

**ADECUACIÓN DE UN TURBOCOMPRESOR COMO TURBINA DE REACCIÓN
ALIMENTADA CON BIODIESEL PARA DIVERSAS APLICACIONES
INDUSTRIALES DE PEQUEÑA ESCALA**

JUAN DAVID BURGOS LARA
Estudiante de Ingeniería Mecánica

Director
JAVIER MAURICIO CASTELLANOS OLARTE
Docente Interno Facultad de Ingeniería Mecánica

UNIVERSIDAD PONTIFICIA BOLIVARIANA
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA
BUCARAMANGA
2021

CONTENIDO

	Pág.
INTRODUCCIÓN.....	6
1. OBJETIVOS	14
1.1 OBJETIVO GENERAL	14
1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS	14
3. MARCO TEÓRICO	16
3.1 ANTECEDENTES BIBLIOGRÁFICOS	16
3.2 FUNDAMENTOS TEÓRICOS	27
3.2.1 Turbocompresor	28
3.2.2 Turbina de Reacción.....	29
3.2.3 Enunciados Termodinámicos.....	33
3.2.5 Compresores Axiales.....	38
3.2.6 Compresor Centrífugo	44
3.2.7 Cámara de Combustión	46
3.2.8 Turbina de Gas.....	47
3.2.9 Tobera de Escape	48
3.2.10 Sistemas Auxiliares.....	49

4. METODOLOGÍA DE ADECUACIÓN PROPUESTA PARA EL TURBOREACTOR	50
4.1 DIFUSOR.....	51
4.2 COMPRESOR Y TURBINA.....	51
4.3 DUCTO DE INTERCONEXIÓN.....	52
4.4 CÁMARA DE COMBUSTIÓN.....	53
4.6 TOBERA	53
4.7 BANCO DE ENSAYOS	54
5. EVALUACIÓN COMPUTACIONAL DE PARÁMETROS OPERATIVOS	55
5.1 CONDICIONES INICIALES.....	55
5.2 BOQUILLA DE ADMISIÓN.....	57
5.3 COMPRESOR.....	57
5.4 CÁMARA DE COMBUSTIÓN.....	60
5.5 BALANCE ESTEQUIOMÉTRICO.....	61
5.6 TURBINA	63
5.7 TOBERA	64
6. ANÁLISIS DE RESULTADOS.....	69
7. CONCLUSIONES.....	77

BIBLIOGRAFÍA..... 79

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Motor turbo jet tipo Whittle	16
Figura 2. Resultado final de la adaptación	22
Figura 3. Sistema de turbocompresor automovilístico convencional	28
Figura 4. Ciclo Brayton.	32
Figura 5. Tipos de Difusores.....	37
Figura 6. Triángulos de velocidades en el Compresor	40
Figura 7. Curva de rendimiento del compresor	42
Figura 8. Estructura de los alabes en el compresor	44
Figura 9. Estructura del compresor centrífugo	45
Figura 10. Turbina de reacción, estructura de la adaptación.....	50
Figura 11. Turbocompresor Turbonetics T-Series.....	52
Figura 12. Evaluación Computacional de parámetros operativos con EES.....	55
Figura 13. Curva característica fabricante, relación de presiones	58
Figura 14. Presiones dentro de cada componente de la turbina de reacción	71
Figura 15. Temperaturas dentro de cada componente en la turbina de reacción.....	72
Figura 16. Presión y temperatura en cada punto de análisis.....	73

RESUMEN GENERAL DE TRABAJO DE GRADO

TITULO: ADECUACIÓN DE UN TURBOCOMPRESOR COMO TURBINA DE REACCIÓN ALIMENTADA CON BIODIESEL PARA DIVERSAS APLICACIONES INDUSTRIALES DE PEQUEÑA ESCALA

AUTOR(ES): Juan David Burgos Lara

PROGRAMA: Facultad de Ingeniería Mecánica

DIRECTOR(A): Javier Mauricio Castellanos Olarte

RESUMEN

Los sistemas aeronáuticos de pequeña escala impulsados con turbinas de reacción, comparados con los drones eléctricos, pueden alcanzar mayores altitudes y velocidades de vuelo y navegación. Tienen aplicaciones en ciertas áreas de la industria local como el cultivo, ganadería y monitoreo. Sin embargo, son poco usados debido a su alta dificultad de construcción y diseño y a su baja oferta existente en el mercado. Para resolver este problema se realizó una adecuación de un turbocompresor automovilístico en una turbina de reacción bajo una metodología replicable y sencilla, para disminuir el costo y la dificultad inherente en su fabricación y diseño. A partir de los diferentes enunciados y principios termo físicos involucrados en el difusor, el compresor, la cámara de combustión, la turbina y la tobera se construyó su modelo matemático en el software Engineering Equation Solver. Posteriormente se construyeron los mapas de temperatura y presión, para obtener las variables de empuje, potencia y consumo específico. Enfocado hacia la protección del medio ambiente y acorde con políticas estatales, se utilizó biodiesel elaborado a partir de aceite de palma como fuente de alimentación, producto con bastante potencial y crecimiento en Colombia. Con una repercusión en el aumento del consumo específico, el empuje producido con biodiesel es bastante alto comparado con modelos similares que utilizan Jet A1. Como resultado de la adaptación se obtuvo un turborreactor de 94.438 kW de potencia, 909.5 N de empuje, velocidad de 103.8 m/s, consumo específico de 0.07635 kg/h*N y eficiencia total de 12.88%. Con este desempeño, es posible utilizar el equipo como fuente de impulsión para sistemas aeronáuticos. Sin embargo, debido a sus grandes dimensiones y peso se dificulta su montaje sobre perfiles aerodinámicos, por lo que se plantea su uso como fuente de impulsión de sistemas náuticos y como banco de ensayos en la academia.

PALABRAS CLAVE:

Turborreactor, turbocompresor, biodiesel, aeronáutica, drones.

GENERAL SUMMARY OF WORK OF GRADE

TITLE: ADAPTATION OF A TURBOCOMPRESSOR AS A BIODIESEL-FUELED REACTION TURBINE FOR VARIOUS SMALL-SCALE INDUSTRIAL APPLICATIONS

AUTHOR(S): Juan David Burgos Lara

FACULTY: Facultad de Ingeniería Mecánica

DIRECTOR: Javier Mauricio Castellanos Olarte

ABSTRACT

Small-scale aviation systems, powered by turbojets, can achieve higher altitudes and speeds of flight and navigation compared to electric drones. Their applications extend to livestock and plant agriculture applying pesticides and monitoring fields, but not commonly used locally due to their difficult construction and design and low offer on the Colombian market. In this project, an automobile turbocharger was adapted to be used as a turbojet under a simple and replicable methodology. This, with the aim to reduce the cost and the inherent difficulty in its manufacture and design. Based on the thermo-physical principles involved in the diffuser, compressor, combustion chamber, turbine and nozzle, a mathematical model was built in the Engineering Equation Solver software. Subsequently, the temperature and pressure maps were constructed to obtain the variables of thrust, power and specific consumption. Aiming to comply with local environmental laws, biodiesel made from palm oil was determined to be used as a fuel source, as it is a potential energy crop renewable fuel for the future. Palm oil produces an increase in specific consumption as the thrust produced with the biodiesel is high compared to similar models that run on Jet A1 fuel. As a result of the adaptation, a turbojet of 94.438 kW of power, 909.5 N of thrust, speed of 103.8 m / s, specific consumption of 0.07635 kg / h * N and total efficiency of 12.88% was calculated. Based on the results obtained, it is possible that equipment using these parameters could serve as a power source for aeronautical systems. However, due to its large dimensions and weight, it is difficult to mount on aerodynamic profiles, which is why its use as a source of impulse for nautical systems and as a test bench in the academy is proposed.

KEYWORDS:

Turbojet, turbocharger, biodiesel, aeronautics, drones.

V° B° DIRECTOR OF GRADUATE WORK

Universidad Pontificia Bolivariana - Seccional Bucaramanga - Dpto. Biblioteca

INTRODUCCIÓN

La utilización de sistemas aeronáuticos de pequeña escala ha venido en auge en los últimos años debido a la constante necesidad de la industria de ir optimizando sus procesos para obtener mayores beneficios a un menor costo. Este tipo de unidades permiten alcanzar mayores velocidades de vuelo y altitudes, lo que representa una mejora significativa para ciertas aplicaciones.

