE LUBRICACIÓN</b> .....	35
<b>2.1.4 SISTEMA DE COMBUSTIBLE</b> .....	35
<b>2.1.5 COMPONENTES BÁSICOS</b> .....	37
<b>2.2 DATOS PREVIOS DE PRUEBAS A TURBINAS J69-T-25</b> .....	43
<b>CAPÍTULO 3 PROTOCOLO DE PRUEBAS</b> .....	45
<b>3.1 PROTOCOLO EXPERIMENTAL</b> .....	45
<b>3.2 FACTORES DE EXPERIMENTACIÓN</b> .....	46
<b>3.3 PREPARACIÓN EXPERIMENTAL</b> .....	51
<b>3.5 MANEJO DE DATOS DE EXPERIMENTACIÓN</b> .....	57
<b>CAPITULO 4</b> .....	60
<b>4.1 REUSLTADOS</b> .....	60

<b>4.2 ANÁLISIS MECÁNICO MOTOR J69</b> .....	61
<b>CAPITULO 5</b> .....	64
<b>5.1 ANÁLISIS DE DATOS</b> .....	64
<b>5.2 CONCLUSIONES</b> .....	73
<b>BIBLIOGRAFÍA</b> .....	74

## Lista de Imágenes 7

---

Imagen 1. Turbina de gas. Tomado de [22] .....	12
Imagen 2. Secciones de la turbina de gas. Tomado de [23].....	13
Imagen 3. Clasificación de las turbinas a gas. Tomado de [25].....	13
Imagen 4. Turbina Turbohélice. tomada de [24].....	15
Imagen 5. Turbina turboventilador. Tomado de [24].....	16
Imagen 6. Turbina turbo eje. Tomada de [30] .....	17
Imagen 7. Esquema de un turborreactor. Tomado de [34].....	18
Imagen 8. Difusor de admisión subsónico y supersónico. Tomado de [24] .....	20
Imagen 9. Compresor centrífugo. Tomado de [28].....	21
Imagen 10. Compresor axial. Tomado de [37] .....	21
Imagen 11. Cámara de combustión múltiple. Tomado de [28].....	23
Imagen 12. Cámara de combustión anular. Tomado de [39] .....	23
Imagen 13. Turbinas centrípetas. Tomado de [40] .....	24
Imagen 14. Tobera de escape. Tomado de [28] .....	25
Imagen 15. Tobera de escape convergente y convergente-divergente. Tomado de [28].....	26
Imagen 16. Caja de accesorios. Tomado de [28] .....	27
Imagen 17. Ciclo operativo de una turbina .....	28
Imagen 18. Diagramas ciclo Brayton [42] .....	29
Imagen 19. Turbina J69-T-25. Tomado de [45].....	31
Imagen 20. Avión Cessna T-37 Tweet. Tomado de [32] .....	31
Imagen 21. Avión Temco TT Pinto. Tomado de [46].....	31
Imagen 22. Vista seccional de la turbina J69-T-25. Tomado de [47].....	33
Imagen 23. Sistema de combustible. Tomado de [47].....	36
Imagen 24. Ensamblaje general del motor J69-T-25. Tomado de [23] .....	37
Imagen 25. Compresor y rueda de turbina de la turbina J69-T-25. Tomado de [50].....	39
Imagen 26. Despiece de la cámara de combustión. tomado de [50].....	40
Imagen 27. Esquema de Slinger y atomización de combustible. Tomado de [37] .....	41
Imagen 28. Despiece de la tobera de escape. Tomado de [50] .....	41
Imagen 29. Caja de accesorios y relación de transmisión. Tomado de [50].....	42
Imagen 30. Temperatura EGT y Empuje VS Porcentaje de RPM.....	44
Imagen 31. Amplitud de vibraciones en el compresor y la turbina VS Porcentaje de RPM.....	44
Imagen 32. Protocolo experimental .....	45
Imagen 33. Diseño de experimentación DOE.....	46
Imagen 34. Banco de pruebas y turbina J69 .....	49
Imagen 35. Área de experimentación.....	51
Imagen 36. Ubicación de los sensores en banco de pruebas.....	52
Imagen 37. Sistema de suministro de mezclas Jet A1 y Biodiesel P&ID.....	53
Imagen 38. Sistema de medición de gases de escape.....	54
Imagen 39. Diseño del rastrillo Norma ASME 345 E47. Tomado de [60].....	54
Imagen 40. Diseño del rastrillo Turbina J69.....	55
Imagen 41. Comportamiento de la turbina J69-T-25 RPM y T VS tiempo.....	57
Imagen 42. DCL Turbina J69 en banco .....	59

Imagen 43. Cámara de combustión externa turbina J69 .....	62
Imagen 44. Cámara de combustión interna turbina J69 .....	62
Imagen 45. Rotor turbina J69.....	63
Imagen 46. Tobera de escape turbina J69 .....	63
Imagen 47. Conjunto turbina J69 .....	64
Imagen 48. Temperatura de los gases a la salida VS porcentaje de RPM .....	65
Imagen 49. Fuerza de empuje VS porcentaje de RPM .....	66
Imagen 50. Relación aire combustible VS porcentaje de RPM .....	67
Imagen 51. Eficiencia VS porcentaje de RPM.....	68
Imagen 52. Consumo específico de combustible por unidad de empuje VS porcentaje de RPM .....	69
Imagen 53. Generación de CO <sub>2</sub> VS porcentaje de RPM .....	70
Imagen 54. Generación de CO VS porcentaje de RPM .....	71
Imagen 55. Generación de O <sub>2</sub> VS porcentaje de RPM.....	72

## Lista de Tablas

---

Tabla 1. Primeros biovuelos comerciales de prueba [10] [11] [12] .....	9
Tabla 2. Poder calorífico de mezclas con biodiesel. Tomado de [16] .....	10
Tabla 3. Comparación de los parámetros de la turbina GE J69-T-25-T-25A. [17] .....	11
Tabla 4. Especificaciones de turbinas. Tomado de [21] .....	14
Tabla 5. Propiedades de la turbina J69-T-25. Tomada de [47] .....	32
Tabla 6. Datos prueba en banco turbina J69-T-25. Tomado de [51] .....	43
Tabla 7. Factores experimentales .....	46
Tabla 8. Diseño de experimentos .....	47
Tabla 9. Parámetros experimentales .....	47
Tabla 10. Variables respuesta .....	48
Tabla 11. Componentes del banco de pruebas J69 .....	49
Tabla 12. Variables tomadas antes y después de las pruebas .....	60
Tabla 13. Variables tomadas durante las pruebas .....	61

## Nomenclatura

---

A	Amplitud de vibraciones en Mils
A <sub>t0</sub>	Área transversal entrada de aire
A <sub>ts</sub>	Área transversal tobera de escape
ESHP	Caballos de potencia al eje
CONPES	Consejo Nacional de Política Económica y Social
TSFC	consumo específico de combustible por unidad de empuje
mComb	Consumo másico de combustible

$w_{BD}$	Contenido másico de biodiesel en combustible (g/g)
$\rho$	Densidad
$\rho_{comb}$	Densidad del combustible
$CO_2$	Dióxido de carbono
$D_{Vien}$	Dirección del viento
$\eta$	Eficiencia
$F$	Empuje
$Q$	Energía calorífica
$h$	Entalpia
$S$	Entropía
$\dot{m}$	Flujo másico
FAC	Fuerza Aérea Colombiana
GAL	Galón
GPM	Galones por minuto
GEI	Gases de efecto invernadero
$^{\circ}C$	Grados Centígrados
$^{\circ}F$	Grados Fahrenheit
$g$	Gravedad
$G$	Gravedad
$SF_6$	Hexafluoruro de azufre
HFC	Hidrofluorocarbonos
HR	Humedad relativa
$m$	Masa
$CH_4$	Metano
Mils	Micro metros
kBPD	Mil barriles por día
Mtep	Millones de toneladas equivalentes de petróleo
$\lambda$	número de moles para una mol de combustible
$N_2O$	Óxido nitroso
$O_3$	Ozono
PFC	Perfluorocarbonos
$PC_{Super}$	Poder calorífico superior
$P$	Presión
PS3	Presión a la salida del compresor
$P_{atm}$	Presión atmosférica
$P_{aceite}$	Presión de aceite medido
$P_{comb}$	Presión entrada de combustible medido
PROURE	Programa de uso racional y eficiente de energía
FAR	Relación combustible aire
$N$	Revoluciones por minuto
$T$	Temperatura

T_amb	Temperatura ambiente
T aceite	Temperatura de aceite medido
T aire	Temperatura de entrada de aire medido
T EGT	Temperatura de gases de escape medido
t	Tiempo
W	Trabajo
H <sub>2</sub> O	Vapor de agua
PCT	Velocidad angular del eje en porcentajes
V_Vien	Velocidad del viento
V <sub>0</sub>	Velocidad entrada de gases
V <sub>s</sub>	Velocidad salida de gases
v	Viscosidad dinámica
V	Volumen

## RESUMEN

La sociedad moderna enfrenta problemas y desafíos cada vez más críticos debido al aumento de la población, la industrialización, la generación de residuos contaminantes, la crisis energética y la dependencia del petróleo que se agota día a día, más de la mitad del consumo energético se concentra en el sector transporte e industrial, donde prevalece el consumo de combustibles de tipo fósil.

El transporte aeronáutico es un consumidor líder de energía que depende en gran medida de los combustibles fósiles y contribuye a las emisiones de gases de efecto invernadero, el sector aeronáutico durante los últimos años ha tenido un enorme crecimiento, aumento que de igual manera incrementa el consumo de queroseno de origen fósil (Principal combustible de aviación), lo cual genera la necesidad de ser sustituido por biocombustibles de forma parcial o completa. El biodiesel ha sido ampliamente considerado como un combustible alternativo para aviones y motores de turbina de generación de energía. Desafortunadamente, la experimentación en la literatura se limita principalmente a turbinas de pequeña escala y quedan desafíos abiertos con respecto a la seguridad de la operación.

En Colombia, el sector de transporte consume alrededor del 36% de la energía total producida y es responsable del 17% de las emisiones de CO<sub>2</sub>. Como una parte de la solución, transitoria, en muchos países se ha implementado como política de estado el incentivar la producción de biocombustibles, surgiendo como una posibilidad para mermar las emisiones de Gases de Efecto Invernadero, GEI, principales causantes del cambio climático.

En el presente trabajo se expone la metodología experimental y los resultados obtenidos de las pruebas de un motor turborreactor J69-T-25A a gran escala, utilizando diferentes mezclas de Jet A1 y Biodiesel de palma aceitera con contenidos de volumen del 0% al 50%, además de evaluar sus parámetros de operación (Temperaturas, Vibraciones, Empuje) se analizan los gases de escape generados tras la combustión, además del impacto mecánico de sus componentes. Se observa una reducción máxima en la eficiencia global del motor del 3,1% y un incremento de 3,4 s en el tiempo de aceleración cuando se usa la mezcla 50% v / v. A partir de los resultados procesados se encuentra un valor de compensación óptimo del 16% del contenido de volumen de biodiesel. Se registra una influencia primordial en el rendimiento energético del motor cuando se opera en condiciones de ralentí, pero no se observan diferencias significativas en las condiciones de crucero y despegue. Para esto se analiza el funcionamiento de la turbina, además de analizar a fondo sus sistemas y componentes.

## INTRODUCCION

Las aeronaves con motores a reacción en la actualidad ya sean comerciales o militares, tienden a utilizar combustibles fósiles derivados del petróleo, los cuales no son renovables, tienen una alta responsabilidad en la contaminación del aire, además de ser principalmente generadores de gases de efecto invernadero (GEI) como el dióxido de carbono (CO<sub>2</sub>), el metano (CH<sub>4</sub>), el vapor de agua (H<sub>2</sub>O), el óxido nitroso (N<sub>2</sub>O) y el ozono (O<sub>3</sub>), además se cuenta con una serie de GEI en la atmósfera que son creados por el ser humano y que se encuentran regulados por el protocolo de Montreal como el hexafluoruro de azufre (SF<sub>6</sub>), los hidrofluorocarbonos (HFC) y los perfluorocarbonos (PFC). [1] [2].

A nivel mundial cerca de 5 millones de barriles diarios de crudo son consumidos en el sector aeronáutico, que corresponde a un 5.8% del consumo de crudo total en todo el mundo, llegando a tener un incremento de hasta un 10% para el año 2020 según la EIA. [1] La demanda de Jet Fuel, principal combustible para aviación, está proyectada para crecer anualmente un 1.9% entre los años 2008 y 2025 incrementando el consumo de combustibles en el sector aeronáutico a nivel mundial. [3].

En muchos países se ha llegado a implementar como política de estado el incremento en la producción de biocombustibles, los cuales son de vital importancia ya que son sostenibles y son una alternativa potencial al combustible fósil. A nivel mundial la producción de biocarburantes en el año 2005 fue de 19.651 Millones de toneladas equivalentes de petróleo, llegando a tener para el año 2015 una producción de 74.847 Mtep, de los cuales los más utilizados en el mundo fueron el bioetanol y el biodiesel. [1] [3].

En Colombia según el UPME, 2016, la producción de alcohol carburante o bioetanol fue de 6,34 kBPD (Mil barriles por día) y de 9,88 kBPD de biodiesel, mientras que el consumo de los fósiles análogos fue de 85,42 kBPD de gasolina y de 131,60 kBPD de ACPM. En 2009 el consumo de combustible de aviación en Colombia fue de 18.5 kBPD, es decir casi 6 veces menor a la de diésel, teniendo como conclusión que la participación de los biocombustibles aún sigue siendo irrelevante frente al consumo de los combustibles extraídos del petróleo. [4].

La Fuerza Aérea Colombiana, FAC, como garante de seguridad para el Estado, puede impulsar a nivel aéreo el uso de biocombustibles en las aeronaves, contribuyendo así a los compromisos de mitigación de cambio climático que adquirió el país en convenios internacionales respecto a la reducción de emisiones de gases de efecto invernadero en el sector de transporte aéreo, como el documento CONPES 3510 y la resolución 180919 programa de uso racional y eficiente de energía (PROURE), además de la ley 1715 de 2014. Estos compromisos nacionales e internacionales, son la razón fundamental del interés de la FAC en incursionar en la utilización de biocombustibles y apoyar a este tipo de investigaciones, teniendo intereses económicos, políticos y legales. Todo esto en alianza con el ICP, Tertel, LAN y las universidades. [2] [5].

Como resultado de la investigación, se realiza una serie de pruebas en banco a un motor J69-T-25 perteneciente a la FAC en la ciudad de Madrid, Cundinamarca, en donde se prueba el funcionamiento del motor utilizando diferentes mezclas de Jet A1 y biocombustible, posterior a esto, se realiza un análisis de su comportamiento y de su eficiencia, además se realiza una comparación para observar el impacto del biocombustible a nivel mecánico y térmico.

## **OBJETIVOS DE LA INVESTIGACION**

### **OBJETIVO GENERAL**

Realizar experimentación, análisis mecánico y energético del comportamiento de un motor de aviación J69-T-25 de la Fuerza Aérea Colombiana, utilizando combustible JET-A1 y mezcla de biocombustible con base en los parámetros técnicos de funcionamiento

### **OBJETIVOS ESPECIFICOS**

- Describir el motor J69-T-25 y sus parámetros de comportamiento teniendo en cuenta cada uno de los mecanismos que lo componen y su influencia en el desarrollo de pruebas de comparativas
- Desarrollar el protocolo de pruebas, basado en el manual de mantenimiento dado por el fabricante y las normas establecidas por la fuerza aérea colombiana para su realización
- Realizar las pruebas experimentales que permitan obtener el comportamiento energético del motor y documentar los resultados obtenidos en cada una de las corridas tanto con combustible convencional como con biocombustible.
- Realizar el análisis comparativo de resultados obtenidos para los diferentes regímenes de funcionamiento del motor con el fin de ver el impacto de los combustibles sus sistemas mecánicos y térmicos.

## **CAPÍTULO 1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA**

### **1.1 BIOCOMBUSTIBLES EN EL SECTOR AERONÁUTICO**

El sector de transporte aéreo es un sector de gran crecimiento en la actualidad, con más de 3000 millones de pasajeros al año, como lo registra en el año 2013 el ICAO [6]. Según los principales fabricantes de aeronaves a nivel mundial, se pronostica una tasa en el crecimiento anual del tráfico aéreo entre el 4 y el 5 % [7]. sin embargo, para el año 2014 según la OACI, la cantidad de pasajeros transportados alcanza la cifra de 3300 millones, que correspondería a un aumento del 5,5% respecto al año anterior. [8].

Teniendo en cuenta el crecimiento de la industria del transporte aéreo, surge la necesidad de reducir las emisiones de GEI y contribuir al desarrollo económico, mejorando su eficiencia mediante diferentes parámetros, como la renovación de las flotas, mejoras en medidas operacionales e infraestructura, modificaciones y el uso de combustibles alternativos. [7] [9].

Tradicionalmente el combustible utilizado para la aviación se obtiene por medio de la destilación del petróleo, con el nombre comercial de queroseno. Sin embargo, en los últimos años se ha presentado un notorio crecimiento en investigaciones que pretenden sustituir parcial o totalmente el queroseno de origen fósil por biojet o bioqueroseno. En la Tabla 1. Primeros biovuelos comerciales de prueba se presentan los primeros casos de vuelos utilizando biocombustibles, los cuales son realizados por las principales aerolíneas a nivel mundial y bajo certificación ASTM. [10].

En Julio del año 2011 la aerolínea KLM opera uno de los primeros vuelos con biocombustibles, con un total de 171 pasajeros a bordo. Meses después la aerolínea Lufthansa realiza una prueba con una duración de seis meses en donde se realizan 1187 vuelos utilizando biocombustibles en el trayecto de Hamburgo a Fráncfort. TAM la primera compañía aérea de América Latina que realiza un vuelo utilizando biocombustible con despegue y aterrizaje en el aeropuerto Galeão (Rio de Janeiro), este tipo de iniciativas hacen parte de la importancia que hay a nivel mundial en la implementación y desarrollo de este tipo de tecnologías que son capaces de generar productos que pueden llegar a reducir en un 80% las emisiones de CO<sub>2</sub> [10] [11] [12].

En el ámbito militar el número de vuelos utilizando biocombustibles reportados ha sido mucho menor en comparación con los comerciales, liderados principalmente por la armada y la Fuerza Aérea estadounidense en colaboración con la NASA desde el año 2010, utilizando en la mayoría de los casos mezclas menores al 50% de biocarburantes obtenidos de algas, camelina o aceite de frituras en aeronaves como el F-22 y helicópteros. [13].

Tabla 1. Primeros biovuelos comerciales de prueba [10] [11] [12]

<b>Año</b>	<b>Aerolínea</b>	<b>Vuelo</b>	<b>Aeronave</b>	<b>Combustible</b>
2008	Virgin Atlantic	Londres - Ámsterdam	Boeing 747- 400	mezcla de 20% de aceite de coco y palma
2011	Lufthansa	Hamburgo - Fráncfort	Airbus 321	Mezcla 50% de biocombustible de nueva generación
2011	United, (continental Airlines)	Houston - Chicago	Boeing 737	Algas con turbosina (Jatropha- algas)
2011	KLM	Ámsterdam – Paris	Boeing 737	Mezcla 50% aceite de frituras
2011	Airfrance	Toulouse – Paris	Airbus A321	Mezcla 50% aceite de frituras
2011	TAM	Galeão (Rio de Janeiro)	-----	mezcla de aceite de piñón manso, biomasa vegetal brasileña.
2012	LAN	Santiago - Concepción	Airbus A320	Mezcla 1/3 de biocarburante de Camelina
2013	LAN (Colombia Terpel)	Bogotá - Cali	Airbus A320	Mezcla 1/3 de biocarburante de Camelina

En el año 2011 la revista Biofuels International hace una proyección para el año 2015, afirmando que en USA podrían ser comercializables los biocarburantes para el sector de transporte aéreo en un porcentaje no mayor al 1%, lo que equivaldría a 16 millones de galones de combustible fósil en un año [3]. Aunque el director de Boeing Commercial Airplane, Richard Wynne asegura que antes de generalizar el uso comercial de los biocarburantes en el sector aeronáutico es necesario superar los siguientes obstáculos: [14].

Los combustibles tendrán que ser químicamente idénticos.

Debería haber una fuente suficientemente grande como para que estos nuevos combustibles pudiesen estar disponibles a un coste adecuado.

Los aeropuertos deben ser capaces de manejar los combustibles sin tener que hacer grandes cambios en los tanques de almacenamiento, oleoductos y otras infraestructuras.

La producción comercial debe tener un precio que comparativamente sea favorable respecto a los combustibles convencionales.

Los combustibles tienen que ser sostenibles, y no competir con las fuentes de alimentación.

## 1.2 ESTUDIOS PREVIOS EN TURBINAS DE AVIACIÓN

En el año 2017 Pielecha J [15], realizaron una serie de pruebas en banco utilizando una pequeña turbina de gas axial, denominada GTM-120, y la cual posee una cámara de combustión anular, en dichas pruebas se utilizó como combustible el JET A1 y se comparó con una mezcla a proporciones iguales de JET A1 y FAME, además fue evaluada a diferentes regímenes de operación, teniendo como resultado datos de las emisiones de HC (Gases sin quemar), emisiones de CO y tamaño de partículas.

En este estudio se concluye que las emisiones de HC y CO generadas por la turbina GTM-120, tienden a disminuir significativamente a regímenes de funcionamiento altos y medios al utilizar como combustible la mezcla de JET A1 y FAME, además el tamaño y número de partículas generadas también disminuye, pero es mayor a regímenes bajos y llega a valores muy altos cuando la turbina es llevada a su 100% RPM.

A. Abu Talib 2014 [16], realizan una serie de pruebas en banco a una turbina turbojet CM4, en donde se utiliza como combustible JET A1 y una mezcla de JET A1 con un 20% de biodiesel producido con aceite de palma, además de realizar diferentes simulaciones utilizando el software GasTurb 11, con concentraciones de JET A1 con un 50%, 70% y 100% de biodiesel.

Como resultado de esta investigación se concluye que el empuje máximo, es generado al utilizar como combustible JET A1 y, al utilizar mezclas con biodiesel, el empuje máximo generado por la turbina disminuye conforme el porcentaje de biodiesel en la mezcla aumenta, teniendo una disminución en el empuje de un 0.77%, 4%, 8% y 12% respectivamente. Según el análisis realizado, se muestra que las pérdidas en el empuje están dadas por la disminución en la energía que hay en las mezclas con biodiesel como se presenta en la Tabla 2. Poder calorífico de mezclas con biodiesel. Tomado de En este estudio se concluye, que la eficiencia de la cámara de combustión mejora con la utilización de biodiesel.

Tabla 2. Poder calorífico de mezclas con biodiesel. Tomado de [16]

Combustible	JET A1	Mezcla 20% Biodiesel	Mezcla 50% Biodiesel	Mezcla 70% Biodiesel	Mezcla 100% Biodiesel
Poder calorífico (MJ/Kg)	46.19	44.90	42.82	41.55	39.96

En el proyecto “Análisis energético del motor GE J69-T-25-T-25A” realizado por Ulloa Gustavo y Moreno German en el año 2009 [17], caracteriza experimentalmente el funcionamiento energético del motor GE J69-T-25-T-25A, reportando datos sobre el comportamiento habitual de esta turbina utilizando como combustible JET A1.

Estos datos y parámetros experimentales también son emulados con el software GasTurb 10, realizando una serie de simulaciones utilizando diferentes regímenes de funcionamiento.

Para las pruebas se consignaron valores de trabajo a condición ideal y bajo un entorno operacional de la ciudad de Madrid, Cundinamarca. Dicha comparación se consigna en la Tabla 3 [17].

Tabla 3. Comparación de los parámetros de la turbina GE J69-T-25-T-25A. [17]

		<b>Condiciones ideales simuladas</b>	<b>Condiciones de Madrid simuladas</b>	<b>Prueba en banco condiciones de Madrid</b>
<b>Revoluciones por minuto</b>	RPM	21730	21730	21730
	%	100	100	100
<b>E.G.T</b>	°F	1200	1000	1000
<b>Empuje</b>	LB	664	640	630
<b>PS 3</b>	PSI	38	27	27

Del estudio realizado por Ulloa Gustavo y Moreno German [17], se concluye que por medio del software GasTurb 10, es posible reproducir las condiciones de operación en la turbina muy cercanos a los valores experimentales. El error observado en la simulación es debido a que este software no tiene en cuenta las pérdidas de energía en el fluido, como la fricción, la transferencia de calor al exterior y el flujo turbulento. También se observa que las mayores pérdidas de energía se presentan en el compresor por lo que se propone la modificación del diámetro en las toberas de entrada de aire y la de expulsión de gases.

### 1.3 PRINCIPIOS OPERATIVOS DE LAS TURBINAS DE GAS

#### Turbina de gas

Una turbina de gas es un motor térmico rotativo de combustión interna que pertenece al grupo de máquinas térmicas generadoras, en donde la energía generada por un combustible y un oxidante es transformada en energía mecánica generando una importante cantidad de calor en forma de gases calientes con un alto porcentaje de oxígeno. Su franja de operación va desde pequeñas potencias (30 KW para las micro turbinas) hasta 500 MW, llegando al punto de competir con los motores alternativos (ciclos termodinámicos OTTO y DIESEL). [18] [19] [20].

Las turbinas de gas tienen un amplio uso, debido a su pequeño peso y volumen en relación a su potencia, además de su fácil operación. Tienen una gran ventaja en comparación con los motores de pistón, ya que no cuenta con movimientos de rotación que generan fricción en su interior y vibraciones, además de reducir el consumo de lubricantes, que además no están en contacto con superficies calientes ni con productos de combustión. [20] [21].

Su campo de aplicación es el más amplio entre los motores térmicos, sus aplicaciones más comunes son en plantas de generación de energía eléctrica, la propulsión de Aeronaves, automoción, tanques y embarcaciones marítimas. [21].

Las turbinas de gas operan en base al ciclo Brayton como lo muestra la **¡Error! No se encuentra el origen de la referencia.** El aire entra por el difusor de entrada hacia el compresor, en donde el aire es comprimido y posterior a esto mezclado con el combustible en la cámara de combustión, esta mezcla es quemada bajo condiciones de presión constante, luego los gases calientes se expanden a través de la turbina haciéndola girar y produciendo trabajo, finalmente los gases son expandidos nuevamente en la tobera de escape produciendo empuje. [22].

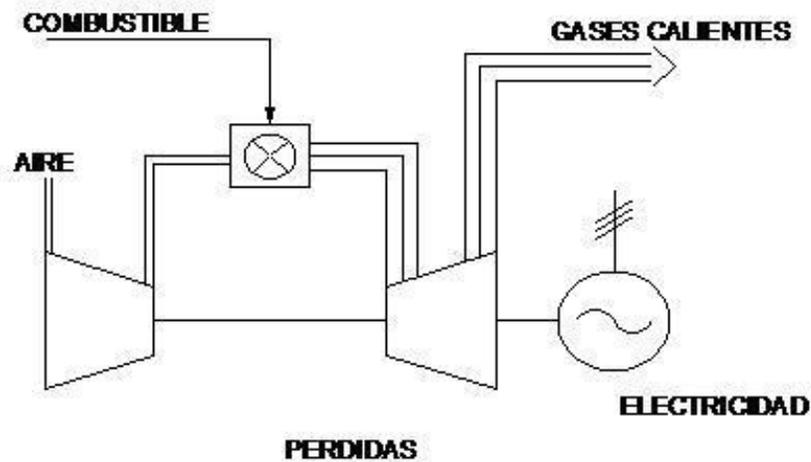


Imagen 1. Turbina de gas. Tomado de [22]

De acuerdo a la Imagen 2 las turbinas están compuestas por dos partes principales [23]; la sección fría y la sección caliente.