Los sistemas aéreos no tripulados pueden ser utilizados para el reparto de pequeñas cargas (como lo ha hecho la empresa Amazon) hasta aplicaciones más innovadoras como la agricultura de precisión, que representa en Colombia una oportunidad para optimizar el cultivo, mejorando la producción y disminuyendo los recursos necesarios para llevarlo a cabo. Esta tecnología consiste en la utilización de múltiples sensores incorporados a una aeronave no tripulada que son utilizados para llevar un monitoreo preciso de los múltiples factores que afectan un cultivo como la concentración en el suelo de algunas sustancias, el porcentaje de humedad, etc.

Dos de las industrias más importantes en Colombia requieren de grandes terrenos para desarrollar sus actividades, la ganadería y la agricultura, estas pueden verse ampliamente beneficiadas con una herramienta relativamente económica y sencilla de mantener, capaz de recorrer y sobrevolar en breves periodos de tiempo grandes extensiones de tierra. Gracias a esta tecnología se pueden llevar a cabo mucho más eficientemente algunos procesos como el monitoreo y el control de los recursos, fumigación, riego, etc. Además de permitir controlar parámetros más sofisticados involucrados en estas industrias con la incorporación de múltiples sensores.

Por otro lado, en otro tipo de industrias como la ganadería, gracias a la utilización de sensores es posible calcular el peso del ganado. Normalmente este proceso es bastante costoso y complejo. Pero con la utilización de algunos programas de procesamiento digital de imágenes, es posible deducir el peso con bastante exactitud. El desarrollo de este proyecto permite la incorporación de múltiples sensores dentro del cuerpo de la aeronave. La potencia que suministra el turbo reactor es lo suficientemente alta como para incluir dentro del cuerpo de la aeronave múltiples sensores de diferente tipo.

El monitoreo de los espacios en donde se encuentran sus actividades económicas como rellenos sanitarios, bosques protegidos, yacimientos de agua y zonas mineras son otras de las grandes aplicaciones que se le pueden dar a este tipo de aeronaves. Debido a las velocidades y altitudes que se pueden alcanzar en pequeñas escalas, siendo impulsadas con turbinas de reacción, es posible realizar barridos de amplias extensiones de terreno en breves periodos de tiempo. Adicionalmente, el monitoreo de zonas limítrofes es un campo potencial de utilización, el cual se vería ampliamente beneficiado con un equipo de este tipo. Dentro de estas aplicaciones se pueden encontrar actividades bastante interesantes como la aplicación en la fuerza naval para patrullar diferentes zonas difíciles de acceder por otros equipos, y una de las aplicaciones más interesantes que se han hecho el monitoreo de bosques protegidos con drones en territorios indígenas de Panamá.

Este proyecto pretende sentar las bases para el desarrollo de una fuente de propulsión para aeronaves no tripuladas de pequeña escala, la cual es de bajo costo debido a que se realiza a partir de un compresor automovilístico que deja de cumplir su labor. Esta fuente de propulsión debido a sus características, como su buena relación peso potencia y las altas velocidades que alcanza, constituye un sistema extremadamente versátil para utilizarse en múltiples industrias debido a la posibilidad de incorporación de múltiples sensores.

Estos turbocompresores por lo general se pueden conseguir usados fácilmente en ventas de turbocompresores o repuestos automovilísticos. Los elementos primordiales utilizados en la elaboración de la fuente de propulsión son el compresor y el rodete. La fuente de impulsión desarrollada en el proyecto es una turbina de reacción, nombrada así debido a su principio de obtención de empuje. Para disminuir las emisiones de una turbina que está constantemente quemando combustible se opta por utilizar biocombustibles como fuentes de energía.

En este sentido, los sistemas aeronáuticos de pequeña escala requieren de dos elementos básicos: un sistema que genere propulsión y un elemento que convierta este impulso en sustentación (una turbina de reacción y un modelo aerodinámico, respectivamente). La fuente impulsión es de bajo costo de producción y operación, relativamente fácil construcción, además de producir bajas emisiones

contaminantes. Esta fuente de impulsión acoplada con un sistema que sea capaz de generar sustentación a partir de su empuje constituye un sistema aeronáutico capaz de mejorar la industria aeronáutica en pequeña escala en Colombia. La implementación de Biocombustibles como fuentes de alimentación para la turbina es de gran importancia en esta época, especialmente cuando hay bastante conciencia sobre el impacto medioambiental del uso de combustibles no renovables, y las políticas que surgen respecto a esto que favorecen la importancia de los Biocombustibles.

Infortunadamente en nuestro medio universitario, no se tiene conocimiento muy profundo de este motor de reacción además de la poca aplicación que se le da en Colombia en pequeñas escalas. La posibilidad de apoyar las actividades de importantes sectores industriales de Colombia como la ganadería y la agricultura, además de muchas otras, focalizan un gran interés debido a que con su planteamiento y construcción es posible obtener beneficios en comparación a la inversión que se hace.

Sin embargo, es cierto que la complejidad es elevada en la fase de construcción de los elementos móviles, compresor y rodete, debido a que es necesario rediseñar los alabes de cada uno de estos para modificar su función. En un turbocompresor, los gases de escape del motor entran tangencialmente al rodete en donde la geometría de los alabes aprovecha su energía para generar potencia mecánica, esta potencia mecánica se transfiere un compresor centrífugo, en donde entra también aire tangencialmente a los alabes, y se incrementa su presión debido a la fuerza centrífuga. Mientras que en la turbina de reacción todo el flujo de los gases es axial, por lo tanto, hay que modificar el diseño.

A partir de lo anterior surge dos interrogantes importantes ¿Es posible desarrollar un turbo reactor a partir de un turbo compresor? Y más aún, ¿Es posible desarrollar el empuje suficiente para tener alguna aplicabilidad aeronáutica, siendo impulsado con Biodiesel?

Existen proyectos de este tipo, algunos enfocados a la micro generación de energía eléctrica, construcción de bancos de prueba y mediciones de rendimiento a pequeña escala. Se puede concluir a través de ellos que es posible realizar la adaptación,

además de que se puede producir el empuje suficiente en pequeñas escalas, aunque a través de métodos de manufactura un poco más sofisticados de los que se proponen en este proyecto.

Sin embargo, es necesario corroborar que la turbina de reacción brinde el empuje suficiente para ser capaz de generar sustentación en una aeronave pequeña. La sustentación generada proviene del diseño aerodinámico de los perfiles alares, la cual debe ser mayor que el peso de la aeronave y se logra gracias al principio de Bernoulli que convierte el empuje generado por la turbina de reacción con un chorro de aire a alta velocidad saliendo de ella, en zonas de alta y baja presión en el ala que generan gracias a ellas la sustentación. El empuje requerido para generar sustentación en una aeronave depende de múltiples parámetros como el peso y el perfil aerodinámico, se plantea comparar el desempeño de la turbina y el empuje obtenido con algunas otras ya acopladas a un sistema aeronáutico para corroborar si pudiese llegar a tener aplicación en este campo.

Gracias a esta adaptación se permite que aumente la aplicabilidad de las turbinas de reacción en pequeña escala debido a un menor costo de fabricación respecto a métodos tradicionales de manufactura como equipos CNC (Control numérico computacional), y a la gran disponibilidad de los componentes y herramientas que hacen parte de la adaptación y construcción. La revisión de trabajos previos permitiría concluir que la adaptación produciría empuje suficiente para tener una aplicación aeronáutica. Además de que con el uso de biocombustibles es posible brindar la energía necesaria al turbo reactor para acelerar el fluido velocidades suficientemente altas para tener aplicabilidad aeronáutica, según lo muestran trabajos realizados de turbinas alimentadas con combustibles alternativos.

Este proyecto presenta las etapas ingenieriles preliminares necesarias para la adecuación de un turbocompresor en una turbina de reacción de pequeña escala, con alimentación de biodiesel a base de aceite de palma para diversas aplicaciones industriales. Las razones principales que motivaron el desarrollo del proyecto incluyen la baja oferta existente en la actualidad de este tipo de sistemas, sus potenciales usos y al amplio beneficio que aporta en la academia este tipo de conocimientos, en un periodo de tiempo en el que los sistemas aeronáuticos y aeroespaciales son la industria de mayor crecimiento en el mundo.

El poco desarrollo de estos tipos de sistemas sumado a su relativo bajo costo y facilidad de construcción, como también el gran potencial de la industria colombiana en el desarrollo de Biodiesel a partir de aceite de palma, en el cual Colombia es el segundo productor más importante en América, con una participación en el PIB del 9% para el año 2016 con más de siete plantas productoras de Biodiesel que esperan crecimientos de hasta el 500% respecto a la capacidad instalada de años anteriores [1], repercuten en un gran potencial de aplicación en la actualidad que podría desencadenar tecnologías integrales, abarcando en ciertas industrias toda la cadena productiva de la actividad comercial, como en los cultivos de palma en donde se puede realizar su monitoreo gracias a un biocombustible obtenido a partir de su propia producción [2].

Aunque los combustibles fósiles desde hace mucho tiempo han sido la fuente principal de obtención de energía debido a su alta densidad energética, en Colombia se han desarrollado políticas ambientales que incentivan el uso de biocombustibles, favoreciendo la producción, comercialización y consumo. Además de una amplia industria local arrocerá sobre la cual es posible obtener otros tipos de Biodiesel [2].

El proyecto presenta como alcance importante el desarrollo de motores turbo jet en el seno de la Facultad de Ingeniería Mecánica, con la propuesta de diseño de un banco de ensayos de aplicación inmediata en la asignatura Turbomáquinas Térmicas. El conocimiento desarrollado alrededor del proyecto podrá aplicarse a nivel regional, gracias a la propuesta de la adaptación para implementar mejoras que pueden ser aprovechables también por la industria local y/o nacional.

Este proyecto se ejecutó en tres fases. En primer lugar, se construyó una base conceptual sólida que permitió no sólo comprender cómo funcionan los turbocompresores y turbinas de reacción, sino también cómo se construyen, y qué implica utilizar biocombustibles en turbinas de reacción para uso en sectores industriales antes de proceder a la propuesta de diseño. Posteriormente se planteó una metodología sencilla de adecuación que permite su replicabilidad y se caracteriza por su sencillez, empleando todos los enunciados termodinámicos y principios físicos que inciden en el funcionamiento de una turbina de reacción.

Para disminuir tanto la complejidad matemática como el costo inherente en el desarrollo de turborreactores, la propuesta planteada en el proyecto empleó criterios de diseño y construcción conservadores en términos de materiales, maquinaria e insumos necesarios. Para finalizar, se efectuó la validación matemática de los parámetros operativos y geométricos del turbo reactor adaptado, de manera que, con el estudio de las variables de respuesta como el empuje, y la potencia, se verifique un adecuado desempeño y su aplicabilidad final.

1. OBJETIVOS

1.1 OBJETIVO GENERAL

Proponer un equipo turbo reactor de pequeña escala alimentado con biodiesel para aplicación en diversos sectores industriales en Colombia, en razón a sus potenciales usos y a la baja oferta existente en la actualidad.

1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- 1) Sintetizar una base conceptual sólida que permita entender cómo funcionan los turbocompresores y turbinas de reacción, cómo se construyen, y qué implica utilizar biocombustibles en turbinas de reacción para uso en sectores industriales.

Indicador: Se utilizarán base de datos científicas y tecnológicas, libros especializados, documentación técnica fabricantes turbo reactores.

Resultado: Estudio profundo de la base de conocimiento científico y tecnológico relacionada con el tema consignado en el capítulo del libro de trabajo de grado.

- 2) Desarrollar una metodología de adecuación replicable y sencilla, con pocos requerimientos de diseño y construcción para disminuir la complejidad y costo inherente en el desarrollo de turborreactores, en términos de materiales, maquinaria e insumos necesarios.

Indicador: Selección y síntesis de bibliografía especializada y documentación técnica de fabricantes de turbo componentes.

Resultado: Metodología de diseño y manufactura documentada en capítulo de libro de trabajo de grado.

- 3) Evaluar computacionalmente los parámetros operativos y geométricos del turbo reactor desarrollado de manera que con el estudio de las variables de respuesta se verifique que el desempeño obtenido permite su aplicabilidad.

Indicador: Contraste de los resultados obtenidos de la validación computacional con otros obtenidos de otros trabajos de investigación o reportados en la literatura especializada.

Resultado: Modelo matemático sencillo para describir los componentes y el funcionamiento de la máquina desarrollada a partir del diseño metodológico, y análisis de resultados del proceso de validación computacional.

3. MARCO TEÓRICO

Para realizar correctamente la adaptación de un turbocompresor convencional automovilístico en una turbina de reacción es necesario entender completamente la composición de cada una de estas máquinas térmicas, además de tener conocimientos bastante sólidos en cuanto a los fenómenos físicos que permiten su funcionamiento y bastante dominio sobre las leyes físicas que permiten diseñar (en el caso del turbo reactor), como también modificar su diseño para transformar su función (en el caso del turbocompresor).

3.1 ANTECEDENTES BIBLIOGRÁFICOS

El desarrollo de turbo reactores comenzó como una evolución de las turbinas de gas que se da, a lo largo del tiempo bajo diferentes países e industrias. Los primeros diseños de turbinas de gas se realizaron en diferentes contextos independientes entre sí, que tras su evolución se convirtieron en un motor turbo jet capaz de levantar vuelo, el cual fue propuesto por Frank Whittle en 1941, como se puede observar en la Fig. 1 [3].

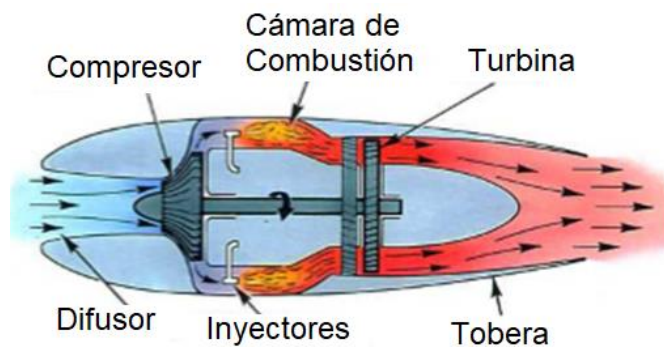


Figura 1. Motor turbo jet tipo Whittle. Tomado de [4].

Este diseño se construye partir de las constantes mejoras realizadas a las turbomáquinas térmicas las cuales han sido producto del desarrollo de bastantes personas y compañías. La aplicación de las turbinas de gas en sus inicios fue mejorar procesos como la molienda, debido a su capacidad de producir potencia mecánica.

La compañía Brown Boveri Company (BBC), subsidio en 1925 un desarrollo para producir molinos de viento diseñados bajo la teoría aerodinámica para elaborar perfiles. Posteriormente, se modificó ese mismo concepto y se desarrolló por la misma compañía un año después, un compresor axial de cuatro etapas que evolucionó de no tener alabes curvos a tenerlos, que con el paso del tiempo en 1932 se vendieron para generar chorros de aire de alta velocidad en túneles de viento. El concepto de generación de impulso ganó bastante fuerza en 1939, en donde se presentó por A. Meyer un artículo en donde se mencionaba el uso de una turbina de gas diseñada para generar empuje en un buque compacto y liviano [3].

Paralelamente en Alemania en 1926 se propuso por W, Bauersfeld el uso de la teoría aerodinámica de perfiles en el desarrollo de máquinas de fluido. En 1935 se diseñó por AVA Gottingen un turbocargador axial de cuatro etapas y un compresor de siete etapas. En el mismo año H. P. Von Ohain obtuvo una patente secreta para un motor turbo, el cual se probó con éxito en 1937 para posteriormente en 1939 realizar el primer vuelo de una aeronave propulsada por un turbo jet [3].

Aunque desde 1913 René Lorin patentó un motor jet para generar propulsión, en ese tiempo era imposible de manufacturar debido a las propiedades de los materiales de la época, expuestos a altos esfuerzos térmicos debido a la combustión constante. En la actualidad, el motor jet RAM moderno es bastante similar al diseño de Lorin [4].

En 1926 en Inglaterra se desarrolló por A. A. Griffith la Teoría Aerodinámica de Diseño de Turbinas. La primera patente de un turbo jet se obtuvo en 1930 por F. Whittle, quien posteriormente en 1937 realizó pruebas de su motor radial, el cual tuvo su primer vuelo en 1941 [1]. El desarrollo de su primera patente como fuente de impulsión generó bastante interés en 1950 para generar empuje en aeronaves, no obstante, se presentó un problema de implementación debido a la alta ineficiencia del turbo jet a las bajas velocidades que se podían alcanzar. El bajo flujo de aire entrante (relacionado con la velocidad de la aeronave) no era el suficiente para generar sustentación. Después de aumentar su energía tras la combustión, el flujo de aire no salía a velocidades y flujos máxicos lo suficientemente altos, no proporcionando el impulso suficiente para generar sustentación [3].

Transcurrieron once años antes de que realizara un vuelo, este motor construyó las bases de las turbinas de gas modernas, que, aunque hoy en día tienen variaciones, desarrollos y mejoras que aumentan su capacidad de impulsión, además de sistemas electrónicos que permiten el control de una amplia variedad de parámetros que influyen en su funcionamiento. Esencialmente son evoluciones inevitables del

desarrollo del motor Whittle. Motores modernos como el Rolls-Royce Welland, Derwent, Nene y Dart se han desarrollado a partir de él [4].