La sección fría está compuesta por la tobera de admisión de aire, el generador de gases que puede ser de uno o varios compresores y la turbina de expansión de gases de la cual se obtiene la potencia necesaria para poder mover el generador de gases. Su objetivo es elevar la presión y la temperatura de los gases para posterior ser llevados a la cámara de combustión.

La sección caliente es en donde se obtiene la potencia útil de la turbina. Está compuesta por la cámara de combustión y según su configuración puede ser otra turbina de expansión de gases o una tobera de propulsión. [24].

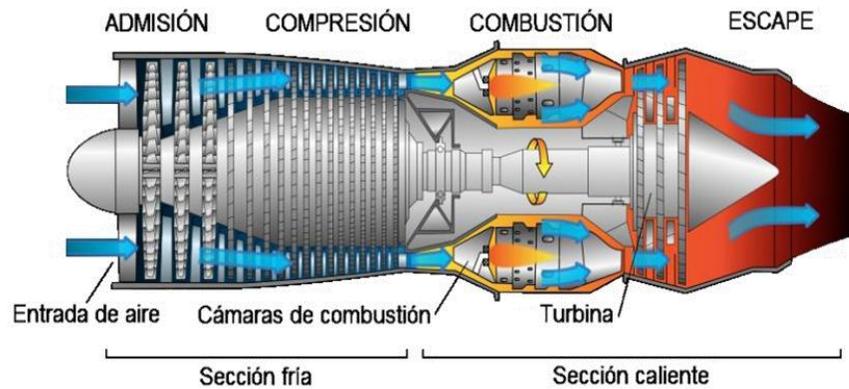


Imagen 2. Secciones de la turbina de gas. Tomado de [23]

Las características de operación de las turbinas de gas dependen de las condiciones del aire del ambiente, la calidad de combustible y la altitud. La combustión se lleva a cabo con un alto exceso de aire, por lo que los gases a la salida de la cámara de combustión poseen altas concentraciones de oxígeno (hasta un 16%), hasta el momento con la tecnología disponible se pueden lograr temperaturas de hasta 1300 °C a la salida de la cámara, teniendo en cuenta de que a mayor temperatura la eficiencia del ciclo será mayor. [23].

### 1.3.1 CLASIFICACIÓN DE LAS TURBINAS DE GAS

Según la Imagen 3. Clasificación de las turbinas a gas. Tomado de Las turbinas a gas pueden clasificarse según el origen de su desarrollo, por el diseño de su cámara de combustión y por su número de ejes, están organizadas en 6 grandes grupos; Turborreactores, Turbohélice, Turbo eje, Turboventilador, Ventilador de turbohélice y motores de ventilador con ductos avanzados. En las siguientes secciones se explica en detalle los principales tipos de turbinas de gas. [25].

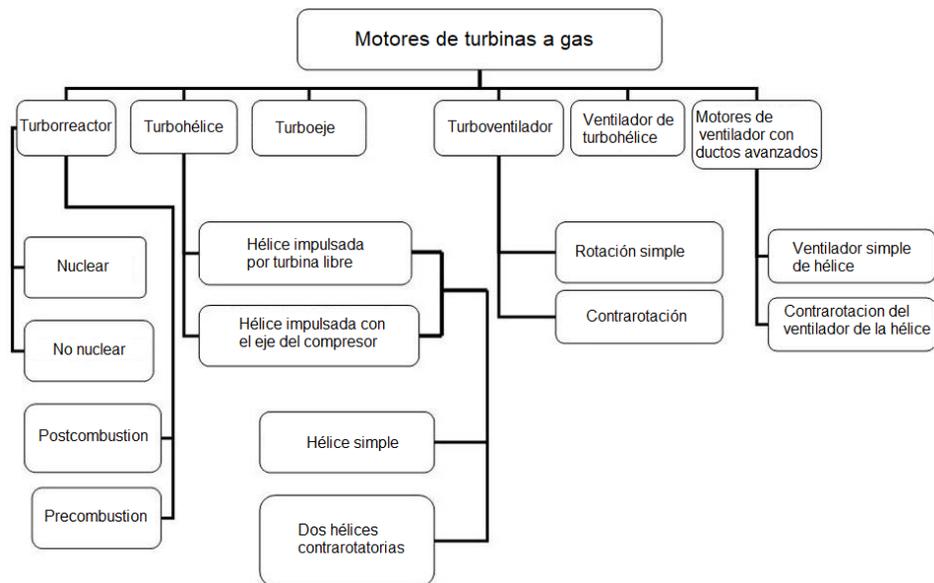


Imagen 3. Clasificación de las turbinas a gas. Tomado de [25]

La Tabla 4. Especificaciones de turbinas. Tomado de presenta diferentes modelos de motores a gas que son normalmente utilizados en el sector aeronáutico, su clasificación y datos técnicos como el empuje máximo, flujo de aire y temperatura a la entrada de la turbina, además de su relación de compresión y el número de etapas en su compresor.

Tabla 4. Especificaciones de turbinas. Tomado de [21]

Modelo	Clasificación	E. Máx. (lb) ESHP (HP)	Flujo de aire (lb/s)	Relación de presión ( etapas)	T Entrada a la turbina (K)
T53-L-13	Turbo eje	1.400 ESHP	12,2	7 (5,1)	1210,9
T55-L-11	Turbo eje	3.750 ESHP	-	8 (6,1)	-
T58-GE-100	Turbo eje	1.500 ESHP	14	8,4 (10)	1014,6
T64-GE-100	Turbo eje	4.330 ESHP	29,3	14 (14)	1099,8
T76-L-10	Turbo eje	715 ESHP	6,16	8,6 (2)	1265,4
PT6A-42	Turbohélice	850ESHP	8	8 (3,1)	-
PT6A-45R	Turbohélice	1.197 ESHP	8.6	8,7 (3,1)	-
T56-A-7	Turbohélice	3.775 ESHP	32,5	9,45 (14)	1244,3

T56-A-15	Turbohélice	4.591 ESHP	32,5	9,55 (14)	1349,8
J57-P-23	Turborreactor	16.000	165	11,5 (16)	1144,26
J58-P	Turborreactor	32.500	450	6 (9)	-
J60-P-3	Turborreactor	3.000	50	7 (9)	1144,26
J69-T-25-T-25	Turborreactor	1.025	20,5	3,9 (1)	1102,6
J75-P-17	Turborreactor	24.500	252	12 (15)	1149,8
J79-GE-17	Turborreactor	17.820	170	13,5 (17)	927,6
J85-GE-5H	Turborreactor	3.850	44	7 (8)	1166,5
J85-GE-17	Turborreactor	2.850	44	7 (8)	1166,5
J85-GE-21	Turborreactor	5.000	51,9	8 (8)	1249,8

### **Turbohélice**

Un motor turbohélice es un generador de gases que mueve una hélice por medio de la expansión y quema de gases, la cual suministra la energía requerida para poder mover la hélice. Los motores de hélice desarrollan empuje al mover una gran cantidad de masa de aire a través de un pequeño cambio en la velocidad. [25] [26].

Esta combina las mejores características de un turborreactor y un motor de pistón, características que lo hacen más eficiente a grandes velocidades y grandes altitudes, lo cual le permite acelerar a el doble de la velocidad del sonido y tener respuestas más rápidas de aceleración, la eficiencia llega a tener valores máximos a velocidades entre 400 y 450 mph y a alturas de 30.000 ft, por esta razón son muy utilizados en aviones de pasajeros y principalmente en la aviación militar. Un diagrama de este motor se puede observar en la Imagen 4. Turbina Turbohélice. tomada de. [21] [24] [25].

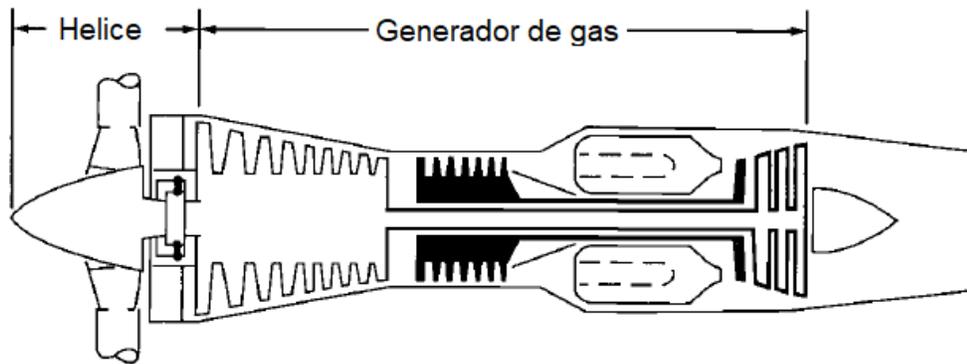


Imagen 4. Turbina Turbohélice. tomada de [24]

La gran diferencia entre un turboreactor y un turbohélice es que este se encuentra optimizado para utilizar la mayoría de la energía de los gases en movimiento al eje para que este pueda impulsar la hélice. Esto debido a que los gases de escape no tienen la suficiente potencia como para poder impulsar la aeronave. Este eje se encuentra acoplado a la vez a una caja de reducción de rpm la cual reduce la velocidad de la hélice ya que ninguna hélice es capaz de soportar las fuerzas generadas si girara a la misma velocidad que la turbina. Estos motores son utilizados generalmente en aviones subsónicos pequeños, en aviones de transporte de baja velocidad y transporte de pasajeros pequeños. [24] [27].

Existen dos tipos de configuraciones para este tipo de turbina; el de turbina libre, en el cual la turbina se dedica exclusivamente a mover la hélice y el de Manejo directo, en la cual el eje mueve al compresor al igual que lo hace con la hélice. [28].

### **Turboventilador**

Los motores a reacción modernos son normalmente de tipo turboventilador, generalmente este tipo de turbina es más económico y eficiente que un turboreactor, especialmente en vuelos subsónicos. Los motores turboventiladores civiles tienen un empuje específico bajo (empuje neto dividido por el flujo de aire), con el fin de reducir el ruido y mejorar la eficiencia del combustible. Por el contrario, los motores turboventilador militares poseen más etapas de ventiladores para poder tener un empuje específico alto y aumentar su empuje en una zona, generando más ruido en el motor. [29].

Los turboventiladores son mucho más eficientes y silenciosos en comparación con los otros tipos de motores, siendo ideales para ser usados en vuelos comerciales, en la Imagen 5. Turbina turboventilador. Tomado de se puede observar su configuración básica. [24]. El motor turboventilador consiste en una entrada de aire, una turbina de gas, una tobera de propulsión y una hélice interna denotada también como ventilador. En este equipo se genera dos corrientes de aire que fluyen a través de este, la corriente primaria pasa por todos los

componentes internos, como lo hace un turbo reactor y la corriente secundaria pasa a través del ventilador, estas dos corrientes son canalizadas hacia el exterior por medio de una segunda boquilla que es conocida también como boquilla fría, en la que se mezclan las dos corrientes de aire. [25].

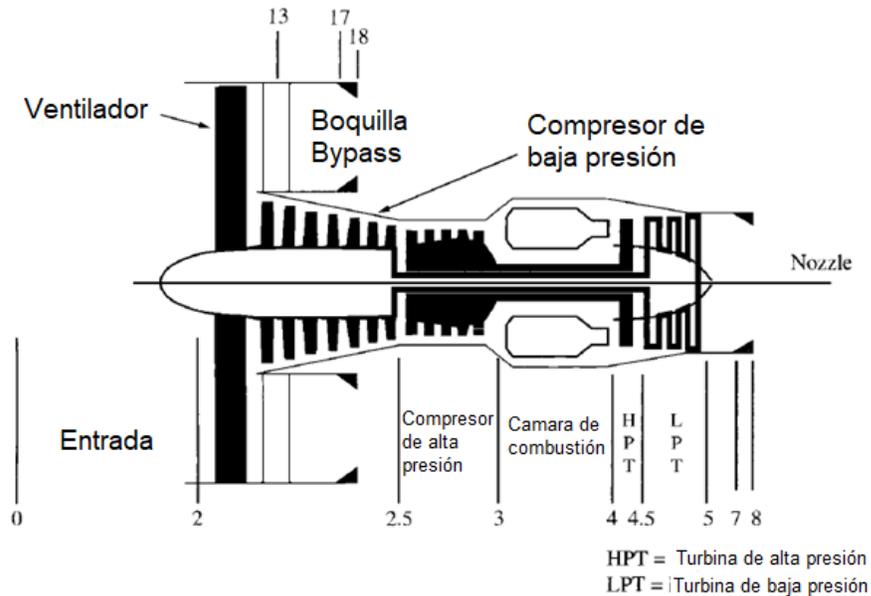


Imagen 5. Turbina turboventilador. Tomado de [24]

### Turbo eje

Los motores a reacción de tipo turbo eje son muy similares a los de tipo turbohélice, con la diferencia que la energía no es suministrada a la hélice si no al eje y que este necesita una expansión adicional en el sistema de turbina para evitar el empuje residual en el motor. En la Imagen 6. Turbina turbo eje. Tomada de se puede ver la configuración básica de un motor turbo eje. En la actualidad la mayoría son de turbina libre y son normalmente usados en helicópteros. [24] [25].

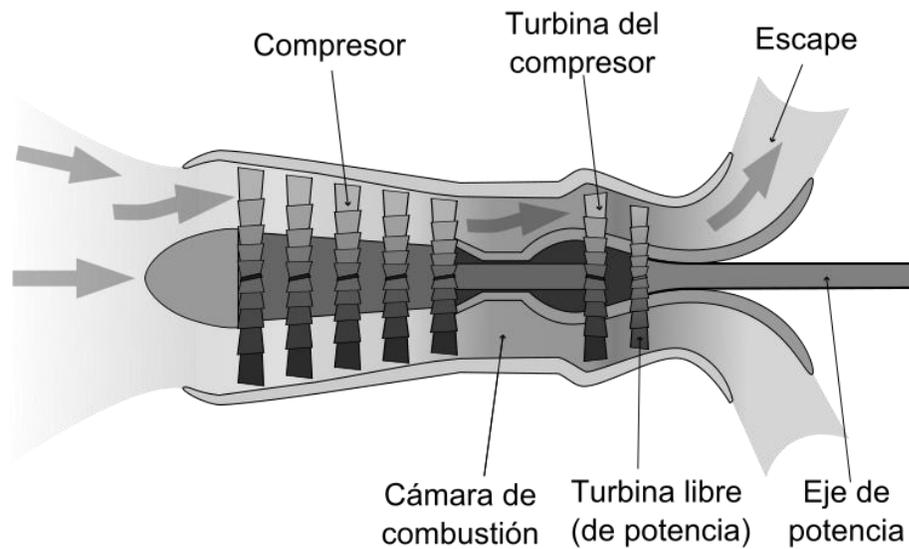


Imagen 6. Turbina turbo eje. Tomada de [30]

## **Turborreactor**

Los turborreactores fueron los primeros motores a reacción que se utilizaron en aviones, este permitió una mejora en el transporte aéreo, reduciendo los costos de vuelo y mantenimiento, además de una reducción en los tiempos de vuelo debido a que incluso se alcanzaron velocidades supersónicas. [25] [12].

Son máquinas de combustión interna que a menudo son utilizadas para impulsar aeronaves, siendo el tipo de reactor más sencillo y el primero en aparecer. [29] [28]. Son empleados en misiles, cohetes, naves espaciales y en aviones de alta velocidad y gran altitud debido a que solo son eficientes a velocidades supersónicas, por esta razón la mayor parte de los aviones en la actualidad utiliza motores turbohélice a velocidades bajas o turboventilador a velocidades altas. [31] [32].

La propulsión generada por escape de gases de un turborreactor esta explicada por la 3° ley de Newton acorde con la Ecuación 1, como es el caso de un avión, sus turbinas son lo que impulsan a la aeronave hacia adelante por medio de la expulsión de gases a gran velocidad por la parte posterior de estas. [32] [33].

$$E = g(Vs - Ve) \quad (1)$$

El empuje es generado por la compresión y el aumento en la temperatura del aire debido al generador de gases, para luego mezclarse con el combustible y quemarse en una cámara de combustión, teniendo una expansión en los gases que fluyen a través de la turbina y la tobera de propulsión como se ve en la Imagen 7. Esquema de un turborreactor. Tomado de [34].

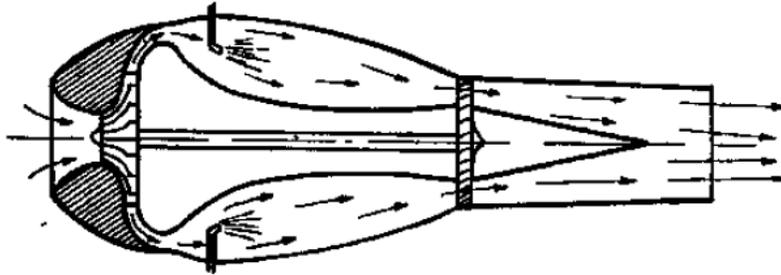


Imagen 7. Esquema de un turborreactor. Tomado de [34]

Pueden clasificarse según su número de ejes; de eje simple lo cual lo hace muy ineficiente y de eje múltiple, en donde sus ejes rotan uno dentro del otro haciendo mover los compresores, estos consiguen velocidades óptimas para el trabajo del compresor y cada compresor es movido por una turbina diferente. [28].

### 1.3.2 FUNCIONAMIENTO BÁSICO

por medio de un compresor el aire ambiente es aspirado y comprimido a través de la entrada de aire durante varias etapas sucesivas, la cual cuenta con una rejilla de protección para evitar la penetración de cuerpos extraños dentro del motor. Los gases son pasados a la cámara de combustión en donde son mezclados con el combustible y posterior a esto quemados a presión constante, esta combustión eleva considerablemente la temperatura del gas, el resultado sale para expandirse a través de la turbina en donde se genera la energía para mover el compresor y los mecanismos auxiliares, posterior a esto salen por la tobera de escape produciendo un chorro a altas velocidades, que, si esta velocidad supera a la velocidad del avión, entonces hay un empuje neto hacia adelante. [29] [34].

La cámara de combustión puede llegar a tener relaciones muy elevadas de aire/combustible debido a la penetración del aire comprimido. El aire circula envolviendo e introduciéndose por los orificios de la cámara, llegando a homogeneizar la mezcla y disminuir su temperatura. A régimen nominal la relación aire/combustible varía de 60:1, siendo casi constante para todos los turborreactores, a medida que este régimen disminuye la relación aumenta, llegando a valores de 150:1 en condiciones de marcha lenta. La eficiencia de un motor a reacción depende en gran parte de la relación de presiones y de temperaturas de los gases dentro de la cámara de combustión y toda la turbina. [29].

El régimen de funcionamiento máximo de los turborreactores es muy variable, ya que este depende de muchos factores, especialmente por su tamaño, se tienen normalmente valores con compresores centrífugos de 10.000 a 14.000 rpm, y cuando se utiliza compresores axiales se tienen regímenes de 7.000 a 10.000 rpm. A medida que disminuye el régimen de funcionamiento, también disminuye el empuje, llegando a tener un rendimiento termodinámico máximo cuando el régimen es máximo. [34].

Bajo condiciones de trabajo normales, la bomba del compresor asegura que no allá retroceso del flujo, llegando a tener un proceso continuo en el motor. El proceso completo es muy similar al ciclo de cuatro tiempos, pero con la diferencia que la admisión, compresión, ignición, expansión y expulsión de los gases se realizan simultáneamente. [29].

El combustible utilizado normalmente es el queroseno de aviación, el cual corresponde a un producto intermedio entre la gasolina y los combustibles pesados, puede definirse como los productos que se destilan del crudo entre 150 y 250°C. [34].

### **1.3.4 COMPONENTES BASICOS**

Los motores de turbina están compuestos por dos grandes sistemas, que a su vez están compuestos por diferentes componentes, estos pueden variar en su configuración geométrica según las especificaciones de cada motor. El primer sistema recibe el nombre de generador de gases, el cual tiene como objetivo generar la energía que es utilizada por todo el motor, este está compuesto por el difusor de admisión o entrada de aire, el compresor y la cámara de combustión. El segundo recibe el nombre de generador de potencia, su propósito es transformar la energía de los gases en movimiento rotatorio y de propulsión, está compuesto por la turbina, la tobera de escape y la caja de accesorios. [25] [34].

#### **Difusor de admisión**

Dependiendo de la misión que realice, este puede tener diferente forma, puede describirse como un conducto por el cual una corriente de aire pierde velocidad y gana presión, la entrada de aire debe proporcionar un flujo de aire libre de contaminación y de objetos extraños que puedan reducir la vida útil del motor. Esta entrada de aire no realiza ningún trabajo termodinámico, por lo cual la temperatura y la entalpía a través de ella se consideran como constantes, pero debido a diversos efectos en el fluido la presión de aire cambia a través de ella. En la Imagen 8. Difusor de admisión subsónico y supersónico. Tomado de se puede observar la configuración de los difusores de admisión subsónicos y supersónicos. [35] [36].

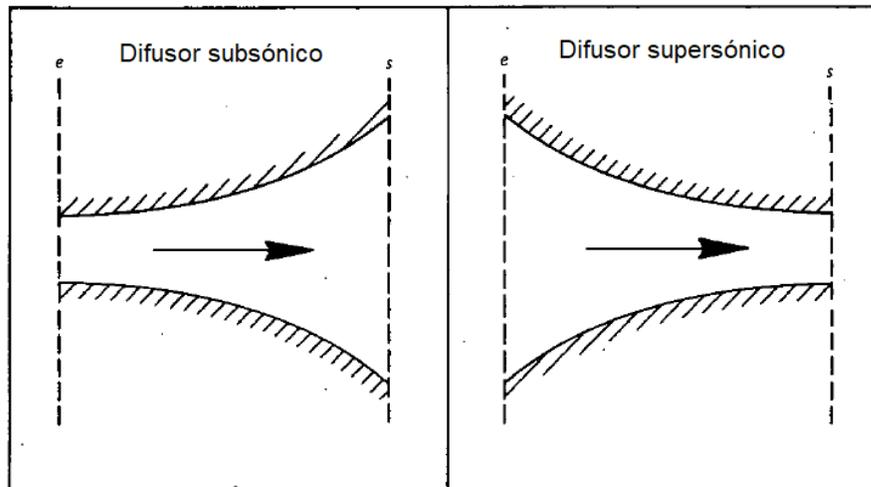


Imagen 8. Difusor de admisión subsonico y supersónico. Tomado de [24]

Cuando el rendimiento del difusor de admisión es bajo, puede causar alteraciones importantes en el motor, debido a que este debe de mantener un alto valor de presión dinámica y un flujo libre de turbulencia a los niveles de velocidad requeridas por la entrada del compresor. [17].

## Compresor

Son máquinas que mediante trabajo mecánico admite un cierto volumen de aire, con la misión de aumentar la energía de un fluido mediante la elevación de su presión de forma continua antes de ser introducido a la cámara de combustión, se encuentra constituido por dos elementos principales rotor y estator que se encargan de realizar un escalamiento en la transformación de la energía cinética del fluido en energía de presión. Existen dos tipos de compresores: [21] [35].

El Compresor centrifugo el cual es uno de los primeros utilizados en motores a reacción en la antigüedad, en el compresor la succión del aire se da mediante la acción centrifuga generada por la aceleración del eje de la turbina, el aire entra continuamente desde la parte central, obligando a que el aire pase por medio de las paletas del compresor que giran a alta velocidad en dirección radial. El incremento de la presión en el rotor es de un 50% y en el difusor es del otro 50%. En la Imagen 9. Compresor centrifugo. Tomado dese pueden ver las partes de este compresor. [21] [28].

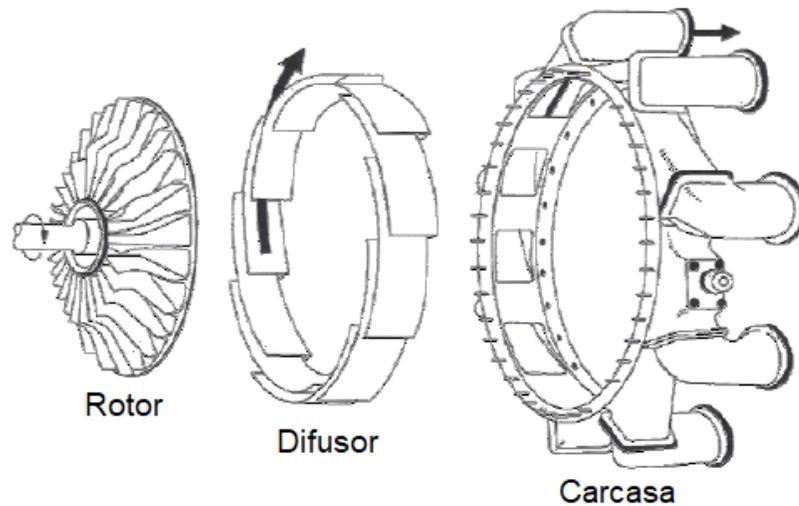


Imagen 9. Compresor centrifugo. Tomado de [28]

El compresor axial cuenta con varias etapas para poder conseguir la presión deseada y está compuesto por varios juegos de palas de rotor que están unidas entre sí y palas de estator que están unidas a la carcasa. El aire entra a través de las palas, las cuales divergen reduciendo la superficie y generando una elevación de la presión. En la Imagen 10 Compresor axial. Tomado de se puede ver un ejemplo de un compresor axial. [21] [28].

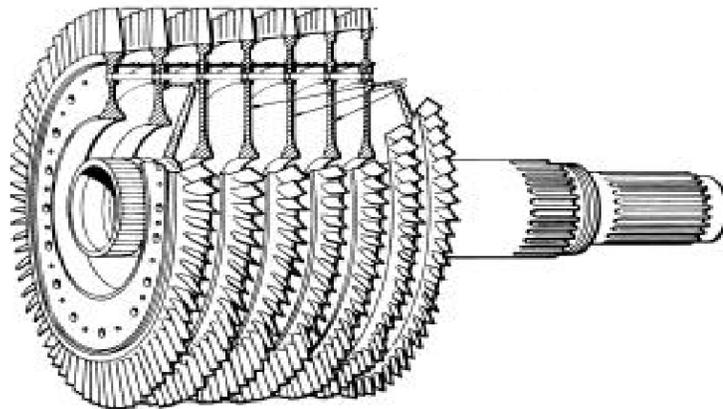


Imagen 10 Compresor axial. Tomado de [37]

### **Cámara de combustión**

Es la parte del motor en la que se suministra energía calorífica la cual es aprovechada por toda la turbina, tiene como objetivo el control y la quema de grandes cantidades de la mezcla de aire y combustible además de extraer el máximo del poder calorífico de ella y está situada ente el compresor y la turbina [24]. Debe liberar el calor de forma que el aire sea expandido y acelerado para generar una corriente de gases uniforme, además de evitar cualquier contacto de la llama con partes metálicas. [12] [36].

En las cámaras de combustión se encuentran temperaturas a niveles muy altos, llegando hasta los 600°C al momento del ingreso de los gases, y hasta unos 2.000°C al momento de la inyección del combustible y la chispa, temperatura que es reducida hasta unos 1000 a 1500°C antes de entrar a la turbina con el fin de reducir los daños producidos en los alabes. Por esta razón se encuentran fabricadas con materiales que deben soportar grandes presiones y temperaturas altas, además de tener la característica de que, si llega a ocurrir un apagado de la llama, este pueda volver a encenderse. [28] [38].