El desarrollo de motores de aeronave en Estados Unidos comenzó en 1900 en base a un trabajo pionero realizado en Alemania. Las primeras turbinas de gas se construyeron por Holzwarth entre 1908 y 1933, periodo de tiempo en el que se llevó a cabo la primera aplicación industrial para el trabajo con acero. Tres años después una turbina de gas se instaló en una planta de energía. Años atrás, en 1925 se obtuvieron las primeras patentes para turbinas de gas, para que en 1930 se creara la Lasley Turbine Motor Company, con el objetivo de producir turbinas de gas para la propulsión de aeronaves. En 1929 se obtuvo un desarrollo bastante importante, el cual consistía en el uso de una aleación para las aspas de la turbina, la cual permitía elevar las temperaturas en la operación de la máquina térmica, y brindaba la posibilidad de no utilizar sistemas de refrigeración. En 1935 la Marina Estado Unidense, Northrop y General Electric se unieron para un vuelo de prueba de un Northrop Gamma, lo que resultó en un contrato para GE de construir 230 unidades de un super cargador, basado en el motor Whittle [3].

Posteriormente en 1938 la Wright Aeronautical Corporation diseñó sus propios super cargadores para sus propios motores, los cuales fueron manufacturados por GE. En 1939 GE analizó la propulsión de aeronaves por turbinas de gas, en donde propuso la implementación de motores turbohélice por encima de los motores turbo jet, tiempo después en 1940 se estandarizaron las técnicas de prueba de super cargadores y turbos. En 1941 la división de GE para super cargadores y turbos recibió diseños de una versión mejorada del motor planteado por Whittle, en donde se realizaron bastantes esfuerzos en secreto para desarrollarlo. De estos esfuerzos resultó un motor más pequeño GE I-A, el cual funcionó como fuente de impulsión para una aeronave Bell P-59 [3].

Adicionalmente a los motores turbo jet existen variaciones como los motores turbohélice que funcionan bajo el mismo principio, ambos se encargan de generar sustentación en la aeronave bajo la expulsión de un chorro de aire a alta velocidad y gran flujo másico que genera impulso. La principal diferencia entre estos dos motores es la incorporación de una hélice en el frente de la entrada de la turbina, que se encarga de generar potencia en el eje del motor para mover el compresor. Esto debido a que el aire a alta velocidad choca con las hélices y lo mueve. Debido a que se aprovecha el aire para mover esta turbina, se disminuye su energía al entrar al compresor.

Se han realizado algunos trabajos similares a la construcción de motores turbo jet en Colombia, a partir de turbo compresores. En poblaciones alejadas de ciudades principales existen déficits energéticos debido a la falta de conexión eléctrica. Se han realizado proyectos de generación de energía para realizar turbinas de gas, que normalmente son compradas directamente en el extranjero y no se opta por su desarrollo, aunque se cuente con las herramientas necesarias para hacerlo.

En la ciudad de Cantagallo (Bolívar) son requeridos 21kW de potencia eléctrica para suplir las necesidades energéticas de su población. Como solución a esto en 2010 se creó un proyecto de investigación para la construcción de una turbina de gas generadora de baja potencia, a partir de un turbocargador. Este tipo de proyectos permiten una generación distribuida de energía que cubren satisfactoriamente las necesidades de este tipo de poblaciones. Su construcción a partir de turbocargadores tiene un muy alto impacto debido a la gran facilidad de obtención del recurso base.

La elaboración del proyecto comenzó con un estudio de viabilidad, en el cual se estudió la ausencia de herramientas, materiales, equipos de manufactura y personal adecuado, importantes para la creación de la turbina. Se revisó de igual manera la existencia de comunidades que requieren un sistema de generación de energía de baja potencia, y se concluyó que en Colombia en el año 2010 poblaciones como Cantagallo, Bolívar y Yondó no se encuentran interconectadas. El objetivo del proyecto es generar 30kW de energía, frente a 21kW que requiere Cantagallo. A partir de estos requisitos, se comienzan a realizar estudios preliminares en donde se estudia el ciclo termodinámico de trabajo más pertinente para la turbina [6].

Posteriormente se realizó un análisis termodinámico a cada uno de los componentes del ciclo. Cabe resaltar que, en este punto, la turbina o el rodete es uno de los elementos más críticos debido a las presiones y temperaturas tan elevadas a las que se ve sometida [5].

Al finalizar esta etapa empieza la selección del turbocargador ideal, el cual cuenta con los componentes adecuados y en buen estado para el desarrollo de la turbina de gas, siendo los elementos claves el rodete y el compresor. Posteriormente se realizó la caracterización geométrica y paramétrica de los componentes del turbo compresor seleccionado, para realizar un análisis mecánico y aerodinámico de los mismos. Estos análisis se lograron con diseños CAD sometidos a un entorno de simulación Fluent, el cual permitió desarrollar múltiples pruebas que permitieron obtener resultados de cómo se comportarían ciertos componentes bajo diferentes modificaciones, antes de realizarlas físicamente [5].

La caracterización geométrica de los componentes del turbo compresor es uno de los pasos más importantes en el desarrollo del proyecto debido a la necesidad de realizar virtualmente gran cantidad de modificaciones y pruebas, sin recurrir a realizarlas físicamente primero. Un turbocompresor convencional por lo general no está modelado virtualmente, o cuando lo está, su modelo hace parte exclusivamente de la compañía que lo fabrica y no es compartido con el público.

Para esto, se realiza manualmente la caracterización geométrica con técnicas directas e indirectas, como la medición directa con un pie de rey o la obtención indirecta de la geometría de los alabes con cera. La complejidad geométrica de los componentes del turbo requiere utilizar técnicas de medición alternativas, que tengan alta precisión para obtener fielmente las características de elementos importantes como los alabes. En este proyecto se realizan modelos en cera de abejas para obtener indirectamente las mediciones que no se pueden realizar directamente sobre la pieza. Cabe destacar que existen herramientas tecnológicas como scanner 3D en la actualidad, pero lastimosamente, durante el desarrollo del proyecto no se cuenta con esta herramienta [5].

Una de las técnicas utilizadas para caracterizar el turbo geoméricamente fue la utilización de modelos en cera de abejas. Esta técnica permite recrear un negativo de la geometría para que con la ayuda de regletas calibradas, a partir del negativo se pueden obtener medidas complejas muy difíciles de obtener directamente como la curvatura de los alabes [5].

En Colombia se cuentan con las herramientas, tecnología y materiales adecuados para la realización de este tipo de proyectos. Su desarrollo implica un avance tecnológico importante en los sectores productivos más relevantes de Colombia, optimizando técnicas ambiguas que se han ido actualizando progresivamente en otros países con el tiempo, mientras que, en Colombia, siguen sin tecnificarse mayormente estos sectores [5].

Si bien este proyecto muestra claramente la viabilidad de realizar la adaptación del turbocompresor en una turbina de gas, su enfoque es producir potencia mecánica, para convertirse posteriormente en electricidad, mientras que para levantar un sistema aeronáutico es necesario obtener empuje. Para obtenerlo, es requerida una turbina de reacción que cuenta con algunas diferencias en su diseño.

Las adaptaciones de turbocompresores en turborreactores no son nada nuevas, en México se le realizaron modificaciones a un turbocompresor automovilístico convencional en el diseño de los alabes del compresor para transformarlos en

componentes de un turbo reactor. Se construyeron los demás elementos necesarios para ensamblar completamente la turbina de reacción y se realizó su construcción. Finalmente se construyó un banco de prueba de un laboratorio universitario para realizar las pruebas de desempeño de la turbina.

Con la realización de este proyecto se le dio un uso a un turbocompresor que fue donado desde un laboratorio de la universidad, el cual hacía parte de un motor que cumplió su tiempo de vida útil. La metodología del proyecto fue en primera instancia realizar el desensamble del turbocompresor y hacer una toma de medidas de sus componentes. Posteriormente se realizó, a partir de las características del turbo compresor donado Garret A/R.54 M24 TP, el diseño del turbo rector, realizando los cálculos concernientes y los análisis aerodinámicos y mecánicos, en los perfiles aerodinámicos del compresor y la turbina o rodete, además de diseñar también la cámara de combustión [6].

Este proyecto explica detalladamente cada una de las etapas que constituyeron el desarrollo de la adaptación. Para lograr realizar el diseño final del turbo reactor se realizan los cálculos de combustión para diseñar la cámara, análisis del ciclo de trabajo del turbocompresor y el turbo reactor, continuando con el análisis de los triángulos de velocidades para diseñar el rodete y el compresor. Dentro del diseño también hizo parte la teoría del diseño de turbinas de gas y compresores. Existen otros componentes del turbo reactor como la carcasa y el tanque de combustible, que son construidos a partir de las características de la turbina y rodete. Adicionalmente a esto hay que tener en cuenta sistemas de lubricación dentro de la turbina, como también soportes y bases y un control electrónico. Hay que tener especial cuidado en la construcción de todos los elementos debido a la alta precisión requerida en cada una de las piezas para que todas se ensamblen perfectamente [6].

En rasgos generales, el diseño del turbo reactor impulsado con gas implica la elección del ciclo de trabajo, estudios termodinámicos, mecánicos, térmicos, aerodinámicos, neumáticos, con el diseño de la admisión y el escape. Esto permite finalmente realizar pruebas a la turbina como el análisis de la propulsión a chorro, experimentalmente, para ser contrastado con estudios teóricos.



Figura 2. Resultado final de la adaptación. Tomado de [6].

En la Fig. 2 Se puede apreciar el resultado del proyecto, se diseñó y construyó con éxito el turbo reactor, en base a un turbo compresor radial, puesto en un banco de pruebas en donde se realizan sus pruebas de desempeño, este tipo de bancos de podrían permiten conocer las diferentes variaciones en el desempeño del turbo reactor, dependiendo de qué tipo de combustible se le esté adicionando a la turbina. Esto permite no sólo saber si es viable impulsarlo con Biogás, sino también con otro tipo de Biocombustibles.

Se calcula la fuerza de empuje producida por la turbina gracias al principio de cantidad de movimiento, y finalmente, estos datos teóricos se contrastaron con los obtenidos de las pruebas de desempeño en el banco con fines académicos y realizar conclusiones sobre el desarrollo del proyecto. Gracias a este desarrollo se consolidó un conocimiento bastante completo y sólido sobre un tema que no se maneja con regularidad en la industria en Latinoamérica, la fabricación de turborreactores.

Un turbo reactor es una de las máquinas térmicas más eficientes, en su diseño están fenómenos físicos que involucran cálculos termodinámicos y aerodinámicos, como también de resistencia de materiales, y en este caso particular, parámetros de diseño para la generación de energía eléctrica. Aunque se encontraron diversos retos en la fase de construcción se pudo demostrar finalmente la gran importancia de las turbinas de gas desarrolladas de esta manera debido a su relativamente bajo costo de fabricación, comparado con otros sistemas de generación de energía eléctrica. Se resalta a su vez en el proyecto, que se pueden utilizar otros tipos de combustible no fósil para lograr una menor cantidad de contaminantes en su operación [6].

Como se ha mencionado, un motor de reacción mantiene una combustión constante mientras se encuentre en operación, esto implica que se van a presentar una gran cantidad de contaminantes en el escape. Estas emisiones contaminantes contribuyen con el calentamiento global, la lluvia ácida, el smog y con otros múltiples problemas respiratorios y de salud. Los factores fundamentales para que se produzcan este tipo de emisiones son: proporciones entre aire y combustible diferentes de una mezcla estequiométrica, disociación del nitrógeno e impurezas en el aire. Entre las emisiones más contaminantes se encuentran los hidrocarburos (producto de partículas de combustible que no se queman), además del monóxido de carbono, los óxidos de nitrógeno y, por último, el azufre [7]. Para mitigar las emisiones contaminantes se han realizado investigaciones para alimentar turbinas de reacción con Biocombustibles. Estos son producto de material orgánico, lo que permite aparte de reducir las emisiones, un aprovechamiento de residuos como la biomasa, entre ellos el bagazo de la caña de azúcar, con el cual se produce Bioetanol (a través de la fermentación de sus azúcares).

En Colombia uno de los motores de reacción más utilizados por la industria aeronáutica es el CFM56-5B, el cual ha sido analizado teóricamente en algunas investigaciones, siendo alimentado por una mezcla de Biodiesel colombiano a base de aceite de palma con Jet A-1 en diferentes proporciones. Se realizaron pruebas en el laboratorio para caracterizar el biodiesel y sus mezclas con Jet A-1 en diferentes concentraciones, obteniendo parámetros como la viscosidad, densidad y poder calorífico. El análisis de desempeño de la turbina alimentada con Biodiesel muestra que ninguna mezcla en porcentajes del 10%, 20% y 50% de Biodiesel generan el mismo rendimiento del motor, en comparación con la utilización única de Jet A-1. Aunque algunas concentraciones producen un desempeño similar en el motor, con una sustancial mejora en la atomización del combustible. Mejorar la atomización del combustible implica mejores reacciones de combustión dentro de la turbina lo que se traduce en una ganancia adicional en el desempeño [8].

Es importante destacar que existe una disminución del empuje generado por el motor debido al aumento en la proporción del Biocombustible. Esto es debido a que el Biocombustible a base de aceite de palma tiene un menor poder calorífico que el Jet A-1. Esto repercute en la cantidad de energía que se está entregando al aire que pasa a través del motor de reacción. Conforme aumenta la proporción del biocombustible en la mezcla, disminuye la energía entregada al aire, por lo tanto, disminuye su velocidad y el empuje que genera el motor. Por otro lado, se observa

una disminución de contaminantes proporcional a la cantidad de biocombustible que está presente en la mezcla [8].

Como se ha mencionado anteriormente, adicional al empuje, para lograr que el turbo reactor adaptado tenga alguna aplicación aeronáutica, es requerido su acople con un sistema aerodinámico que permita obtener sustentación a partir de su impulso. Se han estudiado los turborreactores como fuentes de propulsión para vehículos aéreos no tripulados, en donde una amplia variedad de UAV's (Unmanned Aerial Vehicles) y RPV's (Remotely Piloted Vehicles) utilizados para diferentes aplicaciones se ven beneficiados con su uso. Comúnmente son utilizadas fuentes de impulsión eléctricas en este tipo de vehículos aéreos. Su reemplazo por un turbo reactor como fuente de impulsión, implica mejor desempeño en ciertas aplicaciones, superando el desempeño esperado con la utilización de otro tipo de motores de combustión como motores turbohélice o de pistón.

Los turborreactores de pequeño tamaño representan una opción más efectiva para ciertas aplicaciones. El motor turbojet es una solución conveniente en ciertos casos, debido a la simplicidad de construcción, facilidad de operación y menores costos de mantenimiento [9]. Cabe destacar que los UAV's son ampliamente utilizados para reconocimiento aéreo, mapeo y algunas otras aplicaciones que requieren realizar barridos de grandes extensiones de terreno. Por otro lado, los RPV's, son un tipo de UAV controlados remotamente, los cuales cumplen funciones típicas de una aeronave.

Una investigación realizada en 2016 centrada en el análisis termodinámico de un turbo reactor de pequeña escala estudió su desempeño, en un rango de vuelo específico, operando a cierta altitud y número de Mach. Se realizaron simulaciones numéricas de las cuales se pudieron obtener correlaciones entre parámetros, por ejemplo, entre el empuje y el flujo de combustible, lo que permite deducir un método de control para la alimentación del turbo reactor. Adicionalmente se obtuvieron las curvas características del motor, en donde relacionan la variación del desempeño con la altitud, número de Mach y velocidad rotacional del motor. Esa investigación plantea un modelo a seguir sobre el comportamiento esperado del turborreactor adaptado.

La opción más conveniente económicamente para ciertas aplicaciones es seleccionar un pequeño turbo reactor como fuente de propulsión para los UAV's. Estos turbos reactores generalmente vienen con compresores centrífugos de una o dos etapas, y una turbina axial. Debido a su construcción simple requieren menos mantenimiento y tienen menores costos de operación, son más eficientes, tienen

menos partes móviles, menor requerimiento de mantenimiento y mayor vida útil. Una característica importante de este tipo de motor es la posibilidad de utilización otros tipos de combustibles sin realizar modificaciones importantes como se haría en un motor automovilístico convencional [9].

Los objetivos del análisis que se realizó fueron realizar un modelado y posterior simulación, en los cuales se analizaron el estado estable y transitorio de la operación del motor. Los métodos del análisis y el desempeño del motor se agruparon en dos secciones: Análisis Estable y Análisis Transitorio.