Teóricamente la combustión se realiza a presión constante, aun así, su diseño presenta una atención especial a que las pérdidas de presión sean lo más pequeñas posibles, llegando a tener pérdidas que están entre 1 y 2 %. [21] [35].

A través de la cámara de combustión el flujo de aire es dividido en 3 partes, el Flujo primario que es de un 20% del aire total, es utilizado en la mezcla aire-combustible para el proceso de combustión. El flujo secundario que también es de un 20% pasa por la parte externa de la cámara y entra por unos orificios que llevan al interior de la cámara, allí son mezclados con el flujo primario generando vórtices, los cuales mejoran la combustión. El flujo terciario que es de un 60% del flujo de aire total es utilizado en el enfriamiento de los gases que salen de la combustión que después ingresan a la turbina a una temperatura entre 1.000 y 1.500°C. [24] [28].

Existen 2 tipos principales de cámaras de combustión que son utilizadas en la aviación; la cámara de combustión múltiple se caracteriza por tener entre 6 y 14 cámaras independientes, llegando a tener múltiples combustiones a la vez, estas se encuentran unidas de tal forma que el aire entra directamente por sus orificios y solamente dos de estas cámaras tienen bujía, en condiciones normales de trabajo a la cámara de combustión solo ingresa aire y combustible (la chispa permanece apagada). El flujo del aire va hacia la misma dirección que proporciona el compresor como se muestra en la Imagen 11. Cámara de combustión múltiple. Tomado de [1], se encuentra ubicada alrededor del eje en medio del compresor y la turbina, En la actualidad solo se utilizan con compresores centrífugos. [21] [28].

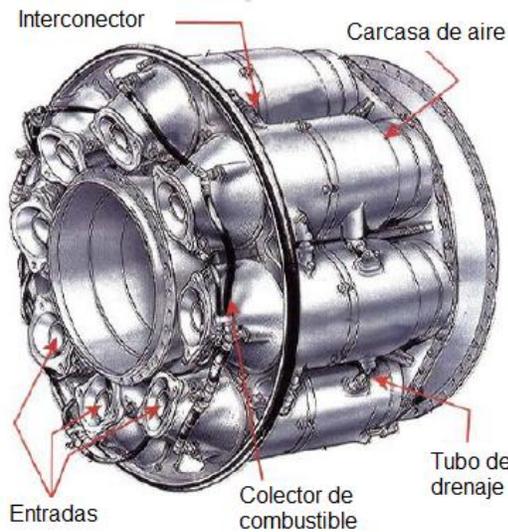


Imagen 11. Cámara de combustión múltiple. Tomado de [28]

La cámara de combustión anular cuenta con una única cámara con forma de anillo además de un solo tubo de llama, los cuales rodean el eje aprovechando mejor el espacio y teniendo una mayor cantidad de masa de aire. Posee una serie de inyectores situados en la periferia que oscilan entre 12 y 25. La cámara se encuentra dividida debido al diseño de los huecos y ranuras por donde entra el aire a presión procedente del compresor, lo cual facilita la estabilidad de la llama, la combustión y además crea una fina capa de enfriamiento en las paredes de la cámara como se muestra en la Imagen 12. Cámara de combustión anular. Tomado de 2. Normalmente son utilizados con compresores axiales. [28] [39].

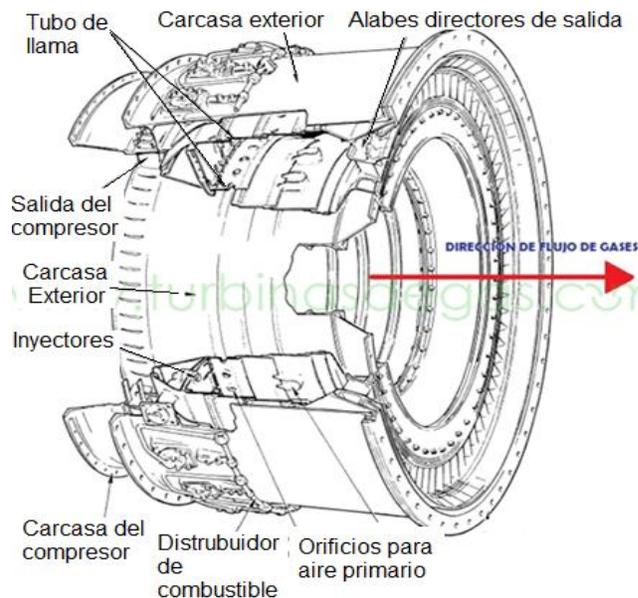


Imagen 12. Cámara de combustión anular. Tomado de [39]

## **Turbina**

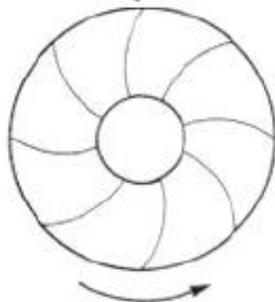
Su objetivo es transformar la energía global del fluido producido por la cámara de combustión, siendo la energía global del fluido la suma de las energías de presión, cinética e interna debido a la temperatura, en energía mecánica la cual es la encargada de mover al compresor a través del rotor y los accesorios. El resto de la energía cinética produce el empuje en el motor al momento de expulsar los gases a alta velocidad a través de la tobera de escape. [12] [29] [40].

Su principal problema radica fundamentalmente en la metalurgia, debido a que, en las condiciones de trabajo impuestas, los alabes móviles deben de funcionar bajo grandes esfuerzos de flexión, tracción y vibraciones, esfuerzos del orden de  $2.500 \text{ Kg}/\text{Cm}^2$  y temperaturas de  $700^\circ\text{C}$ , además de también presentar problemas de resistencia de materiales debido a los cambios bruscos en su temperatura, teniendo que soportar esfuerzos de contracción y dilatación térmica, en la actualidad se utilizan materiales como las súper aleaciones que son una mezcla compleja de diversos materiales como Ti, Cr, Co, Ni, W y aleaciones de carbono en donde los alavés pueden llegar a tener hasta quinientas horas de vida. [28] [34].

Las turbinas pueden clasificarse según la dirección de la corriente del flujo; centrípetas o axiales.

Las turbinas centrípetas se encuentran constituidas por un estator el cual cambia la presión del fluido por energía cinética y un motor que la transforma en energía mecánica, esta trabaja al revés que el compresor centrífugo y el flujo de gas entra desde la periferia hacia el centro de la turbina, este tipo de turbina no es adecuada para producir una reacción en forma de chorro de gases, siendo utilizada en equipos de tierra, ajenas a la propulsión aérea. Existen dos tipos de turbinas centrípetas, las cuales son mostradas en la Imagen 13. Turbinas centrípetas. Tomado de [34] [40].

Turbina centripeta de alabes curvos



Turbina centripeta de alabes rectos

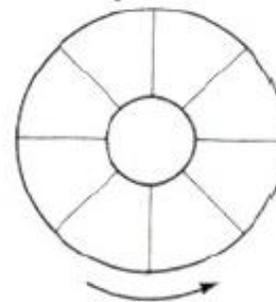


Imagen 13. Turbinas centrípetas. Tomado de [40]

en todos los motores a reacción modernos las turbinas son de tipo axial, lo que significa que el flujo del gas es paralela al eje, estas tienen una o más etapas y están situadas después de la cámara de combustión, cada etapa está formada por dos componentes esenciales, el estator y el rotor. El estator está constituido por una corona de alabes fijos al cárter que canalizan el aire para que fluya hacia atrás, teniendo un ángulo que alcanza el fluido hacia el rotor en la dirección de mayor eficiencia para que la energía cinética sea transformada a energía mecánica. [40].

### **Tobera de escape**

Es la última parte de un motor de aviación y se encuentra después de la turbina, se encarga de recoger los gases procedentes de la turbina y producir la última expansión de gases para luego expulsarlos a gran velocidad. Aunque la mayor parte de la energía de los gases es convertida en energía mecánica mediante la turbina, una gran cantidad de energía permanece en los gases, dicha energía se aprovecha mediante un conducto divergente que acelera los gases generando un impulso de chorro el cual impulsa la aeronave hacia adelante. La tobera no realiza ningún trabajo termodinámico, por lo que a través de ella como se ve en la Imagen 14. Tobera de escape. Tomado de la temperatura, la entalpía y la presión se mantienen constantes. [24] [34] [36].

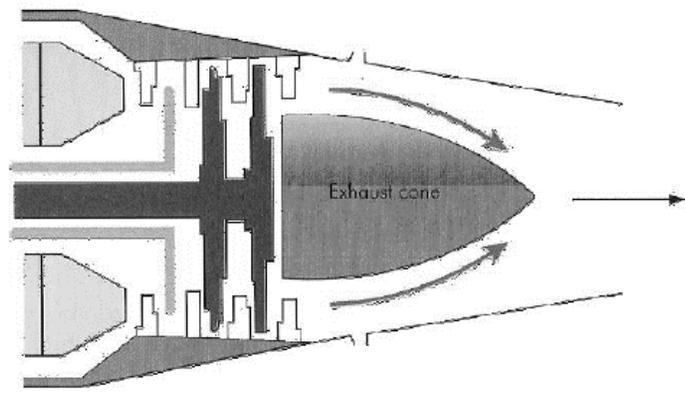


Imagen 14. Tobera de escape. Tomado de [28]

En los Aviones subsónicos la expansión de los gases se produce dentro de una tobera totalmente convergente como se ve en la Imagen 15. Tobera de escape convergente y convergente-divergente. Tomado de Los Aviones supersónicos utilizan una tobera convergente-divergente la cual la convergente funciona bien a velocidades bajas y a velocidades subsónicas la divergente funciona mejor como se muestra en la **¡Error! No se encuentra el origen de la referencia.** [28].

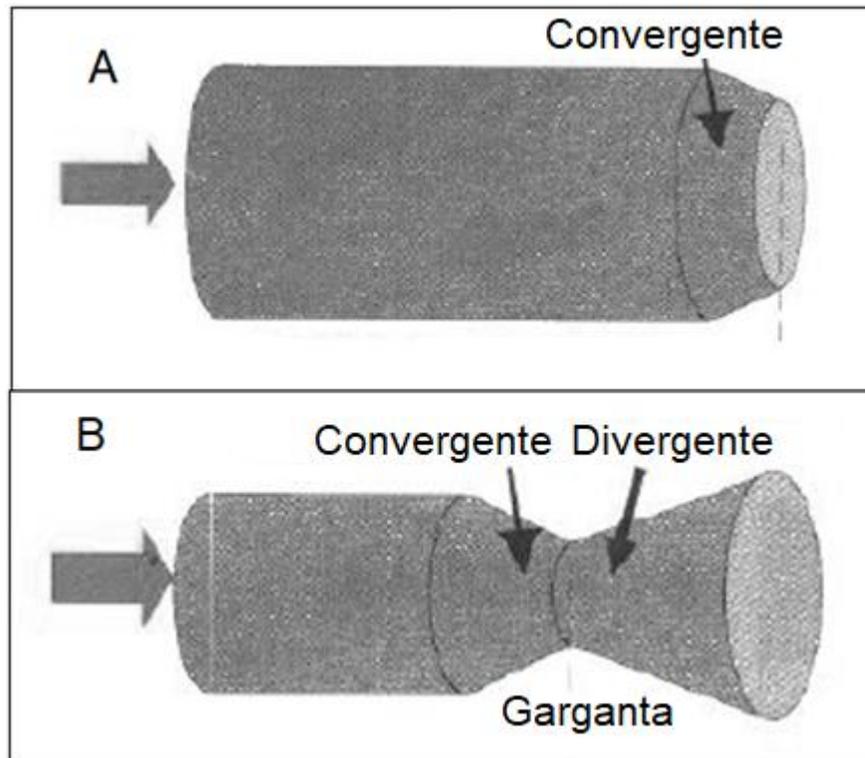


Imagen 15. Tobera de escape convergente y convergente-divergente. Tomado de [28]

Las toberas son el conjunto más sencillo de todos los componentes de un turborreactor, por lo general la tobera es de área fija, aunque en algunos casos puede ser variable en el área de salida, la cual se da automáticamente y que aumenta o reduce el flujo de combustible. [17].

Con el fin de que el flujo de aire del turborreactor sea el máximo, la tobera debe de cumplir con las siguientes condiciones; Dentro de la tobera de salida debe de expandirse el gas completamente, el gas no debe de tener movimiento de rotación o componentes de velocidad tangencial y el gas debe de salir de la tobera de forma axial.

### **Caja de accesorios**

Estos componentes se encargan de proporcionar la energía necesaria a los mecanismos hidráulicos, neumáticos y eléctricos del motor y del avión, como lo son las bombas de combustible, de aceite, de vacío, generadores de electricidad, etc. Además de transmitir la potencia de la turbina para poder mover el compresor, Esta potencia es generada por medio de la presión que generan los gases a la turbina y transmitida a través del eje de accionamiento a la caja de accesorios como se muestra en la Imagen 16 Caja de accesorios. Tomado de 6. [24] [28].

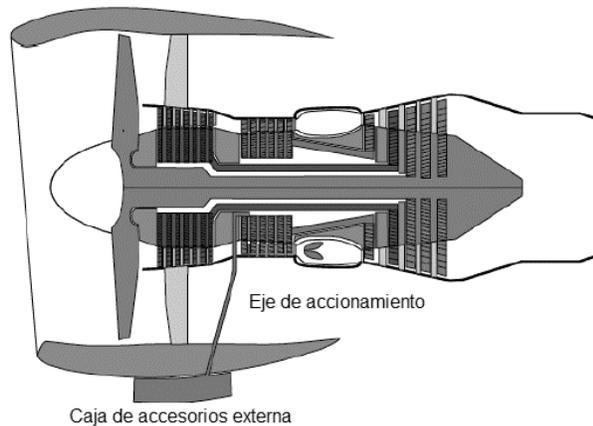


Imagen 16 Caja de accesorios. Tomado de [28]

## 1.4 FUNDAMENTOS TERMODINÁMICOS DE TURBINAS

### 1.4.1 CICLO BRAYTON

Usualmente las turbinas de gas operan bajo el ciclo termodinámico Brayton y se utilizan algunas hipótesis para poder realizar su estudio, que, aunque no son completamente exactas, se acercan bastante a la realidad. [41]. Estas hipótesis son:

La mezcla de los gases son un gas ideal.

La mezcla que entra es la misma que la que sale.

El calor es añadido a presión constante.

Los pasos básicos del ciclo operativo de la turbina a gas se muestran en la Imagen 17. Ciclo operativo de una turbina estos se encuentran basados en un Ciclo Brayton abierto, el cual es la base del funcionamiento térmico de un motor a reacción, durante este ciclo, el aire que proviene del medio ambiente entra al compresor, donde su temperatura y presión aumentan, luego es llevado a la cámara de combustión donde es mezclado con el combustible y posteriormente quemado a presión constante, los gases llegan a la turbina en donde se expanden para producir potencia y luego son expulsados hacia la atmosfera, este proceso consta de cuatro fases: compresión, adición de calor, expansión y eliminación de calor. [26] [42].

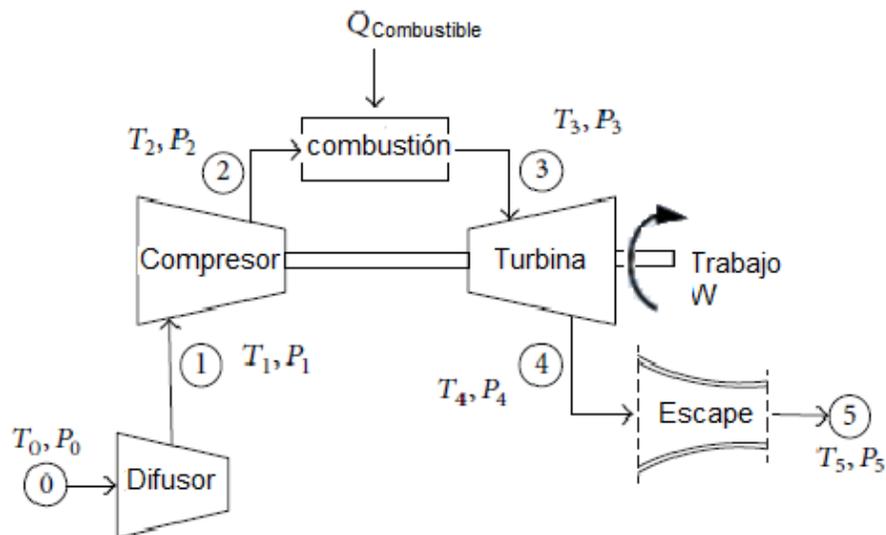


Imagen 17. Ciclo operativo de una turbina

En la Imagen 18. Diagramas ciclo Brayton se encuentran representados los diagramas de (P) presión VS (V) volumen y (T) temperatura VS (S) entropía, además se puede observar su comportamiento a lo largo del ciclo y sus 4 fases;

**Compresión Puntos 1-2:** el aire entra al compresor y se comprime, aumentando su presión y su temperatura de forma adiabática, es decir, sin intercambio de calor con el exterior.

**Combustión Puntos 2-3:** Dentro de la cámara de combustión, el aire comprimido se mezcla con el combustible, luego las bujías de encendido producen la combustión de esta mezcla, aumentando su volumen y temperatura. En este punto se aporta la energía química que posterior a la combustión se convertirá en calorífica y cuyo proceso se realiza isobáricamente, es decir a presión constante.

**Expansión Puntos 3-4:** Este tiene lugar en la turbina cuando los gases pasan a través de los alabes de la sección de turbina, estos seden parte de su energía disminuyendo su supresión y temperatura, para transformarla en energía mecánica, que luego es utilizada para poder mover el compresor y los accesorios, dicho proceso es adiabático, es decir sin intercambio de calor con el exterior.

**Expulsión de gases Puntos 4-1:** Esta parte del proceso se realiza a fuera del motor, los gases se enfrían a temperatura ambiente por la expulsión de los mismos a la atmósfera por medio de la tobera, este proceso se realiza isobáricamente, es decir a presión constante. [26] [42] [43].

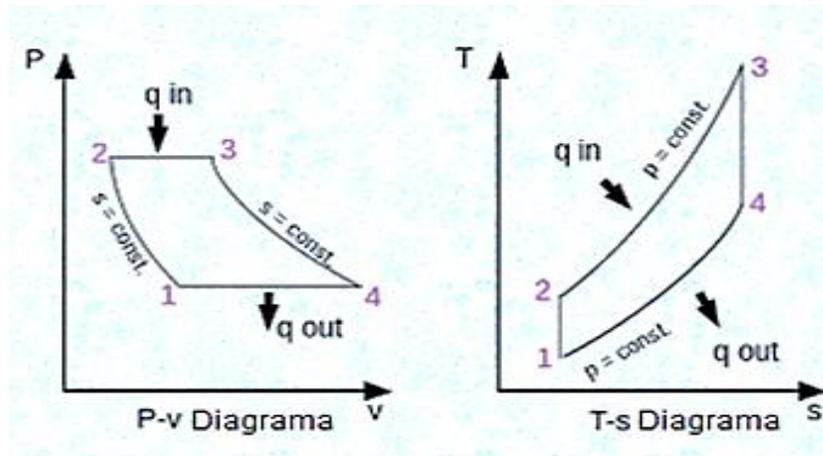


Imagen 18. Diagramas ciclo Brayton [42]

Para poder determinar el trabajo ( $W$ ) de la turbina, se utiliza la Ecuación 2 en donde  $\dot{m}$  (Flujo másico) se multiplica por la diferencia de  $h$  (entalpía) en los puntos 4 y 3.

$$W = \dot{m}(h_3 - h_4) \quad (2)$$

Y la eficiencia está dada por la Ecuación 3

$$\eta = \frac{W}{Q} \quad (3)$$

## 1.5 METODOLOGÍA DE INVESTIGACIÓN

las siguientes actividades fueron definidas con el fin de cumplir con los objetivos del proyecto actual:

- Investigación y manipulación de artículos y bases de datos con información sobre el funcionamiento, comportamiento, operación, sistemas y componentes de las turbinas a gas y en particular turbinas de tipo Turbojet.
- Análisis e implementación de todos los componentes metrológicos con los que cuenta el banco de pruebas y sus periféricos, revisión de parámetros técnicos y normativos para en la adaptación del banco según especificaciones técnicas dadas por la fuerza aérea colombiana.
- Desarrollar el protocolo de pruebas, basado en el manual de mantenimiento dado por el fabricante y las normas establecidas por la fuerza aérea colombiana para su realización.
- Realización de pruebas de la turbina J69-T-25 utilizando como combustible el JET A1 a condiciones de Madrid.
- Realización de pruebas de la turbina J69-T-25 utilizando como combustible diferentes mezclas de JET A1 y Biocombustible a condiciones de Madrid.
- Documentación y manipulación de los resultados obtenido en la experimentación
- Análisis del comportamiento energético y mecánico de la turbina con combustible JET A1 y mezclas con biocombustible.
- Análisis comparativo a diferentes regímenes de funcionamiento del motor con combustible JET A1 y mezclas con biocombustible.
- Conclusiones y presentación de resultados.

## CAPÍTULO 2.

### 2.1 DESCRIPCIÓN TECNOLÓGICA DE LA TURBINA J69-T-25

Es un pequeño turborreactor, que Continental a mediados de 1951 logro dar inicio a su producción y comercialización en los Estados Unidos, obteniendo la designación militar J69-T-25 para su avión de entrenamiento T-37 de la Fuerza Aérea Estadounidense y que se puede observar en la Imagen 19. Turbina J69-T-25. Tomado de 19. [44].

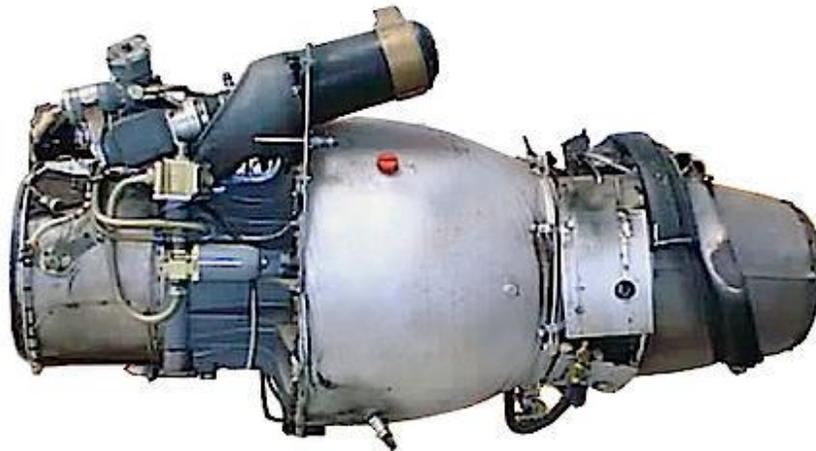


Imagen 19. Turbina J69-T-25. Tomado de [45]

La turbina J69-T-25 es normalmente utilizada en aviones pequeños, normalmente en aviones para entrenamiento como lo son el Cessna T-37 Tweet y el Temco TT Pinto, los cuales se pueden ver en la Imagen 20 Avión Cessna T-37 Tweet. Tomado de [32] Imagen 21 Avión Temco TT Pinto. Tomado de respectivamente.



Imagen 20 Avión Cessna T-37 Tweet. Tomado de [32]



Imagen 21 Avión Temco TT Pinto. Tomado de [46]

En la Tabla 5 Propiedades de la turbina J69-T-25. Tomada de podemos ver las principales propiedades operacionales de la turbina J69-T-25 dadas por el fabricante.

Tabla 5 Propiedades de la turbina J69-T-25. Tomada de [47]

Empuje máximo	1025 Lb
Relación de compresión	3.9
Empuje mínimo en condiciones isa a 100 PCT	1000 Lb
Velocidad de eje a 100 PCT	21730 RPM
Consumo especifico de combustible a 100 PCT	1,14 Lb/h
Flujo de aire	20,5 lb/s
Radio de presión total ( $\pi_c$ )	3,9
Temperatura de entrada en la turbina (T4)	1525 °F
Peso	358 Lb
Requerimiento eléctrico	24-28 V (DC)
Combustible	MIL-T-5624 JP4
Lubricante	MIL-L-7808

### 2.1.1 FUNCIONAMIENTO BÁSICO

Para dar inicio con el funcionamiento de la turbina J69-T-25 se cuenta con un sistema de encendido y un sistema de suministro de combustible que trabajan por separado.

Durante el encendido, el eje principal de la turbina es movido por el generador de arranque, el cual cuenta con un montaje de plomo, la bobina de encendido, el conjunto de cableado eléctrico y el tacómetro. Todo este sistema hace que el aire ingrese de forma perpendicular al eje hacia el compresor, el aire pasa por dos difusores, uno axial y uno radial, los cuales reducen la velocidad del aire y aumentan su presión, para luego ser llevado a la entrada del compresor. [17] [47] [48].

El aire que sale del compresor a una presión más alta, es obligado a entrar a la cámara de combustión, es allí donde el aire es mezclado con el combustible principal por medio de sus dos inyectores de arranque y del distribuidor de combustible, el cual inyecta el combustible a altas presiones, para posterior a esto, ser quemado. [17] [47] [48].

El sistema de control de combustible, el cual trabaja de forma independiente, es el encargado de suministrar el combustible a los inyectores, junto a cada uno de los inyectores se encuentra una bujía, la cual es energizada por una bobina de arranque, estos elementos se encuentran

localizados en el exterior del ensamblaje del difusor axial, a fuera de la cámara de combustión. [17] [47] [48].

La combustión inicial tiene lugar entre los regímenes de 1500 y 2000 RPM y está dada por la chispa generada por las bujías a la mezcla entre el aire y el combustible suministrado por los inyectores, la llama generada sigue la dirección del aire dentro de la cámara de combustión. [17] [47] [48].

Una vez la explosión de la mezcla de aire-combustible tiene lugar, los gases generados por la combustión fluyen a través de la cámara de combustión hacia los alabes fijos de la turbina, para luego golpear contra los alabes del rotor de esta. El ensamblaje del eje de la turbina aumenta su velocidad angular gracias al torque generado por el rotor, ayudando a comprimir más aire, el cual entra en la cámara de combustión para mezclarse con el combustible nuevamente, esta nueva mezcla es quemada por la llama anterior, por lo cual se genera un ciclo continuo. [17] [47] [48].