El análisis estable consiste en la investigación del desempeño del turbo jet en estado de equilibrio, con una condición de flujo permanente y temperaturas estables. La propuesta de diseño planteada del motor turbo jet se basa en este análisis. Por otro lado, el análisis transitorio comprende comportamiento dinámico del turbo jet, en el cual ocurren modificaciones en los parámetros de operación, el desarrollo de este análisis es fundamental en el proceso de encendido de la turbina de reacción para corroborar que puede alcanzar condiciones de operación óptimas. [9].

El análisis de rendimiento en estado estacionario realizó gracias el ciclo Brayton en donde se analizan las condiciones de las variables de operación en cada etapa de la turbina. Adicionalmente, los parámetros de diseño del turbo jet, como características geométricas y velocidades de ingreso de aire, velocidad de giro del compresor y turbina son necesarios para modelar el funcionamiento del turbo reactor. Este análisis conjunto permitió calcular las curvas de desempeño del motor en estado estacionario, su mapa térmico y mapa de presiones [9].

Se debe realizar adicionalmente el análisis en estado transitorio, en el cual se deben reconocer los parámetros físicos involucrados en el funcionamiento, como también las ecuaciones diferenciales que describen el mismo. La conjunción de este modelo con el análisis en estado estable constituye las curvas de operación del turbo reactor en todo el rango de operación. Para complementar estos estudios se podría realizar un análisis de la trayectoria de vuelo y optimizaciones adicionales en los procesos de simulación y modelado matemático [9]. Los resultados de la investigación se expresaron gráficamente como las curvas de desempeño características del turbo reactor que se modeló. El rendimiento del motor calculado numéricamente coincide con los datos del motor brindado por los catálogos de los fabricantes, lo cual indica que se realizó un proceso correcto de simulación.

Esta investigación brinda una herramienta metodológica importante para realizar el proceso de rediseño que se requiere para realizar la adecuación, además de mostrar claramente el auge de los motores de reacción a pequeña escala en diferentes aplicaciones. Si bien, Colombia es un país con gran extensión y condiciones topográficas bastante variables, obtener un sistema de propulsión a partir de un turbo compresor automovilístico, el cual se puede acoplar a un aeromodelo, permite optimizar múltiples procesos como la ganadería y el cultivo (dos industrias bastante grandes en Colombia) mediante una herramienta que puede sobrevolar grandes extensiones de terreno en breves periodos de tiempo.

En Bucaramanga se han realizado rediseños a motores de reacción. En la Universidad Industrial de Santander (UIS) se comprobó que efecto existe debido al choque de los gases de escape sobre las hélices de una turbina PT6A-66, para hacer un diseño inicial y posterior rediseño para aprovechar más eficientemente la energía de los gases de escape y aumentar posteriormente el empuje gracias a esto.

En el caso de las turbinas, el desempeño eficiente es imperativo debido a la mayor confiabilidad que genera y al ahorro económico por mantenerse en operación. El aumento de la eficiencia, por ejemplo, puede verse reflejado en una obtención mayor de empuje con el mismo consumo de combustible o en una disminución del peso del motor para aumentar la relación peso potencia. Estos dos aspectos son de vital importancia en la industria aeronáutica [8].

Se puede apreciar en el estudio del proyecto que existe potencial para aprovechar más eficientemente los gases de escape y aumentar el empuje en el avión italiano P-180 Piaggio Avanti y el Starship de Raytheon Aircraft Company, ya que teóricamente se pierde un porcentaje de potencia propulsiva. Estos aviones utilizan dos turbinas turboprop de la serie PT6A-66 fabricadas por Pratt and Whitney of Canada, las cuales tienen un diseño similar al turbo jet que se quiere adecuar [10].

El diseño de las hélices girando se opone al paso de los gases generándose turbulencia, lo que reduce el aire disponible para ser utilizado, ya que se forma una zona de baja presión. El flujo de los gases de escape planteado para solucionar esto no tiene restricciones en la salida, lo que aumenta el flujo de aire disponible [8]. Para brindar una solución se diseña un sistema para que el escape de los gases aproveche más eficientemente su energía e incremente el empuje. Esto permite hacer más competitivas este tipo de turbinas turboprop aumentando la eficiencia de propulsión. Para su desarrollo se diseñó una tobera para la salida de los gases,

analizando primeramente que realmente existiera un bloqueo de los gases de escape por parte de las hélices, el cual genera turbulencia y pérdida de empuje. Metodológicamente se diseñó y simuló los ductos de escape de modo tal que permitieran un correcto aprovechamiento de los gases de escape para obtener empuje. Se hizo el análisis pertinente para aumentar el rendimiento, aprovechando más eficientemente la energía disponible en los gases de escape. Para esto se modificó el spinner (turbina frontal del avión), como también el diseño de la tobera y se redireccionaron los gases de escape. Estas modificaciones se comparan respecto a la configuración inicial que también fue simulada con software, teniendo como referencia el empuje [10].

3.2 FUNDAMENTOS TEÓRICOS

En este proyecto se realizará la adaptación de una turbo máquina térmica para modificar su función, el turbocompresor tiene como objetivo brindar mayor cantidad de aire a presión en el múltiple de admisión del motor, mejorando enormemente la potencia producida por el motor a consta de reciclar la energía de los gases de escape. Contrariamente el turborreactor tiene como objetivo producir empuje, el cual se produce gracias a energía suministrada al aire atmosférico a partir de un proceso de compresión y posterior combustión. El empuje es producto de los gases de combustión a alta presión a través de la turbina y posterior tobera. La etapa de turbina se encarga de recuperar energía para mover el compresor conectado al mismo eje.

Estas dos turbomáquinas son dispositivos en los que se intercambia trabajo como resultado de variaciones en la entalpia y en la energía cinética de un fluido [11]. Se basan en la ecuación de Euler. En su definición una máquina térmica es aquella en la que el fluido de trabajo es compresible, y su volumen específico varía en el funcionamiento, como en el caso de los compresores y las turbinas de gas [12]. Su eficiencia se define como el trabajo neto dividido entre la energía calorífica aportada.

Adicionalmente se convierte la energía interna de un fluido en trabajo, por ejemplo, trabajo de eje en una turbina que opera bajo un ciclo termodinámico.

Existe un gran símil correspondiente al funcionamiento y a la ubicación del difusor y rodete en cada una de estas máquinas térmicas. Gracias a la separación entre el rodete y difusor, (comparable en ambas máquinas) además del mismo eje de rotación, es posible adecuar el turbocompresor. Es importante destacar que, aunque elementalmente el difusor y el compresor cumplen la misma función en ambas máquinas, la dirección del flujo de entrada de gases en el rodete de escape del turbo compresor es tangencial, mientras que en un turbo reactor convencional

es axial. En secciones más adelante se analizará esta problemática. Sin embargo, es importante diferenciar el funcionamiento del turbocompresor y turborreactor, en la siguiente sección se estudia la composición y funcionamiento de un turbocompresor automovilístico para después contrastarlo con una turbina de reacción.

3.2.1 Turbocompresor

Un turbocompresor convencional automovilístico está compuesto esencialmente por dos conjuntos de alabes, compresor y turbina. La turbina funciona como un rodete que es capaz de aprovechar la energía de los gases de escape salientes del ciclo de trabajo del motor para impulsar al otro conjunto de alabes conectado a su mismo eje (compresor). Los flujos de trabajo de cada conjunto de alabes son independientes. Por otro lado, el compresor se encarga suministrar esta energía al aire entrante al cilindro del motor. Esto permite aumentar la masa de aire entrante al cilindro, lo que permite adicionar también más combustible, incrementando la potencia de salida del motor.

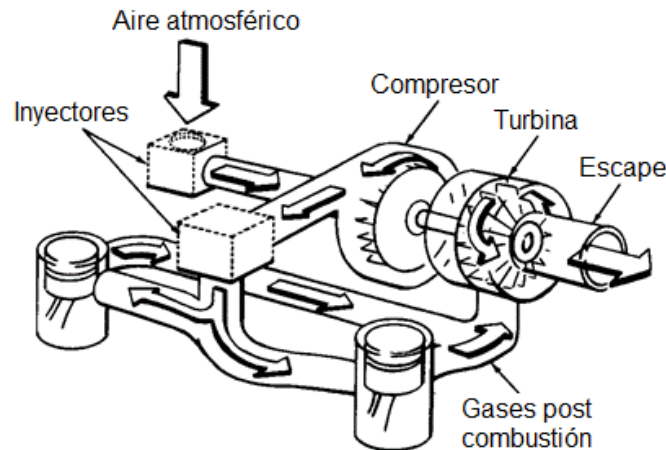


Figura 3. Sistema de turbocompresor automovilístico convencional. Tomado de [7].

En la Fig. 3 se muestra el aprovechamiento de la energía de los gases de escape de un motor de combustión interna alternativo para incrementar la cantidad de aire entrante dentro del cilindro para obtener una mayor potencia de salida.

Como se observa en la Fig. 3, el compresor está potenciado por la turbina que aprovecha el flujo de salida del cilindro. Esto representa un aprovechamiento bastante eficiente de la energía de los gases de salida del motor que se utiliza para aumentar la capacidad de producción de potencia. Cabe destacar que con esta configuración el flujo de escape del motor tiene mayor restricción.

Es necesario revolucionar la turbina a altas velocidades para brindar la potencia necesaria para hacer funcionar el compresor, es común encontrar velocidades entre 100.000 a 130.000 RPM [7]. Esto es altamente beneficioso para el proyecto puesto que las turbinas de reacción deben girar a altas revoluciones.

Los turbocompresores automovilísticos cuentan con otros sistemas como los aftercoolers para disminuir la temperatura del aire comprimido saliente de la etapa del compresor y poder elevar aún más la presión. Existen arreglos de turbocompresores como biturbo o twin turbo en donde se encuentran dos turbocompresores secuenciales.

Adicionalmente los turbocompresores cuentan con componentes adicionales como válvulas para realizar baipás y reducir el turbolag. Esencialmente en el desarrollo de este proyecto solo los dos componentes principales del turbocompresor, turbina y compresor serán de vital importancia. Se deben analizar entonces los demás componentes, vistos más adelante como el difusor, la cámara de combustión y la tobera. En la siguiente sección se muestra la composición y funcionamiento de una turbina de reacción para reconocer las características necesarias para realizar correctamente la adaptación.

3.2.2 Turbina de Reacción

El objetivo básico del funcionamiento de un turbo reactor es generar un chorro de alta velocidad que genera empuje y posterior sustentación en aplicaciones aeronáuticas. También los turborreactores son utilizados para la generación de energía, alcanzando presiones internas de hasta 40 atmosferas. Sin embargo, no es el objeto de estudio actual. El chorro de alta velocidad se genera adicionando energía al fluido entrante en el turborreactor a través de un compresor y cámara de combustión.

Para realizar la propuesta de adaptación del turbo reactor se utilizó cada componente del turbocompresor, adaptándose en función de la necesidad del

turbo reactor. Por ejemplo, el compresor centrífugo del turbocompresor se encargará de comprimir el aire a alta presión para posteriormente entrar a la cámara de combustión donde se produce la mezcla aire/combustible para generar gases a alta temperatura. Estos gases a elevada presión y temperatura se hacen pasar sobre la turbina del turbocompresor en donde se genera una expansión térmica generando trabajo de eje para mover el compresor. Finalmente, los gases pasan a través de una tobera para incrementar la energía cinética o la cantidad de movimiento de los gases respecto al aire entrante del compresor para así producir la fuerza de empuje [13].

El conocer al detalle los fenómenos involucrados en el funcionamiento de la turbina de reacción permitió realizar el modelo matemático más adelante. El comportamiento de este fluido en su paso por el turbo reactor se debe analizar con múltiples enunciados al tener tantos cambios termo físicos. Uno de estos enunciados, y el más ampliamente conocido y básico es la ecuación termodinámica de estado para gases ideales. Sin embargo, es necesario utilizar en el análisis exacto un factor de compresibilidad, considerando la desviación que implica el comportamiento no ideal del gas. La ecuación de gases ideales se enuncia de la siguiente manera:

$$Pv = RT$$

En donde “P” es la presión absoluta del gas (Pa), “v” el volumen específico (m^3/Kg), “T” la temperatura absoluta (K) y “R” la relación de gas ideal que se calcula con la constante universal de los gases “Ru” ($8,314472 \cdot 10^{-3} \text{ [KJ}/(\text{mol} \cdot \text{K})]$) dividido entre el peso molecular del gas “M” [11].

$$Ru = R/M$$

Con base en esta ecuación, un aumento de la temperatura de un gas puede generar un aumento en el volumen específico y/o un aumento en la presión, esto depende de si se encuentra en un recinto cerrado (aumenta la presión) o si se encuentra completamente libre (aumentará su volumen específico).

El paso del gas (en este caso aire atmosférico) por la cámara de combustión, en donde, para aumentar su temperatura se quema constantemente combustible, ocasiona una expansión (aumento del volumen específico), la cual se convertirá en (no completamente) en un aumento de la presión del gas saliente debido a las restricciones laterales que existen para el flujo de gases postcombustión.

La diferencia de presión que existe a la salida del turbo reactor debido a los gases postcombustión saliendo a presiones elevadas que se encuentran con aire a presión atmosférica, genera un chorro de alta velocidad, que gracias a la tercera ley de Newton (Principio de acción – reacción) generan empuje, como lo haría un globo que se desinfla.

Paralelamente, entre otros análisis se encuentran el principio de conservación de masa, las primera y segunda leyes termodinámicas, las ecuaciones de estado, las ecuaciones del ciclo de trabajo de la turbina de reacción y el principio de conservación de energía y momento. Según la primera ley la energía se conserva, y adicionalmente el calor Q es una forma de energía que se transfiere entre dos sistemas debido a una diferencia de temperaturas. Por otro lado, el trabajo es una interacción de energía entre un sistema y sus alrededores o una transformación de energía asociada con una fuerza que actúa a lo largo de una distancia o eje giratorio. Se representa con la letra W .

Adicionalmente en el análisis termodinámico se utilizarán conceptos de calor específico C_v (calor específico a volumen constante) y C_p (calor específico a presión constante), entalpía h , energía interna $\Delta u = C_v \Delta T$ con T temperatura.

A partir de todos estos enunciados se puede adaptar la turbina de reacción y conocer sus especificaciones de desempeño [14].

Todo el proceso del turborreactor se puede analizar termodinámicamente mediante el ciclo Brayton como, en donde existen 4 procesos como se muestra en la Fig. 4:

- Admisión: Proceso en el cual ingresa aire ambiente lo cual disminuye el volumen específico.
- Compresión (adiabática): El compresor del turborreactor se encarga de elevar la presión del aire atmosférico entrante, en este proceso influye también el difusor.
- Combustión (a presión constante): Se adiciona calor al proceso a través de la reacción de combustión para incrementar drásticamente el volumen específico.
- Expansión (adiabática): En la sección de la turbina se aprovecha energía del fluido para entregársela al compresor.

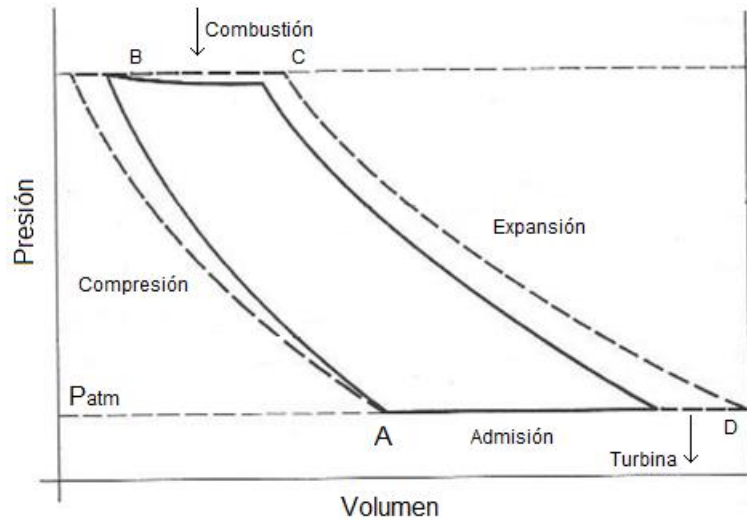


Figura 4. Ciclo Brayton. Tomado de [15].

En la Fig. 4 se pueden apreciar las diferencias existentes entre los procesos ideales y reales. Con línea punteada se grafica el análisis del modelo teórico que, comparado con un modelo real en línea gruesa tiene variaciones debido a pérdidas de energía. Dentro de la Fig. 4 no se muestra la acción del difusor que incrementa ligeramente la presión en la etapa de admisión.