Ya que el motor se encuentre operando bajo las condiciones de ciclo constante (3500RPM), la válvula solenoide de combustible de arranque es apagada, deshabilitando el funcionamiento de los dos inyectores de arranque, y cuando el motor alcanza las 5000 RPM, el arranque es des-energizado automáticamente, luego los gases provenientes de la cámara de combustión salen a gran velocidad y a una alta temperatura por la tobera de escape. produciendo el empuje necesario para impulsar la aeronave. [17] [47] [48]

### **2.1.2 FLUJO DE AIRE**

El aire que entra en el motor tiene la obligación de cumplir diferentes funciones, para ello el flujo de aire inicial es dividido en 5 flujos diferentes que pasan a través de la turbina. Estos flujos se encuentran señalados en la Imagen 22. Vista seccional de la turbina J69-T-25. Tomado de y serán descritos a continuación:

- |  |  |
|--|--|
| 1. Conjunto del eje de la turbina      | 17. Arranque de la boquilla de combustible |
| 2. Distribuidor de combustible         | 18. Enchufe de encendido                   |
| 3. Rodamiento de bolas delantero       |  |
| 4. Sello de combustible                | 19. Tubo de entrada de aire                |
| 5. Tren de engranajes                  | 20. Cámara de combustión.                  |
| 6. Caja de accesorios                  | 21. Carcasa de turbina                     |
| 7. Motor de arranque-generador         | 22. Cáscara externa del combustible        |
| 8. Cubierta del generador de arranque  | 23. Carcasa interna del combustible        |
| 9. Entrada de aire                     | 24. Boquilla de entrada de turbina         |
| 10. Puntal de la carcasa del compresor | 25. Rotor de turbina                       |
| 11. Rotor de inducción                 | 26. Sello de laberinto                     |
| 12. Rotor del compresor                | 27. Tubo de presión de aceite              |
| 13. Cubierta del compresor             | 28. Puntal aerodinámico                    |
| 14. Difusor radial                     | 29. Conducto de escape                     |
| 15. Carcasa del compresor              | 30. Rodamiento de rodillos trasero         |
| 16. Difusor axial                      | 31. Pasaje de aire                         |

32. Soporte de rodamiento
33. Sumidero de aceite
34. Boquilla de aceite
35. Tubo de eliminación de aceite
36. Interior de col

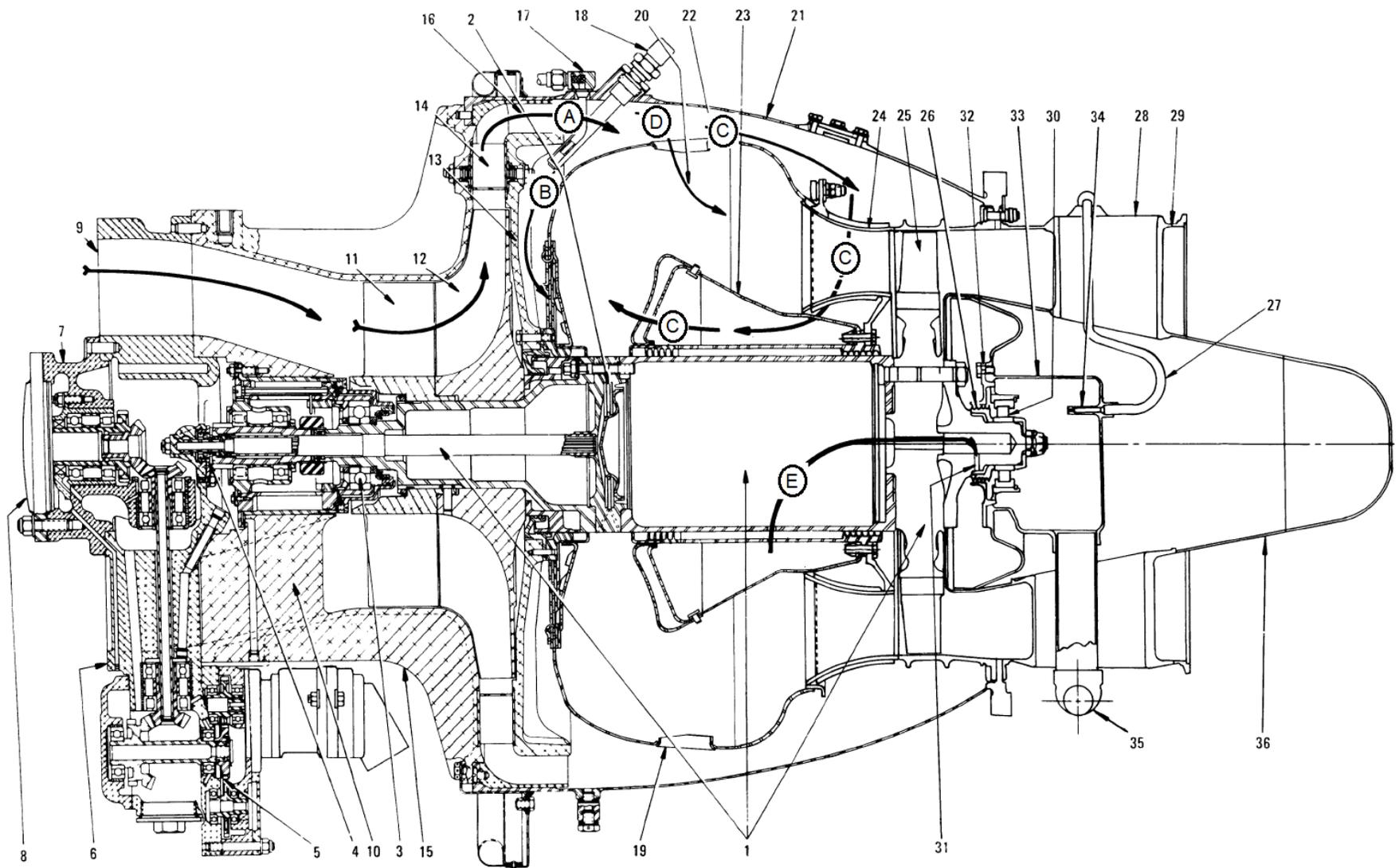


Imagen 22. Vista seccional de la turbina J69-T-25. Tomado de [47]

**Flujo A. Aire de entrada:** este flujo pasa a través de los tres pasadores de la carcasa del compresor, dirigiéndose a el rotor de este, el rotor inductor hace que el aire gire en dirección del rotor del compresor justo antes de que el aire entre en este. En el rotor del compresor el aire es expulsado a alta velocidad radialmente, para pasar a través del conjunto del difusor radial, luego el flujo de aire gira 90° y pasa a través del conjunto del difusor axial, que se encuentra paralelamente al conjunto del eje de la turbina, después de la reducción de la velocidad y el aumento de la presión producidos por los dos difusores, a hora el aire entra en el interior de la carcasa de la turbina. [17] [47].

**Flujo B. Aire primario:** Se compone de una de las partes del flujo de aire que sale del difusor axial, este pasa por debajo de la tapa del compresor y luego entra a la cámara de combustión a través de las persianas situadas en la cobertura exterior de este, justo delante del distribuidor de combustible, estas persianas se encuentran diseñadas para proporcionar una buena mezcla de aire-combustible. [17] [47] .

**Flujo C. Aire primario de refrigeración:** Esta parte del flujo de aire pasa alrededor de la carcasa externa de la cámara de combustión, siguiendo su contorno y dirigiéndose hacia los alabes huecos de la boquilla a la entrada de la turbina. Este flujo de aire enfría los alabes al pasar por el espacio que hay entre el sello de laberinto interno de la cámara de combustión y el eje intermedio de la turbina, finalmente el aire entra a la cámara de combustión por medio de las perforaciones en su coraza. [17] [47].

**Flujo D. Aire secundario:** Este flujo de aire no participa directamente en el proceso de combustión, pero llega a ser parte del flujo principal cuando los productos de la combustión giran en la sección lateral de la cámara de combustión, la cual tiene forma de L, la participación de este flujo dentro de la cámara de combustión permite principalmente controlar las temperaturas críticas de los gases producto de la combustión. El total del volumen del flujo pasa a través del estator de la turbina hacia el rotor. [17] [47].

**Flujo E. Aire presurizado del laberinto trasero:** Este flujo entra por los ocho orificios del eje intermedio que se encuentran alrededor de su circunferencia, luego pasa a través de un orificio ubicado en el centro del rotor de la turbina y finalmente el flujo sale de forma radial por el rodamiento trasero de la turbina a través de dos orificios, este flujo tiene como objetivo presurizar el área entre el sello y el eje para evitar que no allá ningún derrame de aceite. [17] [47].

### **2.1.3 SISTEMA DE LUBRICACIÓN**

El sistema de lubricación tiene como objetivo principal evitar el desgaste en las piezas móviles de la turbina, generando una capa delgada de lubricante entre ellas, pero adicional a esto, la turbina J69-T-25 tiene como requisito la utilización de un lubricante el cual cumpla con las especificaciones de operaciones para tener un arranque a bajas temperaturas, ya sea en tierra o a gran altitud, es por esto que esta turbina utiliza principalmente como lubricante un aceite de tipo mineral con baja viscosidad. [49].

El aceite que es almacenado en el tanque del motor, es llevado a la bomba de aceite principal, en donde se eleva su presión, luego el aceite pasa por una válvula anti-goteo con dirección a el filtro de aceite, el cual incorpora un elemento de filtrado de 26 micras, un regulador de presión y un dispositivo de derivación, el cual permite el paso de aceite en caso de que el filtro se encuentre saturado. [17] [47].

Mediante una manguera externa, el aceite es transportado desde la salida del filtro hacia el rodamiento trasero, el cual se encuentra soportado por una chumacera dentro del ducto de escape, además incorpora un sistema de flujo medido por un chorro continuo mediante inyectores de aceite, luego el aceite retorna a la sección de recuperación de aceite mediante otra manguera externa. Hacia la parte delantera del motor, el aceite sale desde la salida del filtro principal a través de los ductos, hacia los rodamientos delanteros y el tren de engranajes de la caja de accesorios, luego el aceite de los rodamientos delanteros y de los engranajes superiores es drenado hacia la caja de accesorios, donde una sección de barrido de la bomba de aceite extrae el aceite hacia el retorno. [17] [47].

Todas las secciones de barrido de la bomba de aceite, retornan el aceite al tanque del motor, esto a través de una válvula anti-goteo la cual evita que el aceite en el tanque vuelva a ingresar al motor después de que este se encuentre apagado. [17] [47].

### **2.1.4 SISTEMA DE COMBUSTIBLE**

En la Imagen 23. *Sistema* de combustible. Tomado de Se puede observar la configuración del sistema de combustible de la turbina J69-T-25 y las principales partes que lo componen.

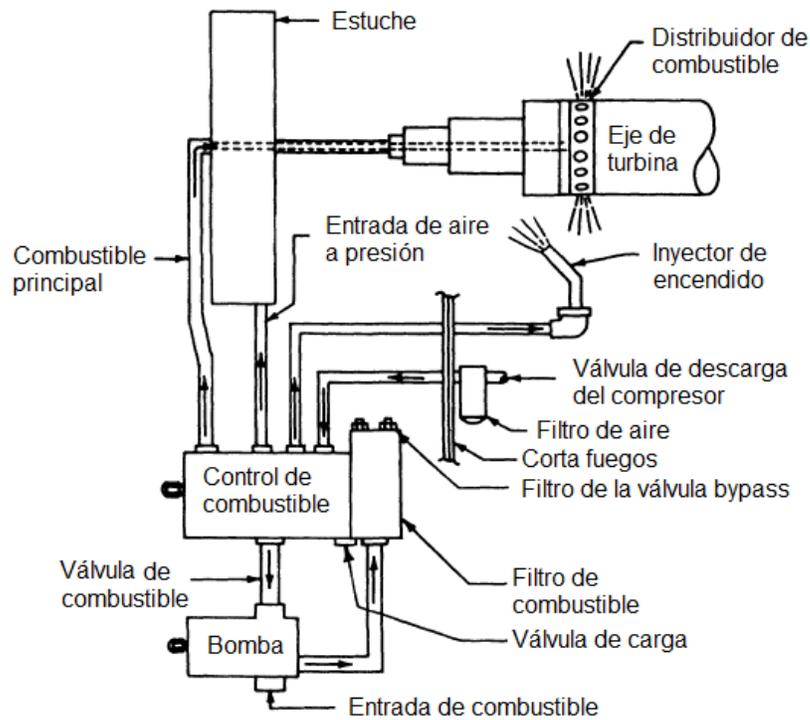


Imagen 23. Sistema de combustible. Tomado de [47]

El sistema comienza con el almacenaje del combustible en los tanques de combustible de la aeronave, luego el combustible es succionado gracias a la bomba de combustible, la cual reduce la generación de vapor al aumentar la presión, la bomba es accionada por el tren de engranajes de accesorios, que también posee una plataforma de propulsión centrífuga, la cual alimenta dos bombas de engranajes que operan en paralelo. [17] [47].

Una vez que el combustible sale de la bomba principal de combustible pasa a través de una manguera hacia el filtro de combustible que se encuentra integrado al control de combustible, este posee un elemento de filtrado de 10 micras y un dispositivo de derivación, el cual permite el paso de combustible en caso de que el filtro se encuentre saturado. [17] [47].

El flujo de combustible toma dos caminos diferentes dentro del control de combustible, en donde su control de aceleración está diseñado para influir directamente en la entrada de combustible durante la aceleración y para compensar los cambios de altitud u otras condiciones que pueda presentar el aire ambiente. El flujo principal de combustible pasa internamente por el eje de la turbina, hasta llegar al distribuidor principal de combustible y el flujo secundario es llevado a los inyectores de encendido, esto solamente durante el encendido de la turbina, donde el combustible es atomizado, este flujo es controlado por una válvula solenoide que responde a las señales de un elemento de control. [17] [47].

El control de combustible es el elemento más importante del sistema de combustible de la turbina J69-T-25, ya que este elemento regula la entrada del combustible a la turbina para cubrir con todas las condiciones operativas de forma automática, controlando el paso de

combustible desde condiciones de ralentí hasta de máximas RPM, sin permitir el exceso de aceleraciones o de temperaturas, este puede verse afectado si el volumen, la presión y la densidad del combustible no son los adecuados. [17] [47].

### 2.1.5 COMPONENTES BÁSICOS

Todos los componentes del motor J69-T-25 se encuentran ensamblados alrededor del eje sobre dos cojinetes como se muestra en la Imagen 24 Ensamblaje general del motor J69-T-25. Tomado de [23]4. El primero es un rodamiento sencillo de esferas, el cual se encuentra dentro de la caja del compresor, ubicado al final de la entrada de aire y el segundo rodamiento es de rodillos y se encuentra al final del escape de gases. [17] [47].

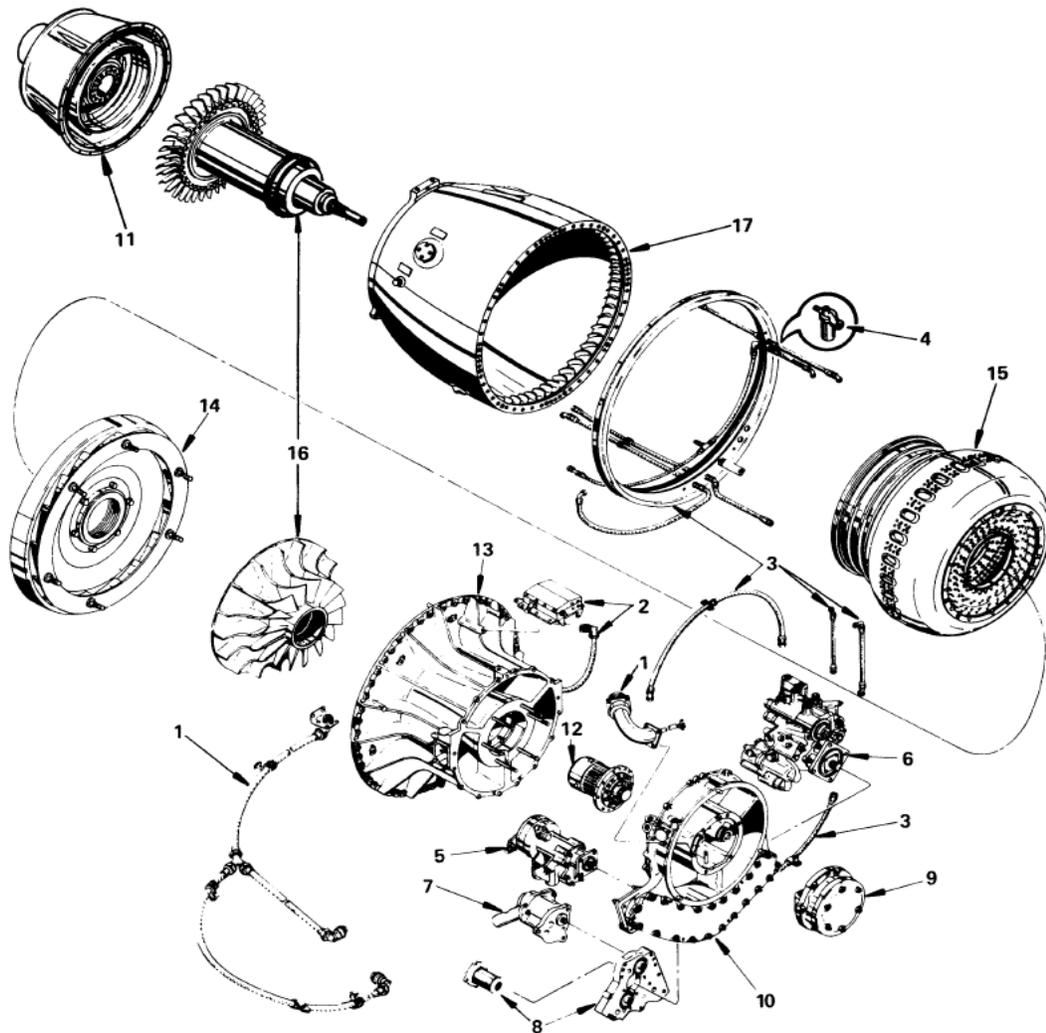


Imagen 24 Ensamblaje general del motor J69-T-25. Tomado de [23]

1. Grupo de cables eléctricos
2. Grupo de encendido
3. Cortafuegos y grupo de mangueras
4. Ensamble del filtro de aire comprimido
5. Grupo de bomba de combustible
6. Grupo de control de combustible
7. Grupo de bomba de aceite de entrada
8. Grupo de gobernador de la bomba de aceite
9. Grupo de accionamiento del generador de arranque
10. Grupo de caja de accesorios
11. Grupo de conductos de escape
12. Accesorio impulsor del eje de transmisión y cojinete delantero
13. Grupo de carcasa del compresor
14. Grupo de cobertura de difusor y compresor radial
15. Grupo de boquillas y entrada de combustible
16. Conjunto de eje de turbina y compresor
17. Grupo de alojamiento de turbina

### **Compresor**

Su objetivo principal es convertir la energía mecánica producida por la turbina en energía cinética, la cual es suministrada a el aire. El compresor acelera el aire, que luego fluye a través de un difusor, en donde su velocidad es reducida, la mayoría de la energía cinética (velocidad) es transformada en energía potencial (presión) teniendo algunas pérdidas que son traducidas en calor. La turbina J69-T-25 utiliza un compresor de tipo centrifugo de una sola etapa y una relación de compresión de 3,9 con una flujo de entrada de aire máximo de 9,07 Kg/s, en la Imagen 25, Compresor y rueda de turbina de la turbina J69-T-25. Tomado de [51].

### **Turbina**

El objeto de la turbina es transformar parte de la energía global del fluido, (suma de las energías de presión, cinética e interna debido a la temperatura), en energía mecánica. Esta energía mecánica es la que hace mover al compresor y la caja de accesorios. El resto de la energía cinética producirá el empuje en el motor al expulsar los gases a alta velocidad a través de la tobera de escape. Su turbina es de tipo axial y de una sola etapa, los alabes de su rotor están ensamblados de tal manera que pueden ser removidos y reemplazados durante su mantenimiento. Se puede observar la turbina en la Imagen 25, Compresor y rueda de turbina de la turbina J69-T-25. Tomado de [51].

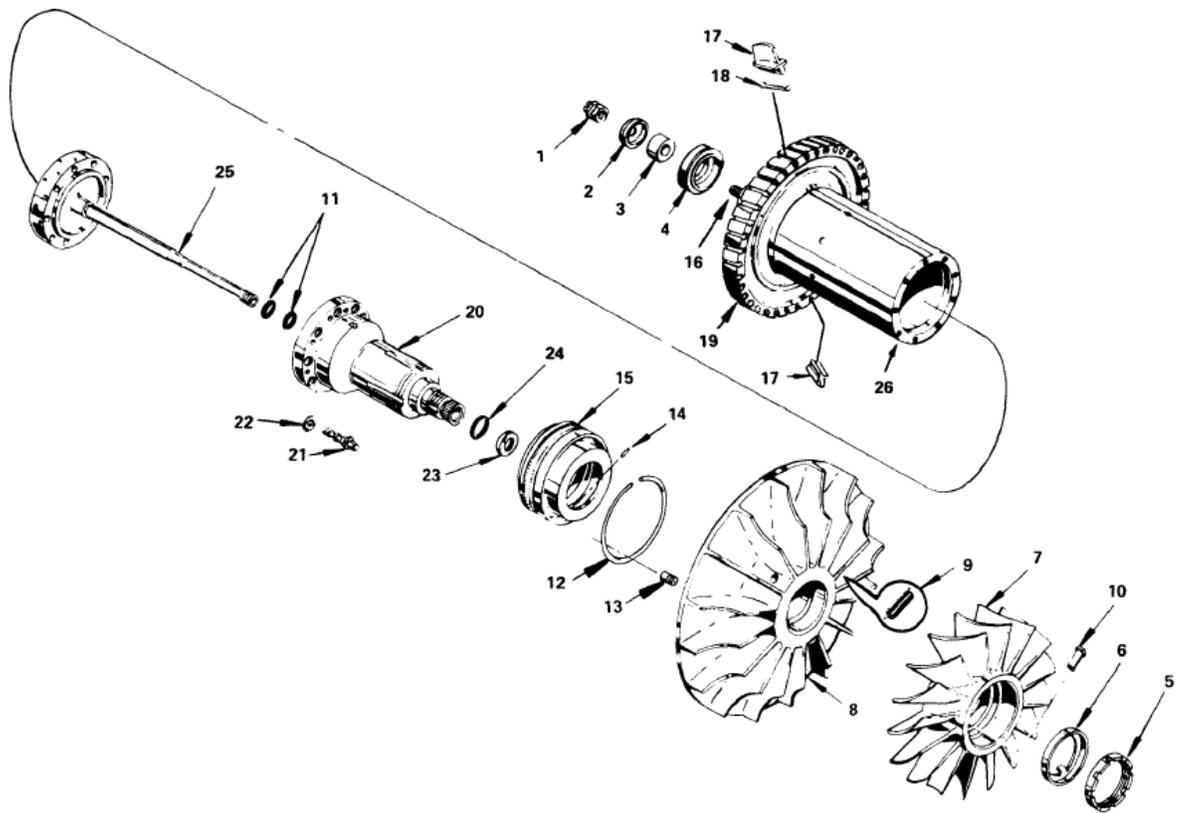


Imagen 25, Compresor y rueda de turbina de la turbina J69-T-25. Tomado de [50]

- |                                   |                                 |
|-----------------------------------|---------------------------------|
| 1. Tuerca                         | 14. Pin                         |
| 2. Retenedor de cojinete          | 15. Espaciador del rotor        |
| 3. Rodamiento interior de carrera | 16. Eje trasero                 |
| 4. Sello laberinto                | 17. Cuchilla de rotor           |
| 5. Tuerca                         | 18. Placa de fijación           |
| 6. Bloqueo                        | 19. Cubo                        |
| 7. Rotor de inducción             | 20. Eje delantero               |
| 8. Rotor del compresor            | 21. Perno del eje               |
| 9. Amortiguador                   | 22. Limpiadora de pestaña       |
| 10. Pasador del rotor             | 23. Anillo de retención         |
| 11. Anillos de embalaje           | 24. Embalaje                    |
| 12. Anillo de retención           | 25. distribuidor de combustible |
| 13. Pesa para equilibrio          | 26. Eje intermedio              |

### **Cámara de combustión**

La cámara de combustión cumple con la misión de suministrar la energía calorífica necesaria para el funcionamiento de todo el motor, aumentando la temperatura del flujo de aire. Para esto, se inyecta una cantidad de combustible que luego es combinado con el oxígeno que hace parte del flujo de aire que pasa por el motor, esta mezcla es quemada liberando así la

energía que el combustible tenía internamente, llegando a tener un rendimiento del orden del 95%. La turbina J69-T-25 utiliza una cámara de combustión de tipo anular con dos inyectores de encendido. En la Imagen 26. Despiece de la cámara de combustión. tomado de [6] se puede observar el despiece de la cámara de combustión de la turbina. [17].

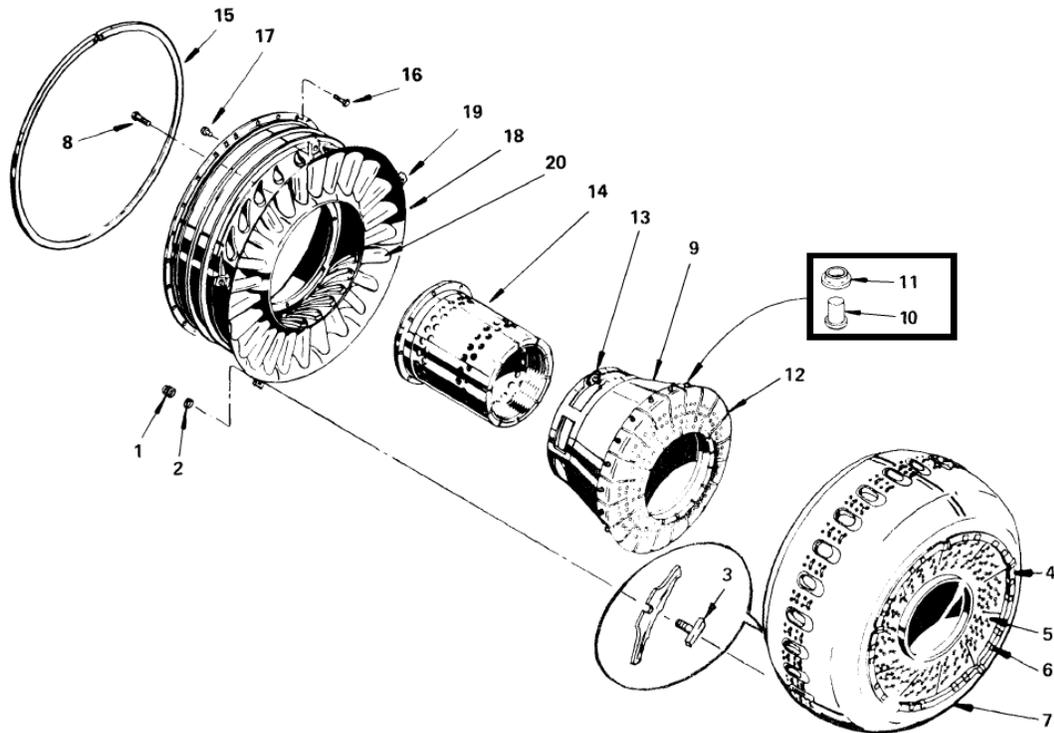


Imagen 26. Despiece de la cámara de combustión. tomado de [50]

- |   |   |
|---|---|
| 1. Tuerca de auto-bloqueo                   | 11. Buje  |
| 2. Lavadora                                 | 12. Placa primaria (frontal)                    |
| 3. Tornillo en T                            | 13. Tuerca de la placa                          |
| 4. Segmento de la placa de desgaste (cinco) | 14. Conjunto intermedio de sellos laberinto     |
| 5. Remolino de paletas                      | 15. Anillo de retención del perno               |
| 6. Clip (20)                                | 16. Perno                                       |
| 7. Cáscara Externa                          | 17. Pin   |
| 8. Tornillo                                 | 18. Boquilla de entrada del rotor de la turbina |
| 9. Conjunto de cáscara interna              | 19. Lug   |
| 10. Pin                                     | 20. Paleta                                      |

La turbina J69-T-25 puede utilizar combustibles viscosos, normalmente para su operación utiliza como combustible el JP-4, el Jet A o el Jet A1, ya que incorpora un atomizador centrífugo de combustible denominado "Slinger", este cuenta con una serie de 16 agujeros en la eslinga, que son nominalmente de 0.125 in de diámetro, al pasar por estos agujeros el combustible gana rotación, los combustibles líquidos viscosos son atomizados por la acción de cizallamiento mecánico impuesto por la eslinga giratoria que podemos observar en la

Imagen 27. Esquema de Slinger y atomización de combustible. Tomado de [37]7, esto resulta finalmente en el combustible atomizado con tamaños de gota de 25 micrones de combustible convencional. [52].

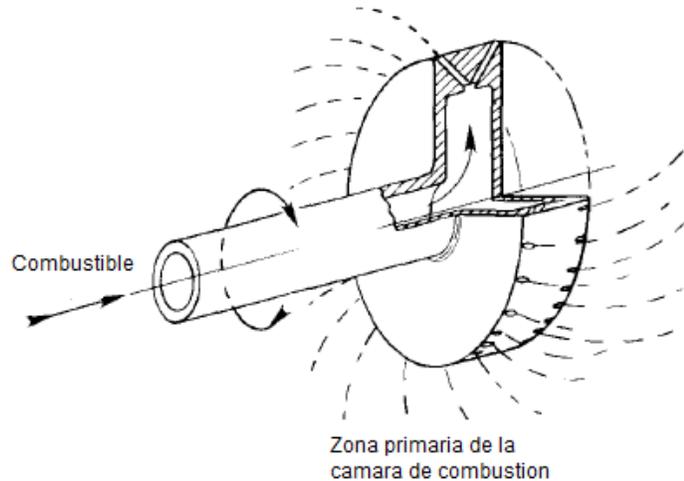


Imagen 27. Esquema de Slinger y atomización de combustible. Tomado de [37]

### **Tobera de escape**

El objetivo de la tobera de escape es aumentar la velocidad de los gases de escape a costa de disminuir su presión, esto para aprovechar los gases de escape produciendo empuje. En la Imagen 26. Despiece de la cámara de combustión. tomado de8 se observa el despiece de la tobera de escape de la turbina J69-T-25. [17].

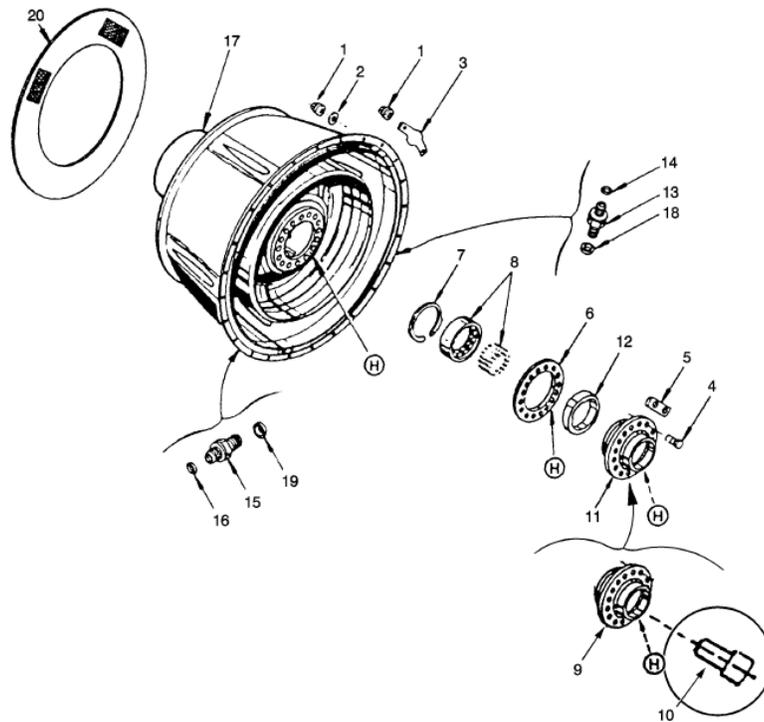


Imagen 28. Despiece de la tobera de escape. Tomado de [50]

- |                           |                             |
|---------------------------|-----------------------------|
| 1. Tuerca                 | 11. Soporte                 |
| 2. Arandela               | 12. Anillo de amortiguación |
| 3. Calza                  | 13. Unión                   |
| 4. Tornillo               | 14. Embalaje                |
| 5. Placa de bloqueo       | 15. Unión                   |
| 6. Junta                  | 16. Empaque                 |
| 7. Anillo de escape       | 17. Conducto                |
| 8. Rodamiento de rodillos | 18. Sello                   |
| 9. Conjunto de soporte    | 19. Sello                   |
| 10. Pin anti-rotación     | 20. Cubierta de envío       |

### **Caja de accesorios**

La caja de accesorios se encuentra compuesta principalmente por: la bomba de combustible, la bomba de aceite, el filtro de aceite y el control de combustible. Desde esta área es tomada la señal para el tacómetro donde se mide la velocidad del eje de la turbina. También es posible instalar una bomba hidráulica en este punto. Su funcionamiento está dado por un tren de engranajes, el cual se encarga de mover todos los accesorios que asisten el funcionamiento del motor. En la Imagen 29. Caja de accesorios y relación de transmisión. Tomado de . Se puede observar la dirección de rotación y todas las marchas que lo componen.

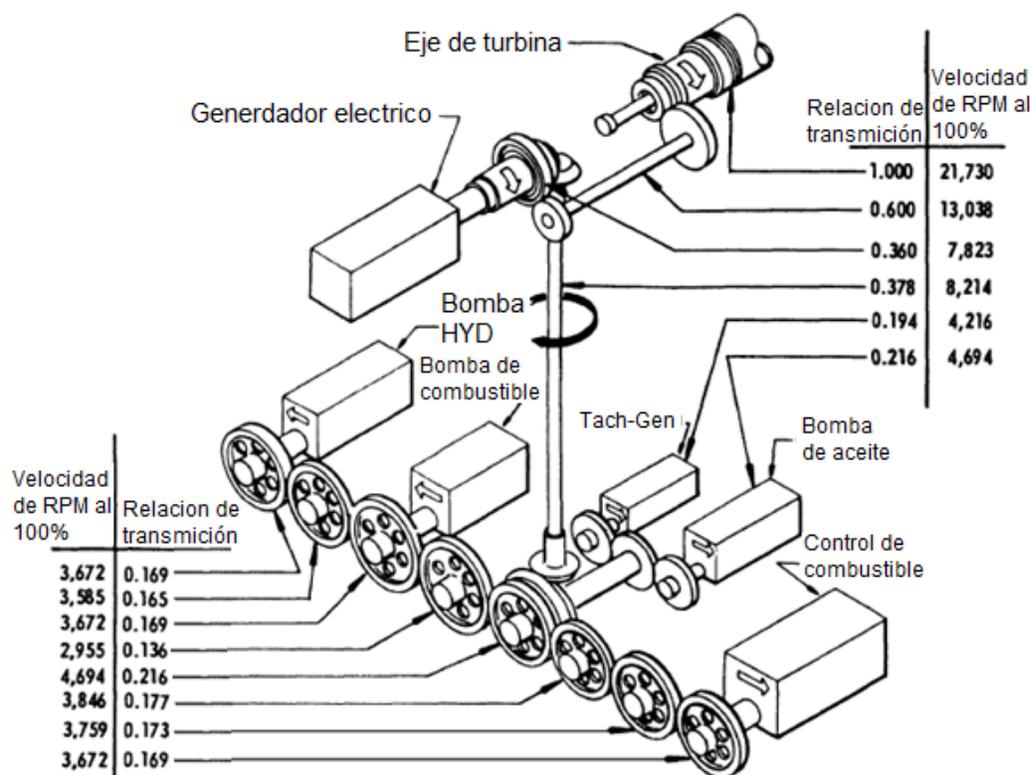


Imagen 29. Caja de accesorios y relación de transmisión. Tomado de [50]

## 2.2 DATOS PREVIOS DE PRUEBAS A TURBINAS J69-T-25

La Tabla 6 presenta las variables respuesta obtenidas a lo largo de una prueba en banco a una turbina J69-T-25 perteneciente a la FAC. Esta prueba se realizó el día 25 de marzo del año 2006 a las 12:00 PM en las instalaciones de la FAC - CAMAN en la ciudad de Madrid, con una  $T_{amb}$  de 62 °F, una  $P_{atm}$  de 22,2 inHg y una HR de 75%. [51].

Tabla 6. Datos prueba en banco turbina J69-T-25. Tomado de [51]

Parámetros	0%	33-68%	67-70%	80%	100%
Temperatura de salida de aire (EGT) °F	20	932	834	825	1000
Presión de aceite PSI	0	13	23	28	35
Temperatura de aceite PSI	20	145	145	144	144
Empuje Lb	0	80	210	320	630
Presión de entrada de combustible PSI	0	34	32	32	31
Presión de la válvula bypass de combustible PSI	0	100	140	160	195
Vibración compresor PSI	0	0	0,1	0,1	0,3
Vibración turbina mils	0	0,4	0,6	0,3	1

Presión de aire (PS3) PSI	0	3	10	15	27
---------------------------	---	---	----	----	----

La Imagen 30 presenta los perfiles de temperatura en la tobera de escape y de empuje observados a lo largo de la prueba, comparados con los diferentes regimenes de operación de la turbina utilizando como combustible el Jet A1.

El comportamiento en los perfiles de temperatura muestran dos picos importantes. Cuando la turbina es encendida y puesta en regimenes de operación de relenti (33-68 PCT), se tienen valores de temperatura de 932 °F debido a que el compresor no esta trabajando a un regimen de operación alto, por lo tanto, la turbina no cuenta con la cantidad de aire necesaria para liberar de forma eficiente el aumento de temperatura generada por la combustion inicial y cuando la turbina es llevada a regimenes de operación altos (100 PCT) se alcanzan temperaturas de hasta 1000 °F lo cual muestra un correcto funcionamiento según manual de operación y mantenimiento. [50].

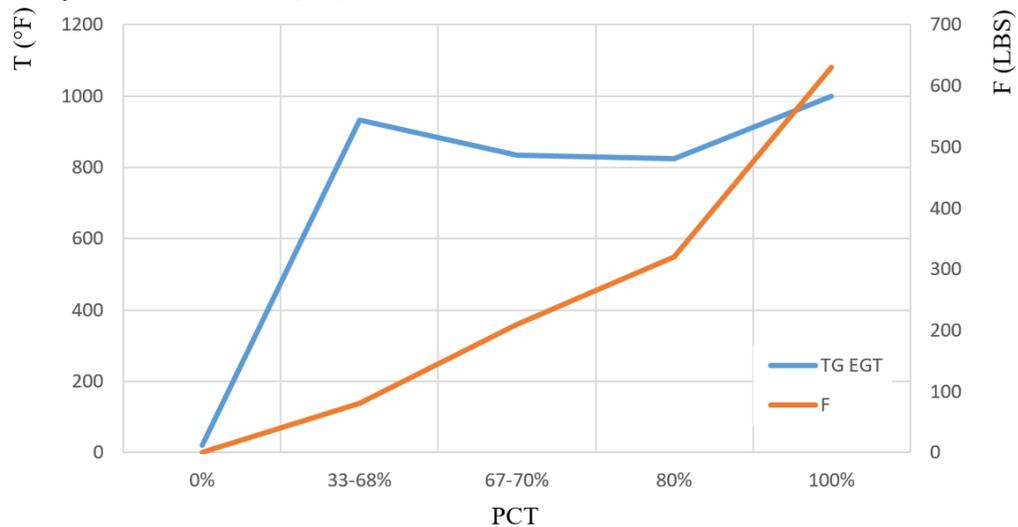


Imagen 30. Temperatura EGT y Empuje VS Porcentaje de RPM.

La Imagen 31 presenta la amplitud de vibraciones (mils) en el compresor y la turbina, comparados con los diferentes regimenes de operación de la turbina. La vibraciones en la turbina son mayores que en el compresor debido a la combustion de los gases, pero llegando a una amplitud maxima de vibraciones a regimenes de operación maximos, en le compresor se tiene un valor maximo de 0.3 mils y en la turbina de 1 mils, por lo que se concluye que se encuentra bajo parametros de operación según manual de mantenimiento. Excesivas

vibraciones pueden significar un desalineo de el eje de turbina o daños en los rodamientos [50].

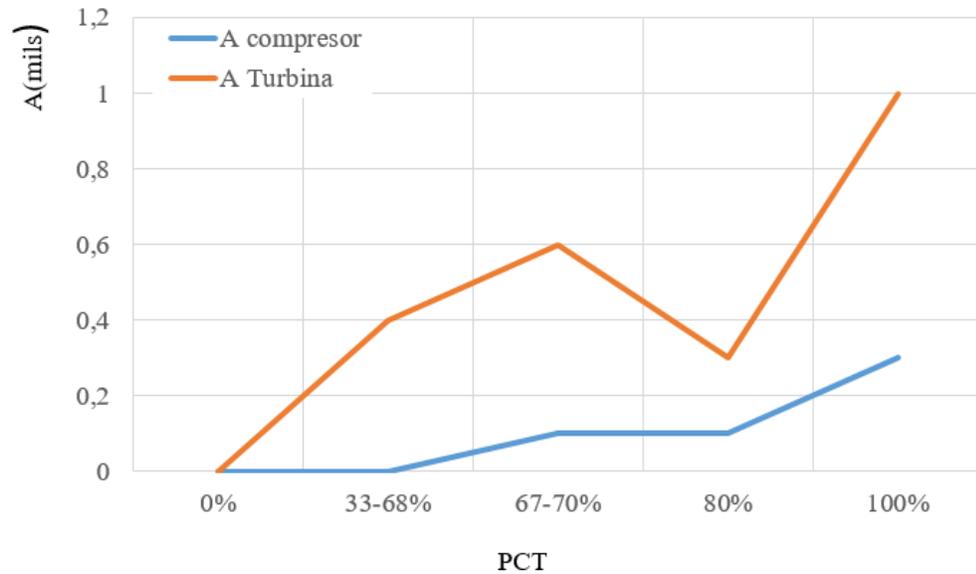


Imagen 31. Amplitud de vibraciones en el compresor y la turbina VS Porcentaje de RPM

## CAPÍTULO 3 PROTOCOLO DE PRUEBAS

### 3.1 PROTOCOLO EXPERIMENTAL

En este numeral se presenta el protocolo experimental para las pruebas de la turbina J69-T-25 en banco. La Imagen 29. Caja de accesorios y relación de transmisión. Tomado de 2 presenta el procedimiento experimental desarrollado a lo largo de esta investigación, la metodología da inicio de forma conjunta con dos secciones: preparación del banco de pruebas e inspección metrológica y visual de la turbina, sin embargo las secciones convergen en la prueba con combustible Jet A1, para luego tener replicas con mezclas de biodiesel.

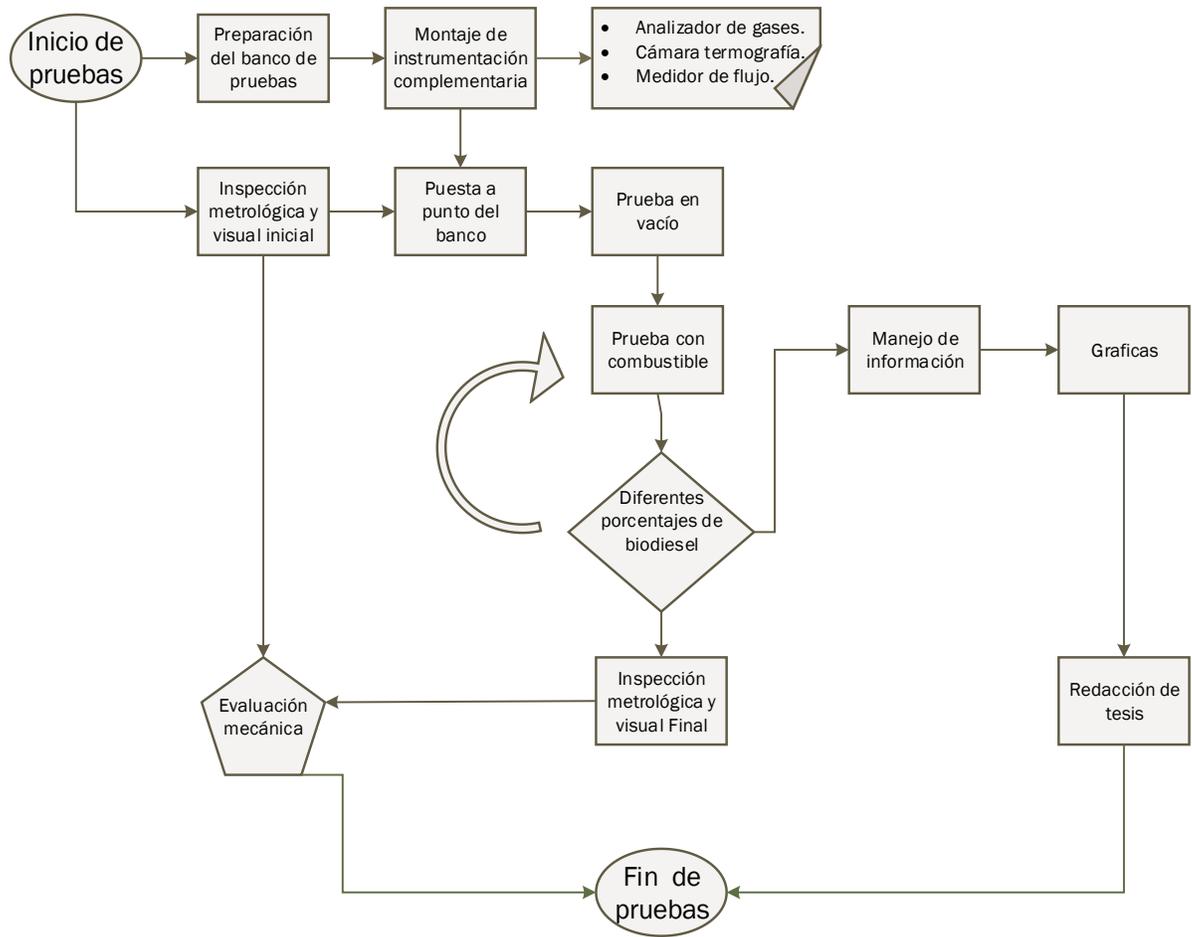


Imagen 32. Protocolo experimental

La Imagen 33 presenta el diseño de experimentación (DOE), se tienen 3 parámetros de entrada para la investigación; los parámetros, los factores y la preparación experimental, con estos parámetros se ejecuta el DOE generando así las variables respuesta.

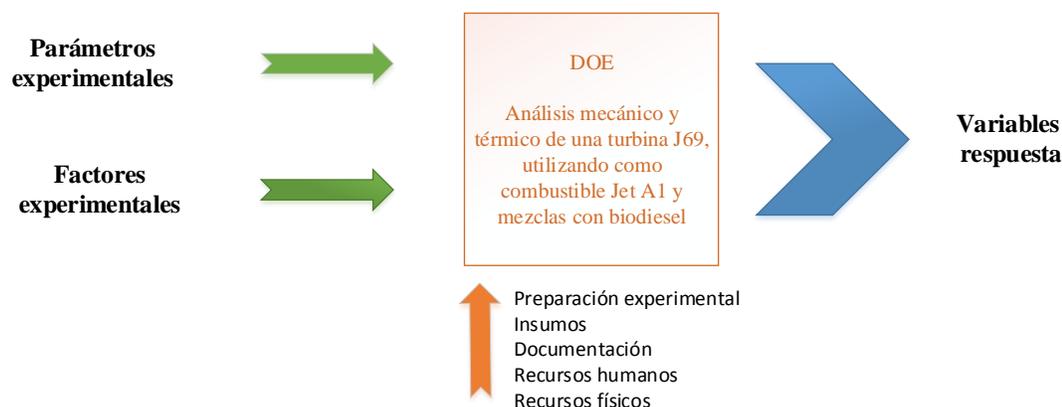


Imagen 33. Diseño de experimentación DOE

### 3.2 FACTORES DE EXPERIMENTACIÓN

La Tabla 8. Diseño de experimento presenta los factores de experimentación, velocidad angular del eje (RPM) y cantidad de biodiesel en la mezcla, dichos factores poseen diferentes niveles de experimentación, permitiendo el correcto análisis del comportamiento de la turbina y sus variables respuesta.

Tabla 7. Factores experimentales

Factor	Niveles de experimentación
Velocidad angular del eje PCT - N	$38 \pm 2,5 \%$ - $8257 \pm 206$ RPM
	$67 \pm 2,5 \%$ - $14559 \pm 364$ RPM
	$70 \pm 2,5 \%$ - $15211 \pm 380$ RPM
	$80 \pm 2,5 \%$ - $17384 \pm 435$ RPM
	$100 \pm 2,5 \%$ - $21730 \pm 543$ RPM
Cantidad de biodiesel en la mezcla $w_{BD}$	0
	$5 \pm 2,4 \%$
	$10 \pm 2,5 \%$
	$20 \pm 2,1 \%$
	$30 \pm 3,0 \%$
	$50 \pm 2,2 \%$

El biodiesel de aceite de palma es un ácido graso éster métrico producido a partir de la reacción química de aceites vegetales y metanol, perceptiblemente más viscoso que el Jet A1. Mezclas entre estos dos combustibles muestran que son solubles entre si fácilmente, lo cual reduce la incertidumbre de las mezclas de combustible durante toda la investigación [53]. El combustible Jet A1 utilizado en este experimento es suministrado por Terpel y el biodiesel extraído de palma de aceite es suministrado por Bio D.

La tabla 8 presenta el diseño de experimentación a ejecutar, se realiza un experimento inicial denominado línea base, en donde se evalúa el motor con Jet A1 a diferentes regímenes de operación, los cuales están dados por el manual técnico de mantenimiento [50], los regímenes en los que la turbina será evaluada en el banco de pruebas son; 38, 70, 80 y 100% RPM, después se realizan 3 réplicas en donde el porcentaje de biodiesel con el que es evaluado el motor va en aumento, teniendo en cuenta que mezclas con un porcentaje mayor al 30% de biodiesel pierden gran parte de su poder calorífico traduciéndose en una disminución en el empuje de la turbina, además de reducir la volatilidad del combustible [15] [16]. Para esta investigación se tiene la designación b, para nombrar las diferentes mezclas, siendo b10, b20, b30 y b50 las fracciones másicas de biodiesel en la mezcla con un margen de error de  $\pm 2$  a 3 % v/v. Con la anterior configuración de niveles experimentales es posible plantear un total de 20 tratamientos experimentales.

Tabla 8. Diseño de experimentos

$w_{BD}$ (% g/g)	PCT			
	38%	70%	80%	100%
<b>b0</b>	N38b0	N70b0	N80b0	N100b0
<b>b10</b>	N38b10	N70b10	N80b10	N100b10
<b>b20</b>	N38b20	N70b20	N80b20	N100b20
<b>b30</b>	N38b30	N70b30	N80b30	N100b30
<b>B50</b>	N38b50	N70b50	N80b50	N100b50

Los parámetros experimentales o valores fijos son mostrados en la Tabla 9. Parámetros experimentales<sup>9</sup>, estos no pueden ser controlados y pueden tener pequeñas variaciones debido a los cambios meteorológicos de la ciudad de Madrid a lo largo de cada experimento, estos parámetros son registrados por el centro meteorológico de Madrid y estos son; temperatura ambiente, humedad relativa y presión atmosférica [54], las propiedades de los combustibles no van a cambiar a lo largo de la experimentación, las propiedades del Jet A1 están dadas por Terpel y las del biodiesel por Bio D. [55] [56].

Tabla 9. Parámetros experimentales

Parámetro	Nomenclatura	Condiciones de Madrid
Temperatura ambiente	$T_{amb}$ <sup>1</sup>	16- 9 °C
Humedad relativa	HR <sup>1</sup>	95 %
Presión atmosférica	$P_{atm}$ <sup>1</sup>	1017 hPa
Propiedades del combustible JetA1	$PC_{Super}$ <sup>2</sup> $\rho_{comb}$ a 15°C <sup>3</sup> $\nu$ a 20°C <sup>3</sup> Punto de inflamación <sup>3</sup> Punto de congelación <sup>3</sup>	45,4125MJ/Kg 860 - 900 Kg/m <sup>3</sup> 8 mm <sup>2</sup> /s -47 °C 38 °C

Propiedades del combustible Biodiesel	PC <sup>Super</sup> <sup>4</sup> $\rho_{comb}$ a 15°C <sup>5</sup> $\nu$ a 40°C <sup>5</sup> Punto de inflamación <sup>4</sup> Punto de congelación <sup>4</sup>	39,7MJ/L 775 – 840 Kg/m <sup>3</sup> 1.9 – 6 mm <sup>2</sup> /s >130°C 12 ° C
Estado del motor	Informe de inspección inicial	--

Nota: La fuente de los datos corresponde a: <sup>1</sup> Datos tomados de [54], <sup>2</sup> Datos tomados de [17], <sup>3</sup> Datos tomados de [55], <sup>4</sup> Datos tomados de [57] y <sup>5</sup> Datos tomados de [56]

En la Tabla 10. Variables respuesta 10 se muestran las variables respuesta, están agrupadas en tres grupos: térmicas, mecánicas y variables dependientes. Las variables más importantes para esta investigación son: la curva de temperatura a la salida del aire (EGT), la velocidad angular del eje (N), las vibraciones (A), la generación de gases y la eficiencia de la turbina. Estas son fundamentales para: calcular las variables dependientes en el presente estudio; facilitar el análisis de la operación y el desempeño térmico y mecánico de la turbina; y ayudar a la comparabilidad de resultados experimentales con la literatura.

Tabla 10. Variables respuesta

Grupo	Variable	Nomenclatura	Unidad
Térmica	Temperatura de entrada de aire	T Aire	°F
	Temperatura de salida de aire	T EGT	°F
	Temperatura de aceite	T Aceite	°F
Mecánica	Vibración	A	mils
	Empuje	F	LBS
	Presión de aceite	P Aceite	PSI
	Presión de aire	PS3	PSI
	Presión de entrada de combustible	P Comb.	PSI
	Presión de aceite del rodamiento trasero	P RT	PSI
	Presión de la válvula bypass de combustible	P BP	PSI
	Velocidad angular del eje	PCT	RPM (%)
	Tensión eléctrica	Volt	V
Dependientes	Eficiencia	$\eta$	-
	Eficiencia de combustible	TSFC	Kg/Nh
	Relación aire combustible	AFR	-
	Consumo de aire	$\dot{m}$ aire	Kg/s
	consumo de combustible	$\dot{m}$ comb	Kg/s

En la Imagen 34 se observa la distribución de cada uno de los componentes y sistemas que hacen parte del banco de pruebas y en la Tabla 10. Variables respuesta 11 se encuentra

consolidada la información general de todos los componentes que hacen parte del banco de pruebas utilizado para las pruebas de la turbina J69.

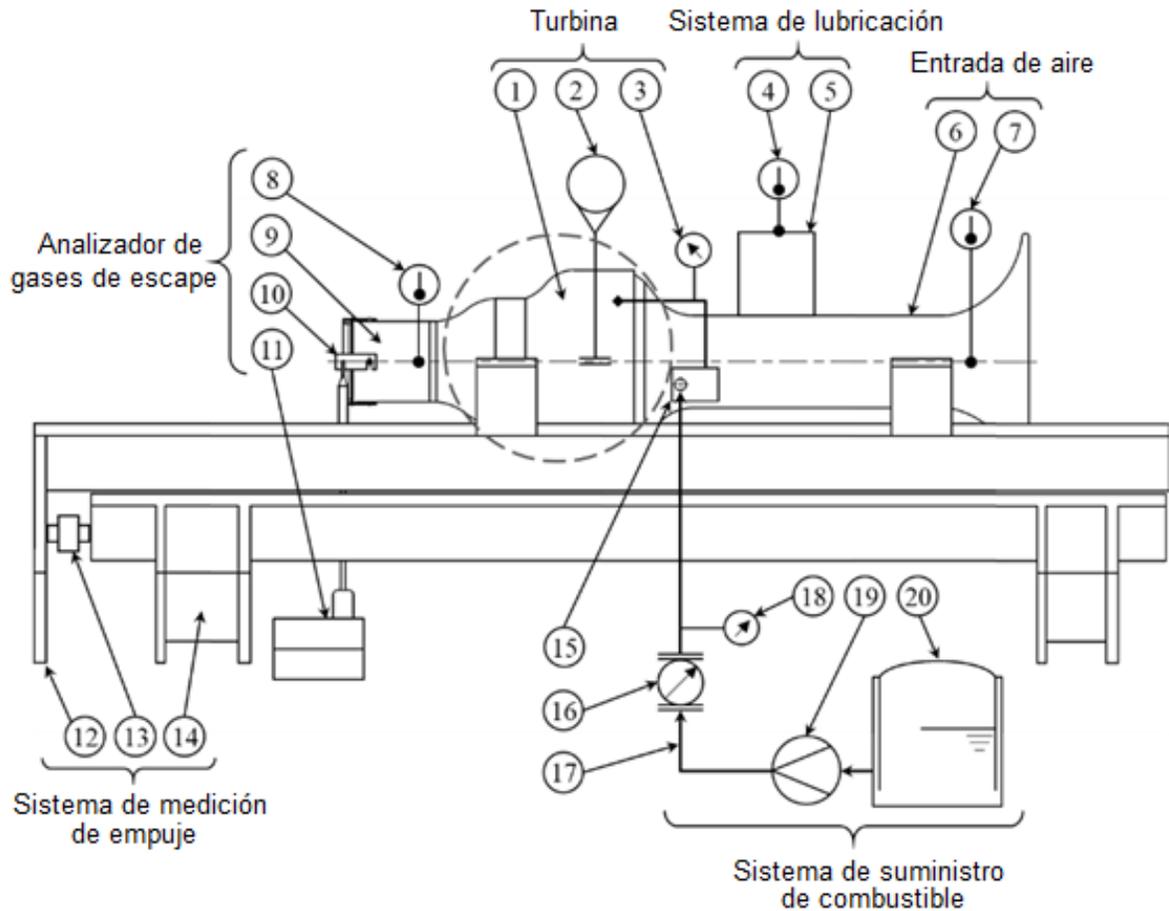


Imagen 34. Banco de pruebas y turbina J69

Tabla 11. Componentes del banco de pruebas J69

No	Nombre	Referencia	Rango	Error
1	Turbina Turbojet	J69T-25A	-	-
2	Tacómetro	Generador de tacómetro de 2 polos – AAE MS25038-4 con caja de cambios 5:1	0 - 4200 RPM	1%
3	Manómetro de la válvula bypass	SunPass 300 psi	0 - 300 PSI	0,40%
4	Termopar de suministro de aceite	K Type - NiCr/Ni	-270 - 1260	0,40%

5	Tanque de suministro de aceite	-	-	-
6	Ducto de entrada de aire	Adaptor set T566743	-	-
7	Conjunto de termopares de entrada de aire	K Type - NiCr/Ni – 706045 - Diam 6,35 mm lenght 70 mm	-270 - 1260	0,40%
8	Conjunto de termopares de salida de gases	K Type - NiCr/Ni – 700530 - Diam 6,35 mm lenght 70 mm	-270 - 1260	0,40%
9	Adaptador tubo de escape	Adaptor set T259146	-	-
10	Riostra de muestreo de gases de escape	Design according to ICAO Annex 16: Aircraft Engine Emissions and the paper ASME 345 E 47	-	-
11	Analizador de gases de escape	Hanatech IM2400 Ultra 4/5	-	-
		O2	0-23%	0,8%
		CO2	0-20%	1,2%
		Co	0-10%	5,9%
		HC	0-10000 ppm	2%
12	Banco de pruebas de movimiento horizontal	Adaptor set T259048	-	-
13	Celda de carga de fuerza de empuje	Toroid Corp. 3965 - 25Klb	25000 LB	1%
14	Banco de pruebas fijo	Adaptor set T259049	-	-
15	(FCU) Unidad de control de combustible	Wrench, Double HEX, Special Box T253039	-	-
16	Medidor de flujo de combustible	Tuthill - Fill-Rite 820 meter	7,6 - 75,7 LPM	0.5%
17	Línea de suministro de combustible	Spool 1" with valves and hose Goodyear Wincraft fueling NFPA-407	-	-
18	Manómetro de presión de entrada de combustible	SunPass 150 psi	0 - 11 bar	5%
19	Bomba de suministro de combustible	60 LPM - 550 W - 3,5 bar	20 - 120 LPM	1%

20	Tanque de combustible	Tank trailer Mainpetrol Ltda.	1000 gls	-
	Adquisidor de datos	NI cRIO - 9066 400 Hz with modules: NI9221 pressure, NI9502 levels, NI9219 thrust, NI9213 EGT	-	-

### 3.3 PREPARACIÓN EXPERIMENTAL

Las pruebas en banco son ejecutadas en el banco de pruebas para turbinas J69-T-25 situado en el Comando Aéreo de Mantenimiento CAMAN en la ciudad de Madrid-Cundinamarca. La Imagen 35 presenta el área de experimentación del banco de pruebas, sus partes y su ubicación, además del respectivo delineamiento de seguridad.

Durante la experimentación no se permite el tránsito de personas dentro del área de riesgo, delineada con color azul, el personal dentro del área de seguridad, delineada de color verde, no puede transitar por esta zona si no cuenta con los implementos de seguridad auditiva (Tapones y orejeras), además de chaleco reflectivo para su fácil localización, en caso de incendio o emergencia, se cuenta con las áreas delineadas de color rojo.

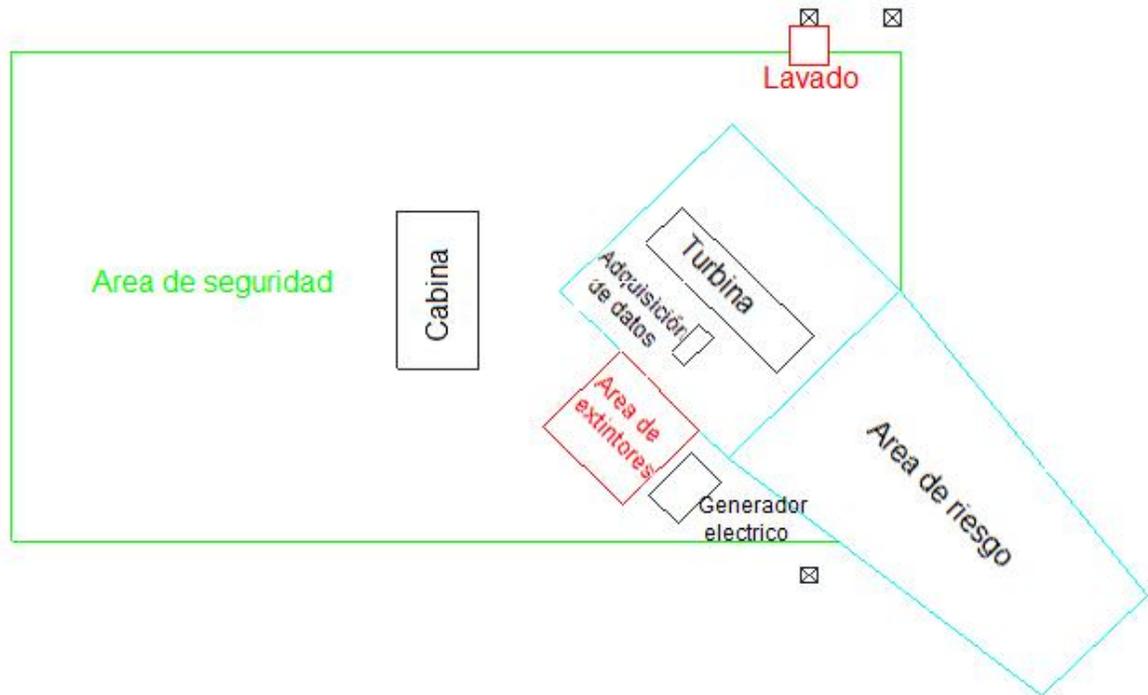


Imagen 35. Área de experimentación

Durante la experimentación los datos son adquiridos por medio de un módulo de adquisición de datos, luego son almacenados de forma automática por una interfaz suministrada por labview. La Imagen 36 presenta la ubicación de los sensores que brindan las señales o variables respuestas más importantes para la investigación, estas señales son monitoreadas continuamente mediante una instrumentación análoga y digital situadas en la cabina.

La instrumentación de temperaturas es traducida en °F y se sus señales son: T EGT que cuenta con un rango de medición de 0 a 2000 °F, T Aire de 30 a 100 °F y T aceite de 0 a 440 °F, todas las señales de presión son traducidas en PSI, la instrumentación es la misma para todas las señales de presión y están divididas en P aire, P comb. y PS3, las celdas de empuje pueden medir un máximo de 3500 LBS de empuje, las celdas de vibración miden en un rango de 0 a 5 mils y, por último, el instrumento de medición de RPM traduce la información en porcentajes de 0 a 100% con una precisión de  $\pm 2,5\%$ .

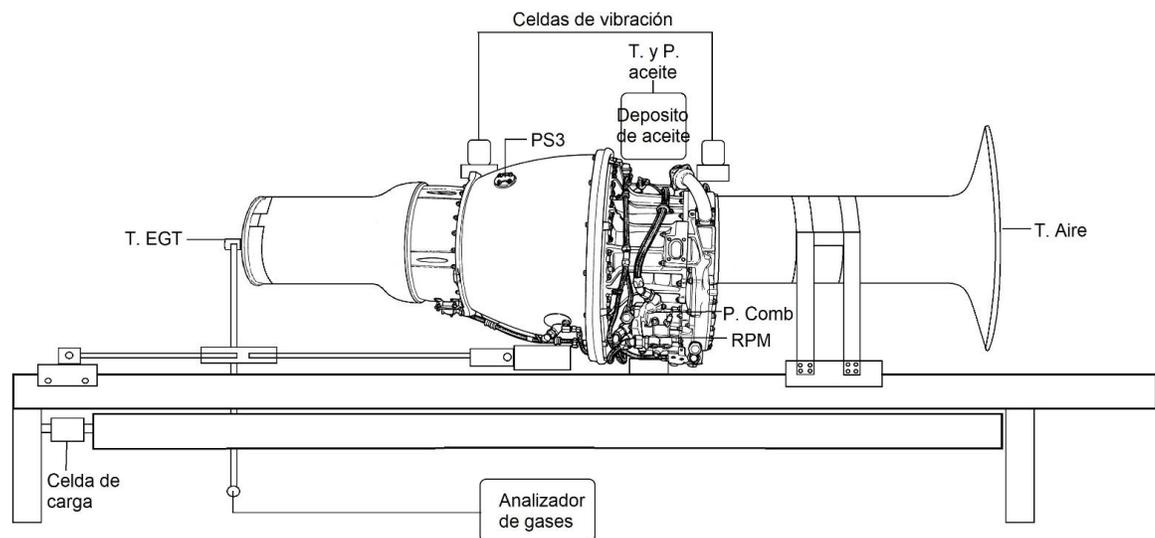


Imagen 36. Ubicación de los sensores en banco de pruebas

El banco de pruebas cuenta con más instrumentos de medida, en donde sus variables respuesta no son relevantes para esta investigación, sin embargo, son tenidos en cuenta para la correcta manipulación de la turbina a lo largo de la experimentación y son descritas a continuación. La presión del rodamiento trasero es traducida a PSI y su rango de medida es de 0 a 100 y la instrumentación de presión de la válvula bypass de combustible tiene un rango de 0 a 1000 PSI.

### **Sistema de suministro de mezclas**

La Imagen 37 presenta el sistema de suministro de combustible, cuenta con un tanque con volumen de  $1m^3$  en donde se almacenaran las mezclas para las experimentaciones, una bomba de transferencia de combustible (goplus 110V), la cual aumenta la presión en el

fluido a los 45 PSI requeridos a la entrada de la bomba de la turbina, y un flujo metro CDX/CDL de 3/8 In con un flujo de combustible de 0.08 a 30 GPM.

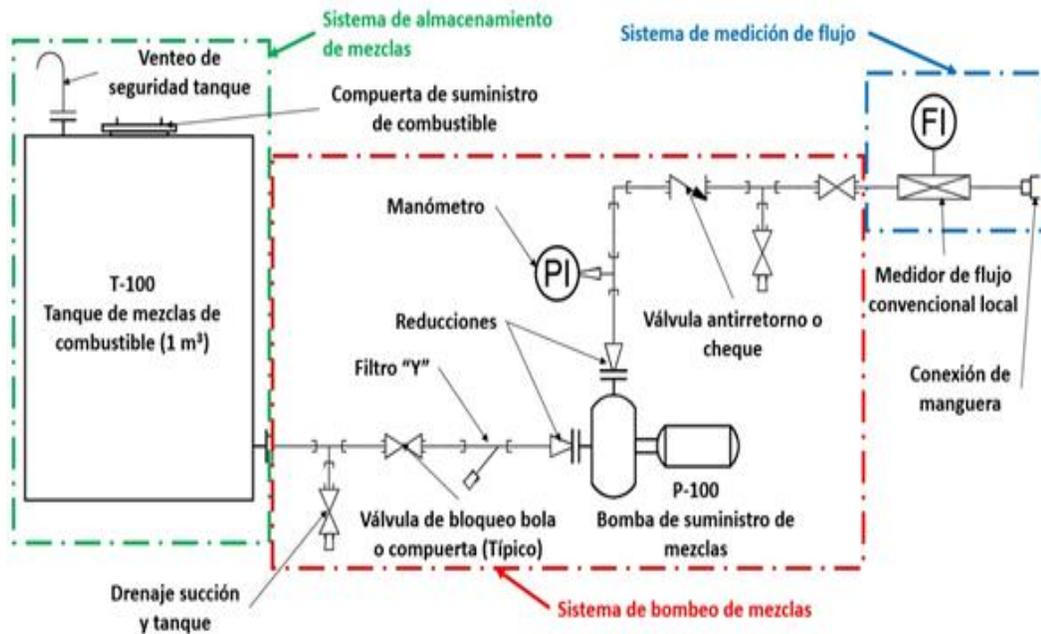


Imagen 37. Sistema de suministro de mezclas Jet A1 y Biodiesel P&ID.

### **Sistema de medición de gases de combustión**

El sistema de medición de gases cuenta con un analizador de gases HANATECH IM 2400 4/5 el cual realiza mediciones de HC (0 – 10000), CO (0 – 10%), CO<sub>2</sub> (0 – 20%) y O<sub>2</sub> (0 – 23%) y un analizador de mano complementario Bacharach's PCA® 400 el cual realiza mediciones de O<sub>2</sub> (0 – 20,9%), CO (0 – 40.000 ppm), H<sub>2</sub> (0 to 10.000 ppm), NO (0 to 3.000 ppm), NO<sub>2</sub> (0 to 5.000 ppm) y SO<sub>2</sub> -4 to 2192°F (-20 to 1200°C), [58] [59]

La Imagen 38 presenta el sistema de medición de gases. La sonda se encuentra situada en la tobera de escape, luego los gases son filtrados e introducidos en el analizador por medio de las bombas, luego los HC, CO, CO<sub>2</sub> y NO<sub>x</sub> son analizados y presentados en la pantalla del analizador.

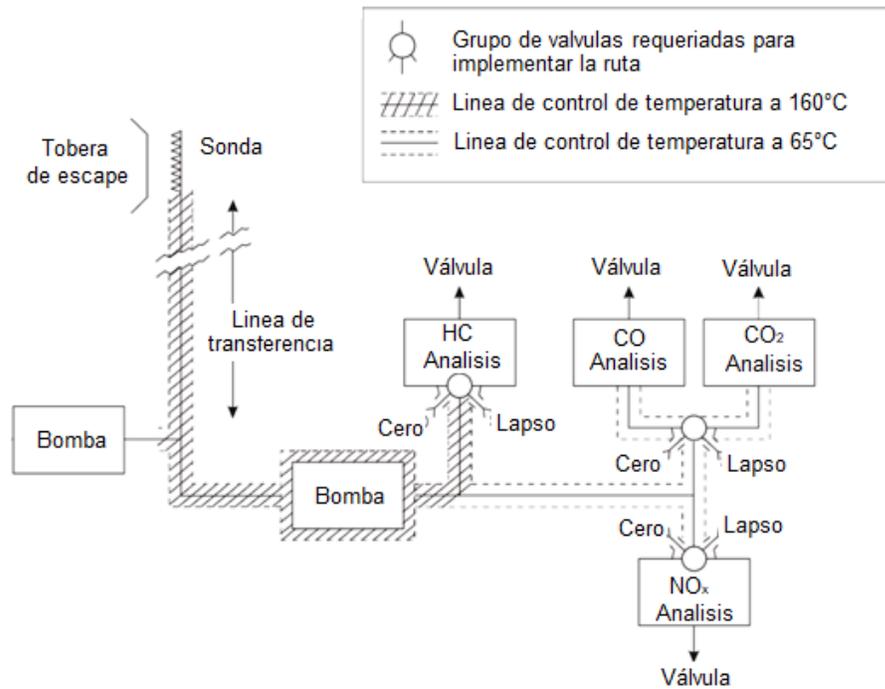


Imagen 38. Sistema de medición de gases de escape.

Normalmente las adquisiciones de los datos de los gases de combustión se toman en la descarga de la turbina de baja presión o desde la tobera de escape, en donde se utiliza una sonda múltiple o de un solo punto. La Imagen 39 presenta el diseño del rastrillo para el alojamiento de la sonda desarrollada en la norma ASME 345 E47. [60].

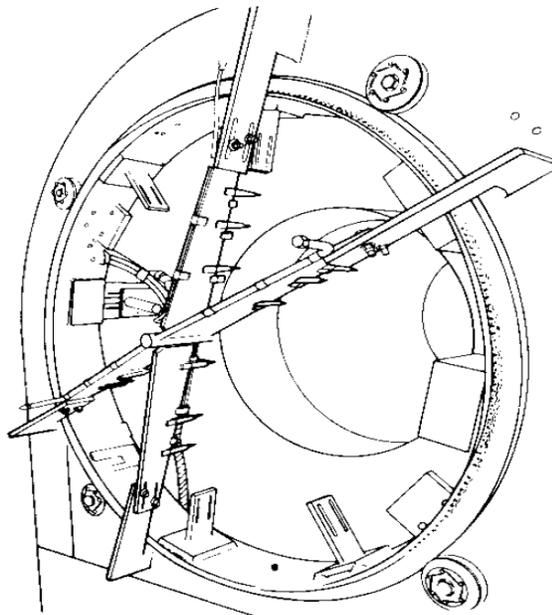


Imagen 39. Diseño del rastrillo Norma ASME 345 E47. Tomado de [60]

La Imagen 40 presenta el diseño del rastrillo basándose en los requerimientos de este proyecto y de la norma ASME 345 E47

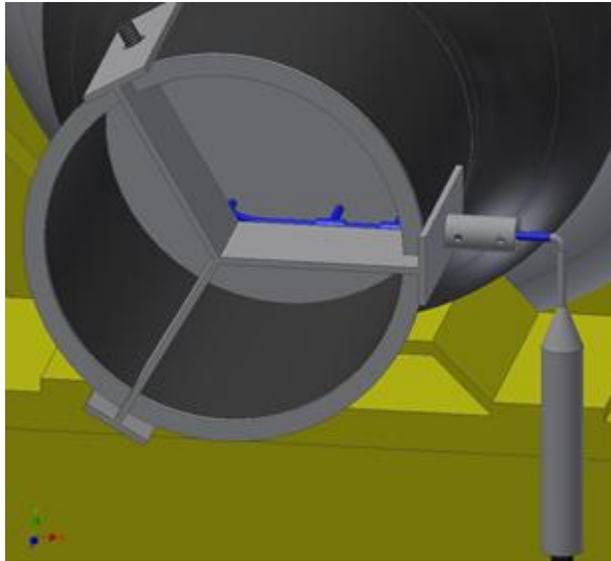


Imagen 40, Diseño del rastrillo Turbina J69

### **3.4 PUESTA EN MARCHA DE LA PRUEBA**

Los turborreactores se ven afectados a gran medida en su rendimiento gracias a las condiciones atmosféricas; tales como la temperatura, la presión y la humedad relativa. Es por esto que son requeridos los siguientes datos para realizar un mejor análisis, los cuales son grabados en el formato correspondiente a las pruebas:

- Fecha.
- Modelo del motor.
- Operador de la prueba.
- Agencia de reparación.
- Especificación del combustible.
- Especificación del aceite.
- Hora de arranque del motor, parada del motor y tiempo total.
- Temperatura ambiente.
- Presión barométrica.
- Dirección y velocidad del viento.

Antes de dar inicio a la prueba se debe de comprobar e inspeccionar los siguientes elementos:

- La entrada y salida de aire deben de estar limpias y libres de objetos extraños.
- El motor debe estar asegurado y ajustado correctamente al banco.

La bomba de alimentación de combustible debe de suministrar una presión de entrada de 10 a 50 PSI.

El filtro de combustible debe de ser por lo menos de 5 micras.

Contar con una válvula solenoide principal de cierre de combustible que se pueda energizar de manera inmediata.

El nivel de aceite.

Combustible necesario para concluir la prueba.

Corrección de tara o calibración para las celdas de empuje.

Sincronización entre el joystick y el servo.

Para el encendido del motor se cuenta con dos operarios, los cuales se encargan de manipular los actuadores dentro de la cabina y observar que allá un correcto funcionamiento durante la prueba, uno de ellos está afuera de la cabina, con el objetivo de informar por medio de un intercomunicador cualquier anomalía del motor durante el procedimiento de preparación y encendido, una vez que el motor este encendido y trabajando en ralentí, el operario entra en la cabina.

Previo al encendido de la turbina, se verifica que el motor y la cabina cuenten con los 28v de DC y los 26v de AC necesarios para el encendido de la turbina y la alimentación de los mandos, luego se energizan las bujías de encendido de 5 a 10 segundos y se realiza una verificación auditiva para comprobar el correcto funcionamiento de estas. En la Imagen 41 se muestra el comportamiento de la temperatura y los regímenes de operación a lo largo de cada prueba.

Una vez se cuente con los requerimientos descritos anteriormente se procede a realizar el encendido del motor y se conecta el suministro de combustible, el operario que se encuentra en la cabina enciende la bomba de combustible y aceite, verificando que no hallan fugas y que la presión de aceite alcance 5 Psi como mínimo dentro de los primeros 30 segundos del encendido, si no hay presión de aceite dentro de los primeros 10 segundos se debe de apagar la bomba, de lo contrario y si se excede este tiempo máximo el motor debe de ser desmontado e inspeccionado.

El comportamiento de la turbina y el desarrollo de la experimentación esta resumida en la imagen 41. Durante el encendido del motor se encuentran los mayores aumentos en la temperatura, aproximadamente de 1080 °F, en este proceso los operarios deben de estar atentos a las anomalías que se puedan presentar en el motor ya sean; ruidos, vibraciones excesivas, o un aumento excesivo en la temperatura, ya que si se tiene temperaturas superiores a 1436°F más de 3 veces o si el motor excede la temperatura de 1652 °F una sola vez, este debe de ser desmontado del banco y llevado a que le realicen una inspección en la sección caliente.

La turbina es encendida y puesta en ralentí 36-40 % RPM (8200 RPM) por medio de la alimentación de combustible dada por el joystick que es manipulado por el operario, allí permanece por lo menos 5 minutos en donde se verifica que la presión de combustible sea de

59 PSI y que la presión de aceite sea de por lo menos 8 PSI. Luego la turbina es llevada a regímenes de funcionamiento entre el 67 y el 70 % RPM y posterior a esto a régimen de operación de 80 % RPM, en donde los datos de las variables respuesta son tomados. La turbina es llevada a regímenes de operación normales 95 a 100 RPM % (20700-21730 RPM) en donde se verifica que la presión de aceite este en los rangos de 20-40 PSI con una fluctuación de  $\pm 5$  PSI y se verifican que los datos arrojados por los sensores estén bajo condiciones de manual.

Para realizar la parada del motor, este se ajusta a un 70% RPM en donde se debe de mantener en un rango de 30 a 60 segundos, después la turbina es llevada nuevamente a RPM mínimas y posteriormente cortada la alimentación de combustible por medio de la palanca de potencia, durante este proceso se toma el tiempo de parada de la caja de accesorios, esta debe de parar en aproximadamente en un minuto. Una vez el motor se ha detenido se apaga el combustible principal y las válvulas solenoides de aceite, la prueba terminada con el drenado del aceite del motor que es llevado para ser analizado.

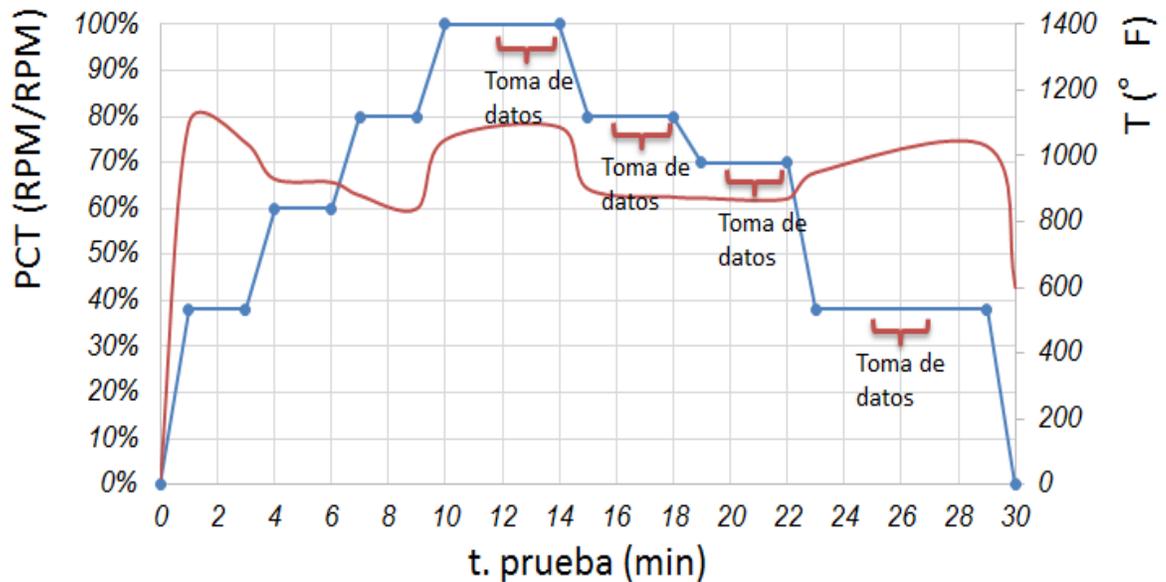
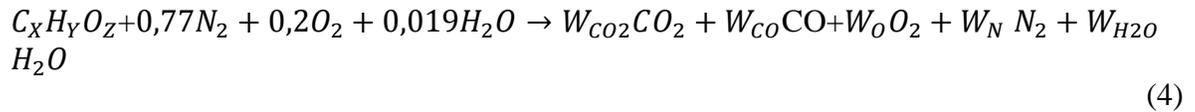


Imagen 41. Comportamiento de la turbina J69-T-25 RPM y T VS tiempo.

### 3.5 MANEJO DE DATOS DE EXPERIMENTACIÓN

El combustible quemado en el motor es Jet A1 y está formulado como  $C_{12}H_{22}$ . En la Ecuación 4 se muestra la reacción de la combustión. En términos de moles o volumen, el aire seco que se muestra en esta reacción está compuesto de 77,48%  $N_2$ , 20,59%  $O_2$  y 1,9%  $H_2O$ . Durante la combustión,  $N_2$  se comporta como un gas de inserción y no reacciona con otros elementos, más que formando una cantidad insignificante de  $NO_x$ .



La relación aire combustible (AFR) es la cantidad de aire sobre la cantidad de combustible que es quemada dentro de la cámara de combustión de la turbina, esta es calculada mediante la ecuación 5 y se obtenida mediante el despeje y manipulación de la ecuación 4.

$$AFR = \frac{W_c, comb \frac{MW Aire}{MWC}}{(X CO_2 + X CO)}$$

(5)

Las constantes de la ecuación de reacción de combustión, es decir, el número de moles de aire que reacciona con una mol de combustible ( $\lambda$ ) Para los gases de combustión se calculan para cada valor de carga aplicando la conservación de átomos para el C, H, O y N respectivamente en la ecuación 6

$$\lambda = AFR \frac{MW Comb}{MW Aire}$$

(6)

El consumo de combustible específico del empuje (TSFC) se utiliza para describir la eficiencia del combustible del turborreactor en el empuje de salida y se define como la relación del flujo de masa tasa del combustible a la fuerza de empuje producida. Por lo tanto, el consumo de combustible específico del empuje se calcula según la Ecuación 4.

$$TSFC = \frac{\dot{m}Comb}{F}$$

(4)

La fuerza de empuje de una turbina (F) de tipo turbo-jet está dada por la ecuación 5, en donde se realiza la diferencia de la energía cinética del aire a la entrada y del aire de salida de la turbina, su respectivo diagrama de cuerpo libre es mostrado en la Imagen 42

$$F = V_s \dot{m}_s - V_0 \dot{m}_0$$

(5)

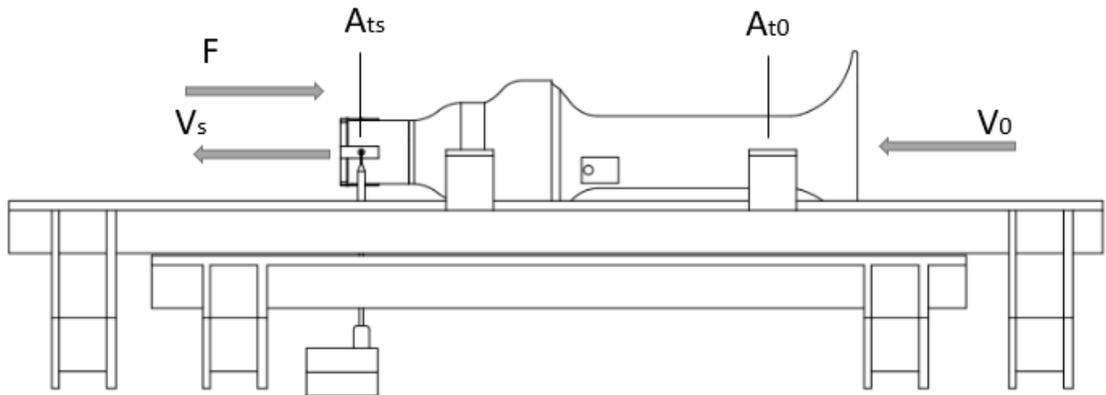


Imagen 42. DCL Turbina J69 en banco

La ( $V_0$ ) velocidad de entrada del aire está dada por la ecuación 6, en donde  $\rho_0$  corresponde a la densidad del aire y  $A_{t0}$  al área transversal del ducto de entrada de aire de la turbina. Esta ecuación es reemplazada en las ecuaciones 5 y 7.

$$V_0 = \frac{\dot{m}_{\text{Aire}}}{\rho_0 A_{t0}} \quad (6)$$

La ( $V_s$ ) velocidad de salida del aire es calculada utilizando la ecuación 7, luego es reemplazada en la ecuación 5.

$$V_s = \frac{F + V_0 \dot{m}_0}{\dot{m}_s} \quad (7)$$

La eficiencia del motor representa la conversión de energía dentro del motor turborreactor, y se define como la relación de la potencia impartida al flujo de aire del motor y la tasa de energía que se suministra en el combustible. Además, determina cómo eficientemente la energía química almacenada en el combustible es Convertido a energía cinética de los gases de escape y cuenta tanto para la eficiencia de combustión y eficiencia del ciclo termodinámico. La eficiencia se calcula según la Ecuación 8 y 9[61]

$$\eta = \frac{E_{\text{Empuje}} + E_C}{Q} \quad (8)$$

$$\eta = \frac{F V_0 + \frac{1}{2} \dot{m}_{Aire} \left( 1 + \frac{1}{AFR} \right) (V_s - V_0)^2}{\dot{m}_{Comb} PC_{Comb}} \quad (9)$$

## CAPITULO 4

### 4.1 REUSLTADOS

En la Tabla 12 se presentan todas las variables experimentales tomadas antes y después de cada uno de los experimentos, variables atmosféricas que afectan el comportamiento y desempeño del motor durante las pruebas en banco y que tienen que ser tomadas en cuenta, además del tiempo de parada del eje del motor una vez el experimento es finalizado.

Tabla 12, Variables tomadas antes y después de las pruebas

Experimento	PC Mezcla (kJ/kg)	Presión barométrica (inHg)	Humedad relativa	Temperatura ambiente ( C )	Tiempo de parada del eje (Seg)
B0 – R1	45,4125	22,14	70%	16,25	68
B0 – R2		22,14	70%	16,25	68
B5 – R1	45,0941	22,18	27%	25	67
B5 – R2		22,16	31%	27,5	67
B5 – R3		22,1	20%	19,5	68
B10 – R1	44,7795	22,16	46%	19,5	69
B10 – R2		22,1	66%	16,8	69
B10 – R3		22,2	52%	17,635	69
B20 – R1	44,1616	22,2	66%	16,5	71
B20 – R2		22,2	66%	16,5	69
B20 – R3		22,175	57%	15,05	69
B30 – R1	43,5581	22,145	51%	19	72
B30 – R2		22,13	65%	20	72
B30 – R3		22,125	65%	20	73
B50 – R1	42,3927	22,14	70%	16,25	68
B50 – R2		22,14	70%	16,25	68

En la Tabla 13 se presentan todas las variables que son tomadas en tiempo real y que muestran el comportamiento de la turbina durante los diferentes experimentos y replicas, datos que posteriormente son analizados y comparados con el manual de operación y mantenimiento de la turbina, también comparados con otros experimentos.

Tabla 14. Variables tomadas durante las pruebas

Variable	PCT	B0	B5	B10	B20	B30	B50
$\dot{m}$ combustible (Kg/s)	38%	0,01959	0,02776	0,02916	0,02958	0,03007	0,03025
	70%	0,04160	0,04340	0,04626	0,04794	0,04895	0,05003
	80%	0,05154	0,05603	0,05754	0,05795	0,06006	0,06254
	100%	0,09638	0,09481	0,09566	0,10059	0,10282	0,10346
$\dot{m}$ aire (Kg/s)	38%	1,28090	1,78246	1,91277	1,92495	1,89416	1,90783
	70%	3,30043	3,39159	3,68539	3,79323	3,75309	3,75894
	80%	4,18547	4,46589	4,60907	4,60468	4,52203	4,63692
	100%	5,96940	6,13453	6,03463	6,13213	6,12592	5,87263
$\dot{m}$ Gas (Kg/s)	38%	1,30050	1,81023	1,94194	1,95454	1,92423	1,93809
	70%	3,34203	3,43499	3,73165	3,84117	3,80204	3,80898
	80%	4,23702	4,52192	4,66662	4,66264	4,58210	4,69946
	100%	6,06579	6,22934	6,13030	6,23272	6,22875	5,97609
V0 (m/s)	38%	0,79029	1,09974	1,18014	1,18766	1,16866	1,17710
	70%	2,03630	2,09255	2,27381	2,34035	2,31558	2,31920
	80%	2,58236	2,75537	2,84371	2,84100	2,79001	2,86089
	100%	3,68301	3,78489	3,72326	3,78341	3,77958	3,62330
Vs (m/s)	38%	228,543	149,121	149,173	151,283	109,127	102,273
	70%	290,162	272,391	254,066	252,385	224,608	234,148
	80%	320,864	302,445	291,189	302,047	277,523	278,262
	100%	447,233	431,205	449,037	445,359	416,100	448,037
$\lambda$	38%	11,6096	11,3787	11,5971	11,4560	11,0436	10,9676
	70%	14,0922	13,8626	14,0945	13,9329	13,4423	13,0660
	80%	14,4251	14,1270	14,1663	13,9911	13,2029	12,8942
	100%	11,0035	11,4686	11,1584	10,7383	10,4457	9,87177

## 4.2 ANÁLISIS MECÁNICO MOTOR J69

En este capítulo se realiza un análisis visual de los componentes estáticos y roto-dinámicos que componen la turbina J69-T-25 y que están en contacto directamente con las mezclas de combustibles y con los gases productos de la combustión.

En la Imagen 43 se puede observar la carcasa externa de la cámara de combustión antes y después de las pruebas respectivamente. Después de realizadas las pruebas este componente se encuentra con rastros de hollín los cuales son altamente grasos, concentrados principalmente en las secciones en donde se da la primera ignición del combustible y en donde se encuentran ubicados los dos inyectores y sus dos bujías, además se puede observar un recubrimiento grasoso superficial en algunas de sus zonas laterales. La carcasa se encuentra bajo parámetros de funcionamiento y las entradas por donde circula el flujo de aire hacia el interior de la cámara de combustión se encuentran bajo parámetros de operación según manual de mantenimiento.

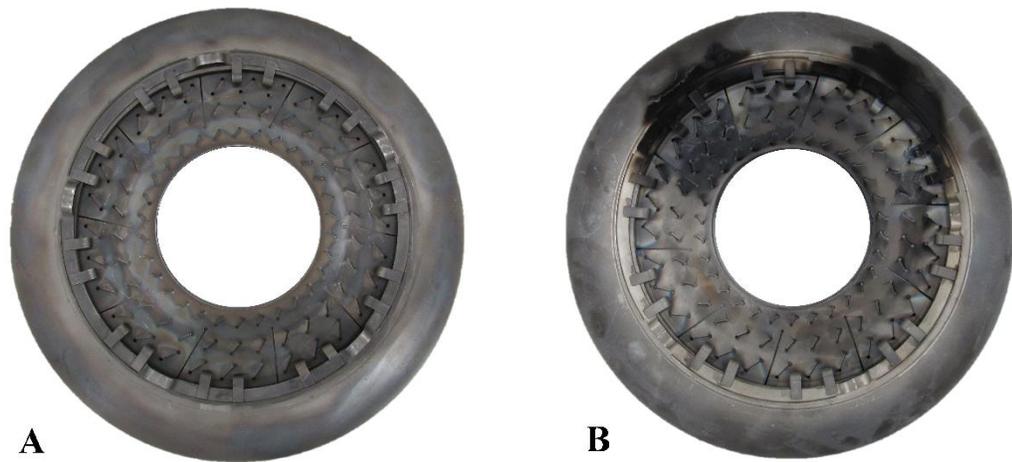


Imagen 43. Cámara de combustión externa turbina J69

En la Imagen 44 se observa la carcasa interna de la cámara de combustión, una vez realizadas las pruebas en banco con mezclas de combustible, se evidencia que este componente no sufrió daño alguno, ya que este componente se encuentra bajo parámetros de funcionamiento según el manual de mantenimiento, se observan rastros de hollín sobre la superficie del componente.

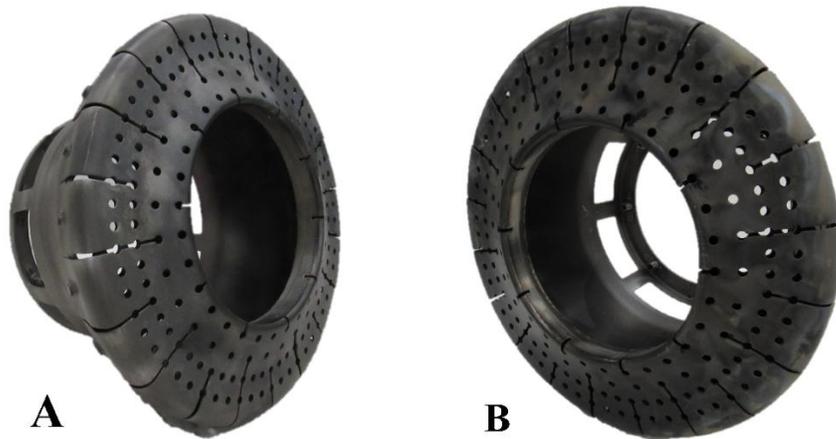


Imagen 44. Cámara de combustión interna turbina J69

En la Imagen 45 se puede observar el rotor de la turbina antes y después de las pruebas respectivamente, se puede evidenciar una decoloración en el componente y en algunas zonas se puede ver un color azul claro, colores que evidencian una alta temperatura pero que según manual de mantenimiento y cuerpo técnico de mantenimiento son efectos normales de operación.

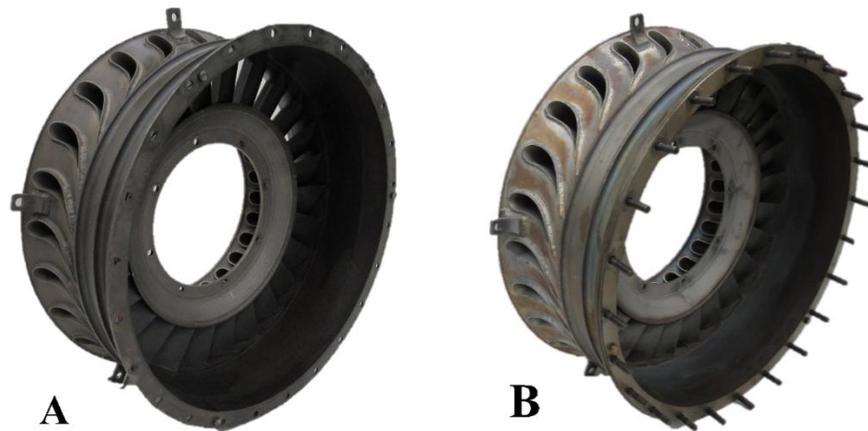


Imagen 45. Rotor turbina J69

Se encuentra que la tobera de escape sufrió un efecto similar que el rotor de la turbina, en su superficie se puede evidenciar un color azul claro que también es provocado por las altas temperaturas como se puede evidenciar en la Imagen 46. La parte se encuentra bajo parámetros de funcionamiento según manual de mantenimiento y equipo técnico.

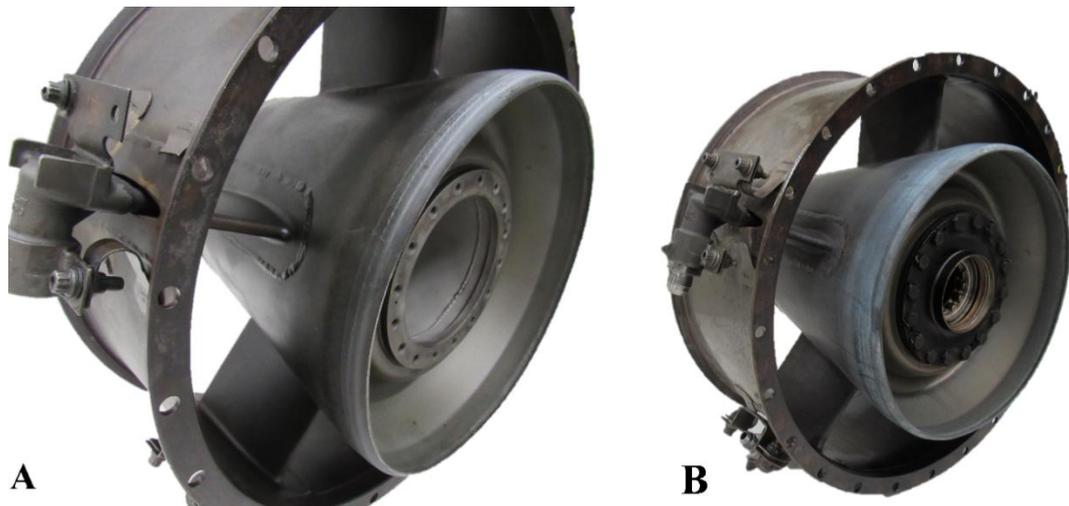


Imagen 46. Tobera de escape turbina J69

En la Imagen 47 se puede observar todo el conjunto de la turbina antes y después de las pruebas respectivamente, no se observan cambios significativos en este componente y todos requerimientos de operación se encuentran bajo parámetros de operación según manual de mantenimiento.

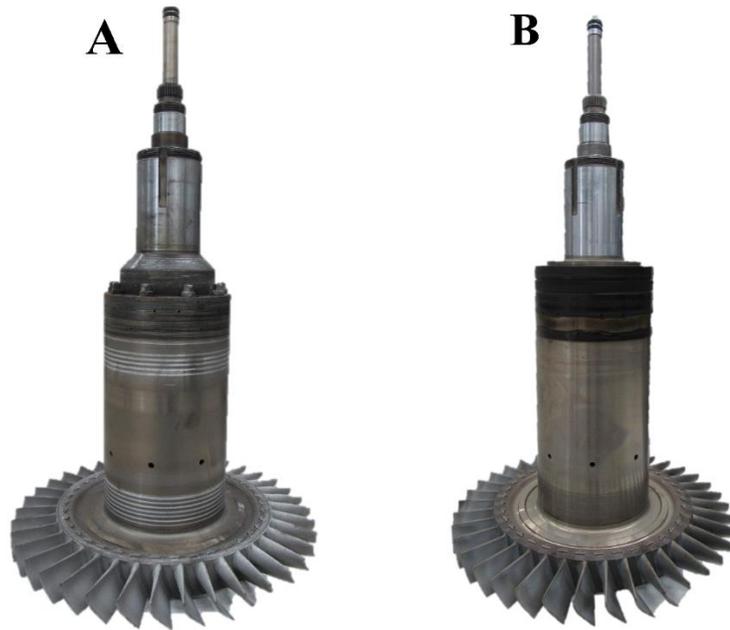


Imagen 47. Conjunto turbina J69

## CAPITULO 5

### 5.1 ANÁLISIS DE DATOS

En este Capítulo se presentan de forma gráfica los resultados obtenidos a lo largo de esta investigación y se compara el comportamiento de la turbina con las diferentes mezclas de combustible y biocombustible en los diferentes regímenes de operación. Estas Mezclas están denotadas con la letra B, la cual simboliza el porcentaje de biodiesel que se encuentra en cada una de las mezclas.

En la Imagen 48 se observa el comportamiento de la variable EGT (temperatura de gases de escape) a lo largo de las pruebas, en donde se evidencia que la temperatura llega a valores máximos en los regímenes de operación de 38% y 100% de RPM, llegando a tener temperaturas por encima de 1000 °F. Se observa que a medida que se aumenta el porcentaje de biodiesel en la mezcla, la T. EGT tiende a disminuir, a excepción de B30 la cual disminuye tan solo 6 °F en promedio con respecto a B0. La mayor reducción en la temperatura se encuentra en B50, en donde se tiene una disminución en promedio de 23.5 °F con respecto a B0.

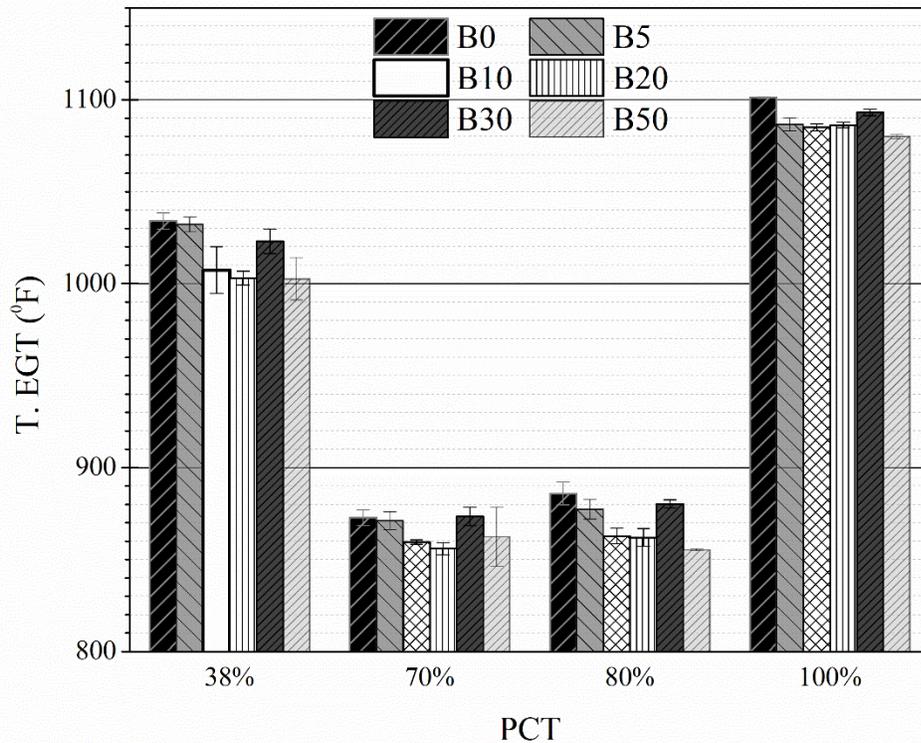


Imagen 48. Temperatura de los gases a la salida VS porcentaje de RPM

En la Imagen 49 se observa el comportamiento de F (Fuerza de empuje) a lo largo de las pruebas, en donde se puede ver que F es directamente proporcional al régimen de operación en el que se encuentre operando la turbina. No se puede evidenciar un cambio significativo en esta variable, en regímenes bajos y con mezclas B30 y B50 el empuje tiende a disminuir en promedio 21N y en regímenes máximos esta diferencia disminuye, resaltando un pequeño aumento con mezcla B20 de 14N en comparación con B0.

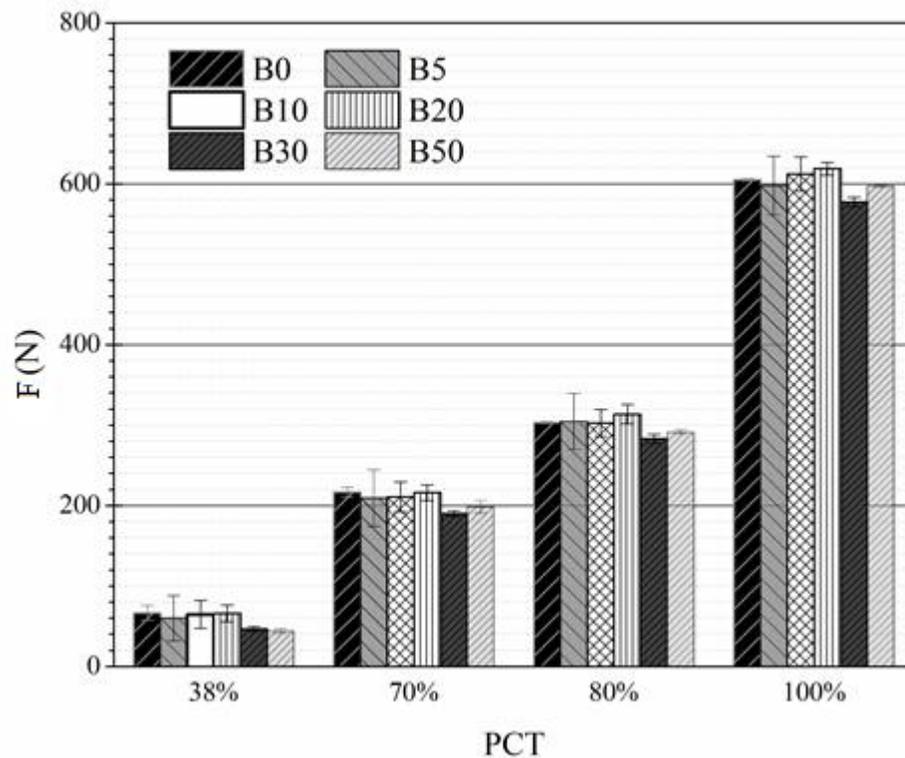


Imagen 49. Fuerza de empuje VS porcentaje de RPM

En la Imagen 50 se observa el comportamiento de la variable AFR (Relación aire combustible) a lo largo de las pruebas, en donde se puede ver que alcanza valores máximos en los regímenes de operación entre el 70% y el 80%. Se observa también que AFR tiene una pequeña disminución con forme el porcentaje de biodiesel en la mezcla va en aumento y en donde la mayor reducción se tiene en B50, que en promedio se tiene una reducción de 13% en comparación con B0.

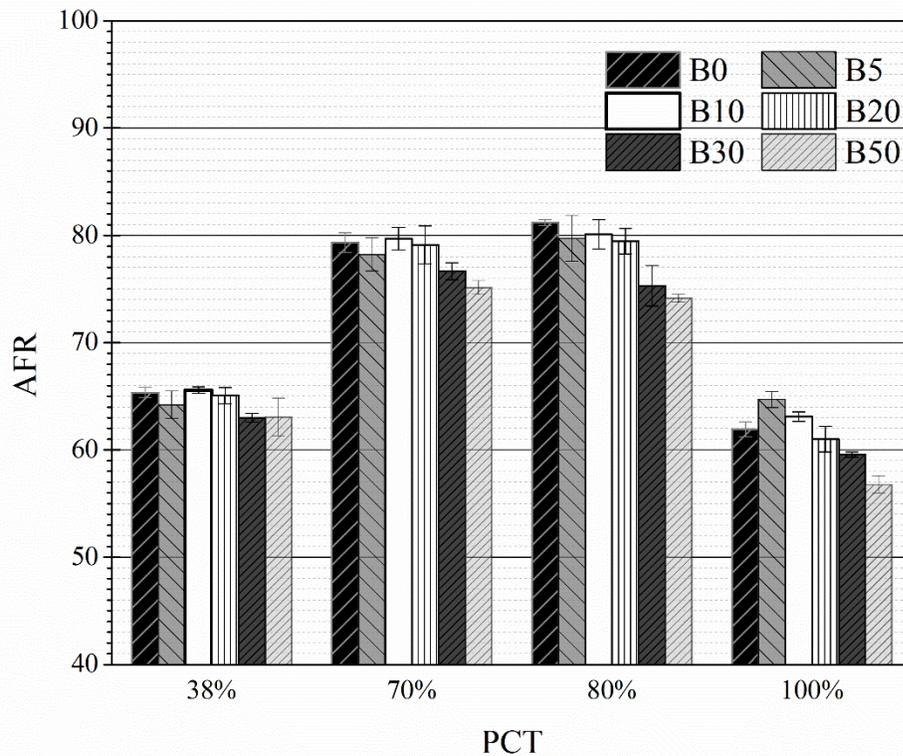


Imagen 50. Relación aire combustible VS porcentaje de RPM

En la Imagen 51 se observa el comportamiento de la eficiencia de la turbina ( $\square$ ). A lo largo de las pruebas se observa que a regímenes de operación máximos 100% de RPM, la eficiencia es máxima (aproximadamente 14%) y que a medida que las RPM disminuyen la eficiencia toma valores mínimos, llegando a estar por debajo del 4%. Además, se observa una disminución con mezcla B50 del 79.5% a régimen de 38% de RPM en comparación con B0, pero a medida que se aumenta el régimen de operación de la turbina esta diferencia se va reduciendo significativamente, llegando a tener un porcentaje de reducción de 1.36% a máximas RPM.

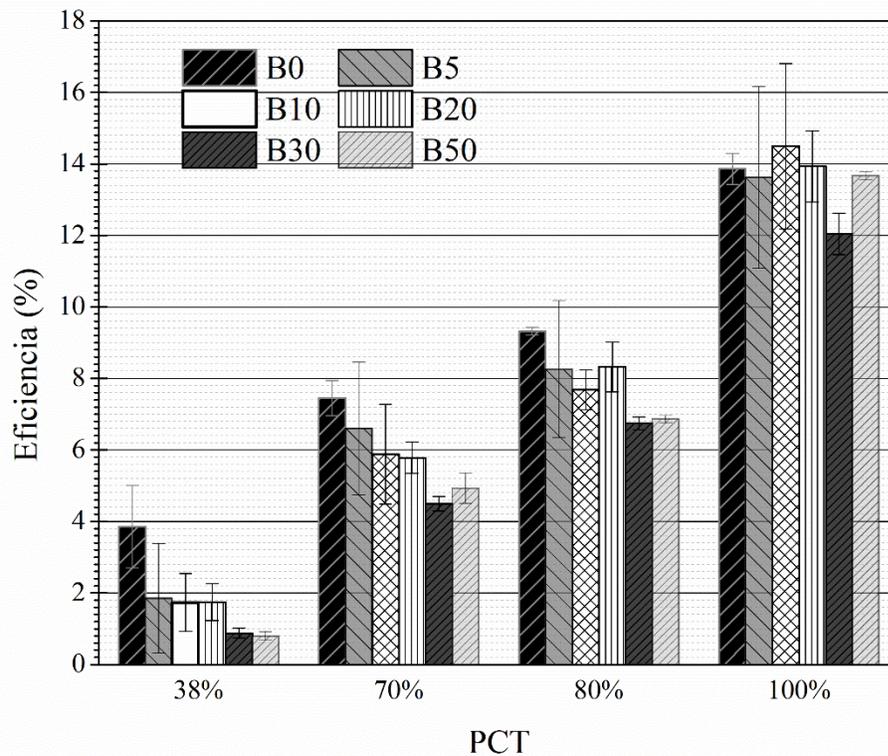


Imagen 51. Eficiencia VS porcentaje de RPM

En la Imagen 52 se observa el comportamiento de la variable TSFC (Consumo específico de combustible por unidad de empuje) a lo largo de las pruebas, en donde se evidencia que a mayor régimen de operación el TSFC es menor, destacándose la transición de 38% a 70% de RPM donde se obtienen la mayor reducción. Se observa que esta variable tiende a aumentar conforme el porcentaje de biodiesel en la mezcla es más alto, en donde se obtiene un aumento de 56.8%, pero a medida que su régimen de operación aumenta este aumento se hace mínimo, teniendo un aumento cercano al 8%.

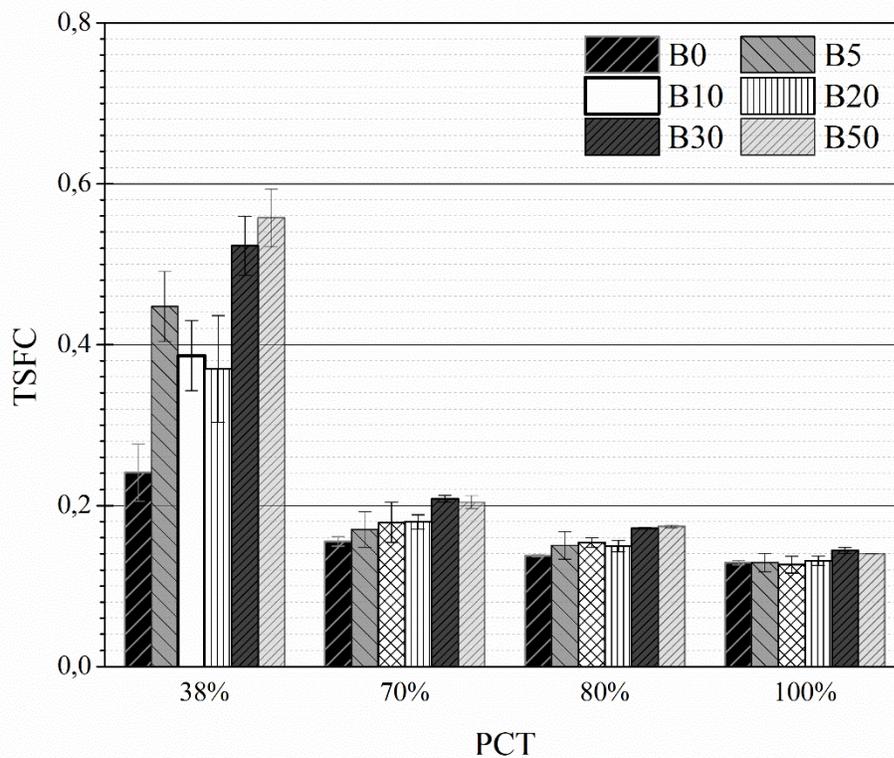


Imagen 52. Consumo específico de combustible por unidad de empuje VS porcentaje de RPM

En la Imagen 53 se puede observar la generación de CO<sub>2</sub> a lo largo de la experimentación, en donde se observa que al 100% de RPM se encuentra la mayor generación de CO<sub>2</sub> y que en regímenes de operación entre el rango de 70% y 80% se encuentran los valores más bajos. Se observan pequeñas variaciones en la generación de CO<sub>2</sub> al variar el porcentaje de biodiesel en la mezcla, teniendo en la mezcla B50 una reducción del 1% a regímenes de operación mínimos comparado con B0 y un aumento del 2.2% a regímenes de operación máximos.

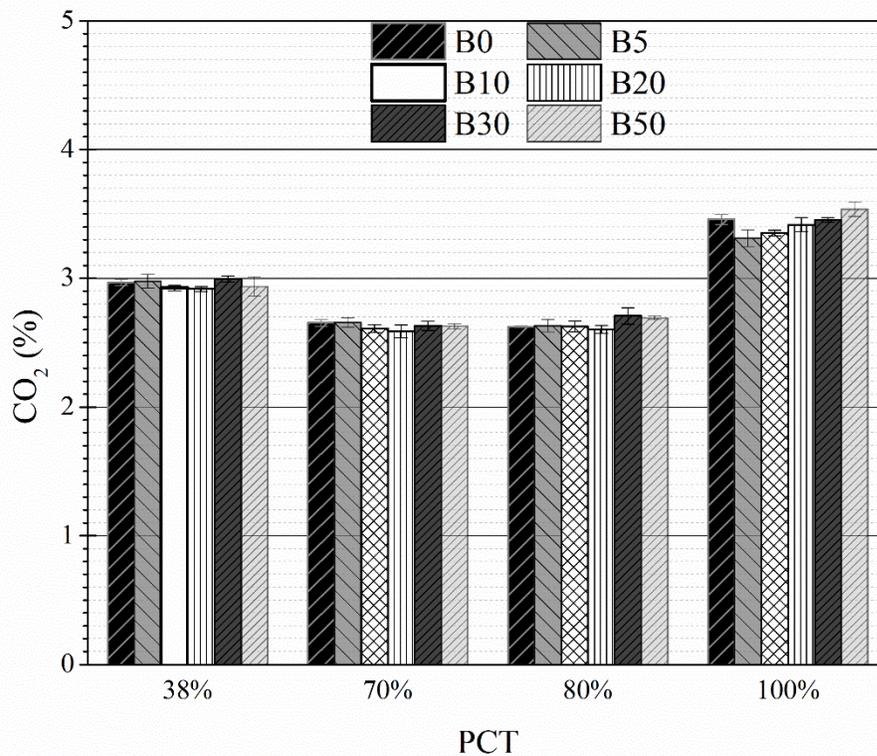


Imagen 53. Generación de CO<sub>2</sub> VS porcentaje de RPM

En la Imagen 54 se puede apreciar la generación de CO durante la experimentación, en donde se observa que a mayor régimen de operación la generación de CO es menor, en donde se destaca el mayor índice de reducción durante la transición de 38% a 70%. También se observa que a regímenes de 38% de rpm están las mayores reducciones de CO teniendo una disminución aproximada de 20%, a regímenes de 100% se puede evidenciar un pequeño aumento en las emisiones de 4.76 en promedio para las mezclas B20, B30 y B50.

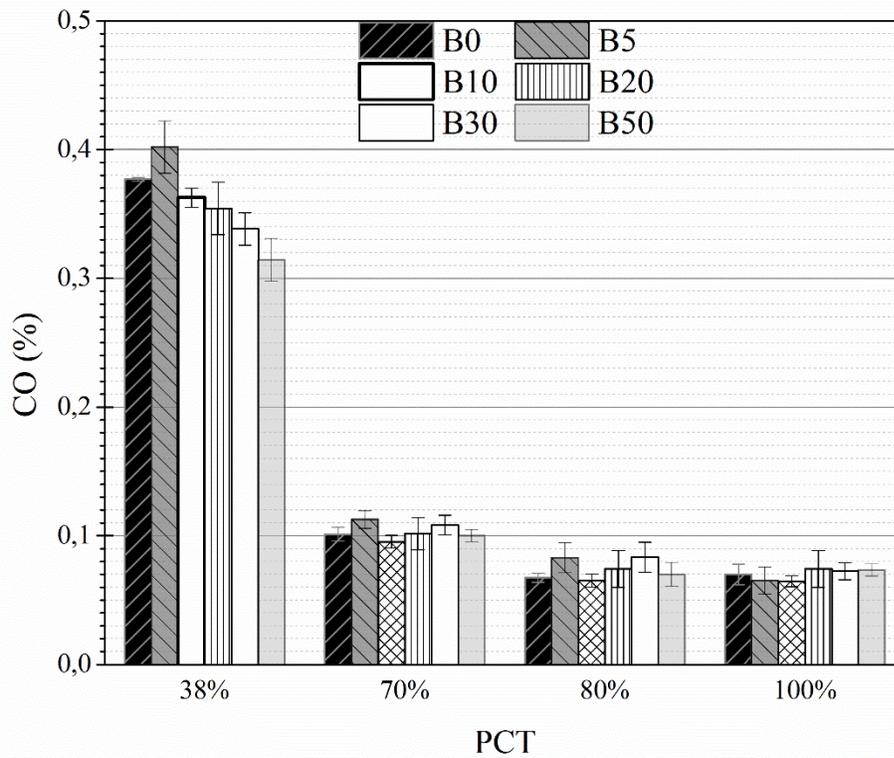


Imagen 54. Generación de CO VS porcentaje de RPM

En la Imagen 55 se puede ver la generación de O<sub>2</sub> a lo largo de la experimentación, en donde se evidencia que su menor generación se encuentra en los regímenes de operación de 38% y 100% de RPM. No se evidencia un cambio significativo en la generación de O<sub>2</sub> utilizando diferentes mezclas de Jet A1 y bidel-

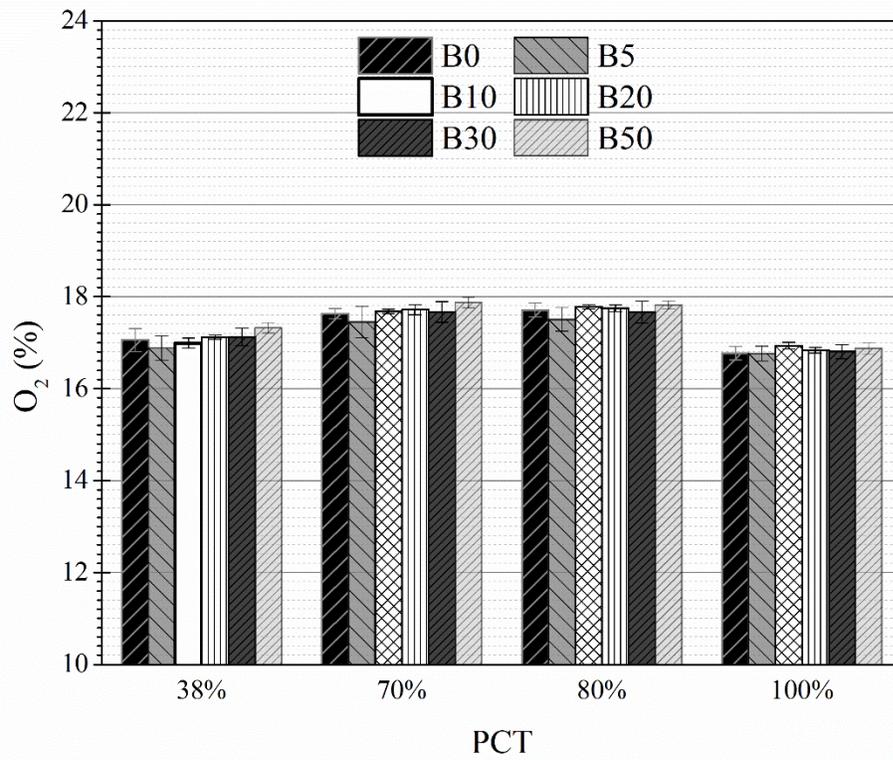


Imagen 55. Generación de O<sub>2</sub> VS porcentaje de RPM

## 5.2 CONCLUSIONES

La evaluación experimental del rendimiento del motor J69 utilizando mezclas de combustible de Jet A1 y biodiesel de palma aceitera de hasta 50% v / v expone una influencia primordial del tipo de combustible cuando se opera en condiciones de ralentí, pero no se observan diferencias significativas en Crucero y Take-off. Se registra una reducción del CO y HC producido en todas las condiciones de operación al aumentar el contenido de biodiesel. No se recomienda la sustitución del contenido de biodiesel por encima del 20% para evitar un incremento significativo del tiempo de aceleración y la disminución de la fuerza de empuje en estado inactivo. Se calcula un valor óptimo del 16% del contenido de volumen de biodiesel para evitar reducciones significativas de la eficiencia e incrementos del tiempo de aceleración, aumentando también el exceso de aire y reduciendo el CO y HC generado. Se recomienda un examen más detallado del desgaste mecánico de los componentes principales del motor en otros estudios relacionados utilizando mezclas de combustible por tiempos más prolongados.

## BIBLIOGRAFÍA

- [1] N. P. a. S. S. Sammy El Takriti, «MITIGATING INTERNATIONAL AVIATION EMISSIONS,» theicct, 2017.
- [2] G. E. L. A. Henry Oswaldo Benavides Ballesteros, «INFORMACIÓN TÉCNICA SOBRE GASES DE EFECTO INVERNADERO Y EL CAMBIO CLIMÁTICO,» IDEAM, 2007.
- [3] EIA, «U.S. Energy Information Administration,» [En línea]. Available: <https://www.eia.gov/petroleum/>. [Último acceso: 20 Enero 2019].
- [4] UPME, «SIPG Sistema de Información de Petróleo y Gas Colombiano,» 2016.
- [5] MINMINAS, «Ministerio de minas y energía,» 2010. [En línea]. Available: <https://www.minminas.gov.co/memorias-al-congreso>. [Último acceso: 2017].
- [6] ICAO, «2013 ICAO air transport results confirm robust passenger demand, sluggish cargo market,» 2013.
- [7] L. L. Mariana Kousoulidou, «Biofuels in aviation: Fuel demand and CO2 emissions evolution in Europe toward 2030,» *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, vol. 46, pp. 166-181, 2016.
- [8] OACI, «[www.icao.int](http://www.icao.int),» 2014. [En línea]. Available: [https://www.icao.int/annual-report-2014/Pages/ES/the-world-of-air-transport-in-2014\\_ES.aspx](https://www.icao.int/annual-report-2014/Pages/ES/the-world-of-air-transport-in-2014_ES.aspx). [Último acceso: 21 Febrero 2018].
- [9] L. D. M. O. K. Philip Krammer, «Climate-neutrality versus carbon-neutrality for aviation biofuel policy,» *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, vol. 23, pp. Pages 64-72, 2013.
- [10] D. f. transport, «UK Aviation Forecasts,» 2011.
- [11] D. R. Negro, «Despegó el primer avión de pasajeros con combustible ecológico,» *Diario Rio Negro*, 24 Febrero 2008.
- [12] G. L. AIRLINES, «Reporte de Sostenibilidad 2013,» 2013.
- [13] L. Wei-Cheng Wang, «Bio-jet fuel conversion technologies,» *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 53, pp. 801-822, 2016.
- [14] B. a. n. s. b. y. e. renovables, «biodiesel.com.ar,» 23 Febrero 2011. [En línea]. Available: <https://biodiesel.com.ar/5238/biojet-en-2015-los-aviones-podran-volar-con-biocombustibles-en-usa>. [Último acceso: 21 Febrero 2019].
- [15] R. J. y. J. M. Jacek Pielecha, «The emissivity of the turbine engine powered by biofuel,» p. 14, 2017.
- [16] E. G. a. M. T. A. A. R. Abu Talib, «Performance Evaluation of a Small-Scale Turbojet Engine Running on Palm Oil Biodiesel Blends,» *Hindawi Publishing Corporation*, vol. 2014, p. 9, 2014.
- [17] U. M. G. A. MORENO ORDOÑEZ GERMAN RICARDO, «ANÁLISIS ENERGÉTICO DEL MOTOR GE J69-T-25A,» *ResearchGate*, p. 113, 2009.
- [18] «wikipedia,» 4 Abril 2017. [En línea]. Available: [https://es.wikipedia.org/wiki/Turbina\\_de\\_gas](https://es.wikipedia.org/wiki/Turbina_de_gas). [Último acceso: 25 10 2018].

- [19] «plantasdecogeneracion,» [En línea]. Available: <http://www.plantasdecogeneracion.com/index.php/turbinas-de-gas>. . [Último acceso: 1 Marzo 2018].
- [20] «opex-energy,» [En línea]. Available: [http://opex-energy.com/ciclos/principios\\_de\\_Gas\\_CTCC.html](http://opex-energy.com/ciclos/principios_de_Gas_CTCC.html). [Último acceso: 14 Octubre 2018].
- [21] V. C. L. MASCHIETTO, «MODELAGEM DAS CURVAS DE RENDIMENTO DE TURBINAS AERONÁUTICAS TURBOFAN E TURBOJATO,» UNIVERSIDAD TECNOLÓGICA FEDERAL DE PARANÁ, PONTA GROSSA, 2014.
- [22] «turbinasdegas.com,» [En línea]. Available: <http://www.turbinasdegas.com/principios-de-funcionamiento>. . [Último acceso: 2018 Septiembre 16].
- [23] Energiza, «<http://www.energiza.org>,» Energiza, [En línea]. Available: <http://www.energiza.org/tubinasgasmarcho14/124-especial-turbinas-de-gas/971-principio-de-operaci%C3%B3n-en-una-turbina-de-gas>. [Último acceso: 16 Septiembre 2017].
- [24] J. Backman, «MOTORES DE REACCIÓN MODERNOS TURBINAS DE GAS,» p. 36, 2012.
- [25] A. F. El-Sayed, Aircraft propulsion and gas turbine engines, zagazig: CRC Press, 2006.
- [26] C. A. R. DIAZ, «ANÁLISIS DE LA EFICIENCIA EN MOTORES A REACCIÓN QUE UTILIZAN BIOCOMBUSTIBLES,» *FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES*, p. 130, 2016.
- [27] «National Aeronautics and Space Administration,» [En línea]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/Animation/turbtyp/etph.html>. [Último acceso: 9 1 2019].
- [28] E. V. Vilajosana, Conocimientos teóricos para el alumno de piloto de transporte de línea aérea, CESDA, 2011.
- [29] W. A. L. Ponciano, «PROPUESTA DE MEJORA EN LA EFICIENCIA DEL MOTOR,» Universidad de San Carlos de Guatemala, Guatemala,, 2017.
- [30] Emoscopes, «wikimedia,» wikimedia, 27 Octubre 2009. [En línea]. Available: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Turboshaft\\_operation-fr.svg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Turboshaft_operation-fr.svg). [Último acceso: 10 Enero 2019].
- [31] «wikipedia,» 6 Julio 2017. [En línea]. Available: <https://es.wikipedia.org/wiki/Turborreactor>. [Último acceso: 30 Octubre 2018].
- [32] «iessantabarbara.es,» [En línea]. Available: <http://iessantabarbara.es/departamentos/fisica/tecnologia/webquest/maquinas/WebMaquinas/html2/motoresareaccion.html>. [Último acceso: 10 Noviembre 2018].
- [33] «howthingsfly,» [En línea]. Available: <http://howthingsfly.si.edu/propulsion/rocket-propulsion>. [Último acceso: 2 Noviembre 2018].

- [34] C. S. Tarifa, Motores de reaccion y turbinas de gas, Madrid: Ministerio del aire INTAET publicaciones tecnicas, 1951.
- [35] M. C. Alvarez, «Motores de reacción tecnología y operación de vuelo,» *Paranindo*, p. 501, 1980.
- [36] c. safety, «FUNDAMENTALS OF GAS TURBINE ENGINES,» [En línea]. Available: [http://www.cast-safety.org/pdf/3\\_engine\\_fundamentals.pdf](http://www.cast-safety.org/pdf/3_engine_fundamentals.pdf). [Último acceso: 11 Enero 2019].
- [37] «materias.fi.uba.ar,» [En línea]. Available: <http://materias.fi.uba.ar/6720/unidad4.PDF>. [Último acceso: 11 Enero 2019].
- [38] «National Aeronautics and space administration,» NASA, [En línea]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/comph.html>. [Último acceso: 12 Enero 2019].
- [39] turbinasdegas.com, «turbinasdegas.com,» [En línea]. Available: <http://www.turbinasdegas.com/camara-de-combustion>. [Último acceso: 16 Enero 2018].
- [40] A. Rivas, «Turbinas,» de *Motores de turbina de gas*, 2003, p. 248.
- [41] A. Rivas, *Motor de turbina de gas, rendimiento del motor*.
- [42] «slideshare,» [En línea]. Available: <https://www.slideshare.net/BryanMindiola/ciclo-brayton-67216204>. [Último acceso: 16 Septiembre 2018].
- [43] J.Rivas, «scribd.com,» [En línea]. Available: <https://es.scribd.com/doc/72512727/La-Turbina-a-Gas-y-Sus-Sistemas>. . [Último acceso: 2018 Septiembre 16].
- [44] «airandspace,» smithsonian National air and space museum, [En línea]. Available: <https://airandspace.si.edu/collection-objects/continental-j69-t-25a-turbojet-engine>. [Último acceso: 10 2018].
- [45] Minijets, «Minijets,» [En línea]. Available: <https://minijets.org/fr/300-500/continental-j69/>. [Último acceso: 10 2018].
- [46] «airport-data.com,» 09 05 2013. [En línea]. Available: <http://www.airport-data.com/aircraft/photo/000875366.html>. [Último acceso: 28 10 2018].
- [47] «Technical Manual Overhaul Instructions for turbojet,» *USAF Publications*.
- [48] Y.-H. H. Y.-S. C. T.-. G. K. Myounggu Park, «Analysis of a J69-T-25 engine turbine blade fracture,» *PERGAMON*, p. 9, 2001.
- [49] A. A. LUBRICANTS, «Turbine engine oils,» [En línea]. Available: [https://www.shell.com/business-customers/aviation/aeroshell/knowledge-centre/the-aeroshell-book/\\_jcr\\_content/par/textimage\\_1433441235.stream/1445042636629/3f617eb1ff428ab9068ee43e8e11b218359567d73af0d9dc195262072f8e81cb/aeroshell-book-4teo02121.pdf](https://www.shell.com/business-customers/aviation/aeroshell/knowledge-centre/the-aeroshell-book/_jcr_content/par/textimage_1433441235.stream/1445042636629/3f617eb1ff428ab9068ee43e8e11b218359567d73af0d9dc195262072f8e81cb/aeroshell-book-4teo02121.pdf). [Último acceso: 11 Marzo 2019].
- [50] T. M. y. s. u. e. Argentina, «taringa,» 31 12 2008. [En línea]. Available: <https://www.taringa.net/posts/imagenes/1942909/Turbomeca-Marbore-y-sus-usos-en-Argentina.html>. [Último acceso: 26 9 2018].

- [51] H. C. HECTOR, «scribd,» [En línea]. Available: <https://es.scribd.com/document/179952024/Componentes-de-Un-Turborreactor>. [Último acceso: 28 09 2018].
- [52] G. J. R. T. M. Kasper, «USE OF PYROLYSIS-DERIVED FUEL,» *THE AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS 83-GT-96*.
- [53] I. C. J. M. R. S. R. M. G. Andrés Fernando González, «Biocombustibles de segunda generación y Biodiesel: Una mirada a la contribución de la Universidad de los Andes,» *revista de ingeniería dossier*, nº 28, p. 13, 2008.
- [54] meteobox, «meteobox,» [En línea]. Available: <https://meteobox.co/madrid/>. [Último acceso: 20 Marzo 2019].
- [55] Terpel, «Hoja de datos de seguridad del Jet A1,» 2014.
- [56] B. D, «Ficha tecnica biodiesel de palma premium 360,» Faca, 2018.
- [57] «wikipedia,» 28 Abril 2017. [En línea]. Available: <https://es.wikipedia.org/wiki/Biodi%C3%A9sel>. [Último acceso: 2019 Marzo 26].
- [58] mybacharach, «mybacharach,» [En línea]. Available: <https://www.mybacharach.com/product-view/pca-400/>. [Último acceso: 27 Marzo 2019].
- [59] HANATECH, «yumpu,» [En línea]. Available: <https://www.yumpu.com/en/document/read/6405430/hanatech-im-2400-4-5-gas-analyser-mount-auto-equip>. [Último acceso: 28 Marzo 2019].
- [60] R. H. G. y. V. A. Z. N. T. Campbell, «Gas turbine engine emissions measurement technology - An overview,» *THE AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS*, p. 7, 1980.
- [61] R. P. y. S. G. Zehra Habib, «Performance and emission characteristics of biofuel in a small-scale gas turbine engine,» *Applied Energy*, vol. 87, nº 5, pp. 1701-1709, 2010.
- [62] «slideshare.net,» [En línea]. Available: <https://www.slideshare.net/BryanMindiola/ciclo-brayton-67216204>. [Último acceso: 10 Septiembre 2018].
- [63] «slideshare,» [En línea]. Available: <https://www.slideshare.net/BryanMindiola/ciclo-brayton-67216204>. [Último acceso: 16 septiembre 2017].
- [64] J. Rivas, «scribd,» scribd, 13 Noviembre 2011. [En línea]. Available: <https://es.scribd.com/doc/72512727/La-Turbina-a-Gas-y-Sus-Sistemas>. [Último acceso: 16 Septiembre 2017].
- [65] «avgeekery.com,» [En línea]. Available: <https://www.avgeekery.com/the-incredible-indelible-tweety-bird-cessnas-t-37-primary-jet-trainer/>. [Último acceso: 28 10 2018].
- [66] «Performance and emission characteristics of biofuel in a small-scale gas turbine engine,» *Applied Energy*.