La eficiencia termodinámica del ciclo es igual a:

$$\eta = 1 - \frac{Q_E}{|Q_S|}$$

En donde Q_E y Q_S , calores de entrada y salida son iguales a:

$$Q_E = n * c_p * (T_c - T_b) = h_c - h_b$$

$$Q_S = n * c_p * (T_a - T_d) = h_a - h_d$$

En donde n es el número de moles y h las entalpías en cada uno de los puntos. Adicionalmente, debido a los procesos isentrópicos de A-B y $P_b = P_c$ y $P_a = P_d$ tenemos la relación de:

$$\frac{T_b}{T_a} = \frac{T_c}{T_d}$$

Se puede escribir entonces la eficiencia termodinámica como:

$$\eta = 1 - \frac{T_d - T_a}{T_c - T_b} = 1 - \frac{T_a}{T_b}$$

En los procesos reales se debe corregir la eficiencia isentrópica tanto para los compresores como para las turbinas, y adicionalmente si se conoce la eficiencia del compresor o turbina se pueden hallar las temperaturas reales a la salida del compresor o turbina [16]. Analizando ahora el trabajo que realizan:

$$W_C = h_a - h_b$$
$$W_T = h_c - h_D$$

En donde W_C y W_T son el trabajo del compresor y turbina respectivamente.

3.2.3 Enunciados Termodinámicos

En la siguiente sección se presentan los enunciados termodinámicos y físicos más importantes en el análisis del funcionamiento del turborreactor, como también todo el formalismo matemático que permite dar soporte a los procedimientos posteriores en la propuesta de diseño de la adaptación del turbocompresor.

3.2.3.1 Principio de conservación de la masa

Este principio es bastante importante en el análisis termodinámico del ciclo de trabajo de la turbina de reacción. El flujo másico está relacionado con la densidad " ρ ", la velocidad " V " y el área perpendicular al flujo " A ". Esta relación es utilizada en el análisis del flujo uniforme a través de la turbina de reacción [14].

$$\dot{m} = \rho V_n A$$

El prefijo "n" se utiliza para notar que la dirección del flujo es normal al área. Cuando existe flujo bidimensional este componente normal se calcula con el ángulo, utilizando funciones trigonométricas seno o coseno.

A partir de esta relación y conociendo el recorrido del flujo dentro de los componentes de la turbina, el flujo másico se conserva, a través de ciertas etapas, por ejemplo, a la entrada y a la salida del compresor. En estas etapas únicamente

se está modificando la energía del fluido en presión y velocidad, pero no su masa. Gracias a esto se conoce la relación entre flujos másicos como:

$$\rho_{in}V_{in}A_{in} = \rho_{out}V_{out}A_{out}$$

En donde “in” es el flujo de entrada y “out” el de salida. Si existieran más entradas o salidas en el análisis del flujo, se deberían sumar los aportes de flujo másico en función de su densidad, velocidad y área para obtener la misma relación, como se realiza normalmente en el análisis de volúmenes de control [14].

3.2.3.2 Primera ley de la termodinámica

Por otro lado, incluyendo un análisis termodinámico en el funcionamiento del turbo reactor y más específicamente al fluido con el que trabaja, si se realiza un análisis de conservación de energía sobre este se obtiene la siguiente ecuación:

$$\dot{m} \left(u_1 + p_1 v_1 + \frac{1}{2} V_1^2 + g z_1 \right) + \dot{Q} = \dot{m} \left(u_2 + p_2 v_2 + \frac{1}{2} V_2^2 + g z_2 \right) + \dot{W}$$

En donde se puede apreciar que el subíndice 1 representa las condiciones iniciales o de entrada y el subíndice 2 de salida o finales. Este análisis considera los aportes de cada propiedad a la energía total del fluido en determinada condición (energía cinética, potencial e interna). Por ejemplo, en la entrada del compresor ingresa aire atmosférico con una presión “p”, velocidad “V”, altura “z” y energía interna “u” que entra en contacto con los alabes del compresor que le suministran una energía “Q” que modifica sus propiedades físicas para llegar a un estado final, la salida del compresor. Sobre este estado final también puede influir trabajo sobre el fluido, por ejemplo, al considerar la energía que se le suministra al rodete de la turbina [14]. Cabe resaltar la utilización del concepto de entalpía en este análisis como la energía asociada al fluido, en términos de energía interna y de presión. Este concepto es bastante útil para la minimización del cálculo de propiedades.

3.2.3.3 Segunda ley de la termodinámica

En el análisis del funcionamiento de las turbinas de reacción es necesario analizar la segunda ley termodinámica que enuncia que el trabajo mecánico puede transformarse completamente en calor, pero el calor no puede transformarse

completamente en trabajo mecánico, esto implica que siempre existirán pérdidas de calor [11].

En esencia es una restricción a la primera ley. Físicamente un objeto en movimiento termina en reposo gracias a la conversión de la energía cinética en trabajo o pérdidas por calor. Mientras que si el mismo objeto se encuentra en reposo no es posible aprovechar espontáneamente la energía cedida para iniciar nuevamente el movimiento [11]. Este único flujo de la energía se cuantifica en este contexto mediante el análisis de la entropía del sistema, siendo tal el análisis que la entropía de un sistema cerrado solo puede aumentar. Esto analizándose matemáticamente entre un estado inicial y su variación en el estado final toma la forma de:

$$\dot{m}(s_2 - s_1) = \int_{\ell_1}^{\ell_2} \frac{\dot{Q}'}{T} d\ell + \int_{\ell_1}^{\ell_2} \dot{S}_p' d\ell$$

En donde “s” es la entropía y \dot{Q}' es la tasa de transferencia de calor desde el flujo hacia las paredes por unidad de longitud, por eso el símbolo comilla. En este caso se están considerando las pérdidas de energía mencionadas. Los límites de la integral denotan la longitud del canal por donde fluye el fluido y, por otro lado, “T” es la temperatura absoluta del fluido, que puede variar a lo largo del canal, la tasa de transferencia de calor es dependiente de la temperatura absoluta. El término \dot{S}_p' es la tasa de entropía producida por unidad de longitud a lo largo del flujo del canal. Este término denota las fricciones internas en el canal, pérdidas de energía bastante considerables en flujos de alta velocidad, bastante característicos en turbinas de reacción. Cabe destacar que este análisis se realiza para un flujo continuo en el canal, por lo que los gradientes de temperatura en la dirección del flujo deben ser pequeños al igual que la diferencia de temperatura entre el flujo y las paredes del canal. Estas son consideraciones termodinámicas que se realizan para simplificar el modelado matemático del sistema. Adicionalmente se limita a que el flujo se mueva tan rápidamente que la energía transferida por convección excede la energía transferida por conducción y radiación [14].

3.2.3.4 Ecuación de Gibbs

La ecuación de Gibbs es un nombre que recibe una deducción analítica de la primera ley de la termodinámica de la forma infinitesimal en donde las variaciones del calor y el trabajo son descritas como un cambio en la energía interna del fluido.

$$dU = \delta Q - \delta W$$

En donde Q representa el calor, W el trabajo y U la energía interna. Se puede apreciar que está descrita de la forma infinitesimal y reconociendo que el trabajo reversible de una sustancia compresible se puede definir como la presión multiplicada por la variación de volumen se tiene:

$$\delta W_s = p dV$$

Por otro lado, recordando que el calor transferido puede ser descrito como el cambio en la entropía multiplicado por la temperatura absoluta, se tiene adicionalmente:

$$\delta Q_s = T dS$$

Por lo tanto, con estas dos ampliaciones la primera ley toma la forma de:

$$dU = T dS - p dV$$

La que es conocida como la ecuación de Gibbs si se trabaja con propiedades específicas (dependientes de la masa).

$$T ds = du + p dv$$

Si adicionalmente se tiene en cuenta que la energía interna puede ser descrita como la entalpía menos el aporte energético de la presión $u = h - pv$, siendo su derivada $du = dh - p dv - v dp$, se tiene la segunda ecuación de Gibbs reemplazado la variación de la energía interna sobre la primera ecuación de Gibbs [14].

$$T ds = dh - v dp$$

3.2.3.5 Ecuaciones de estado.

El principio de estado en la termodinámica enuncia que todas las propiedades termodinámicas de una sustancia simple compresible se pueden determinar completamente conociendo solo dos propiedades termodinámicas independientes [14]. Generalmente las ecuaciones de estado se utilizan para analizar cada punto dentro del ciclo termodinámico del turborreactor. Dentro del análisis del ciclo se considera el fluido como mezcla, compuesta por aire atmosférico constituido

principalmente por nitrógeno en un 78%, oxígeno 21% y vapor de agua u otras sustancias 1%. Adicionalmente, en algunos puntos del ciclo existe adición del combustible a la mezcla [14].

Existen tablas termodinámicas de las cuales se pueden obtener las propiedades del fluido, además de softwares que facilitan notablemente el proceso de cálculo como EES, visto durante el transcurso de la carrera. Esto permite simplificar el análisis del ciclo termodinámico de una turbina de reacción y adicionalmente permite calcular estados posteriores conociendo el ciclo de funcionamiento del turborreactor.

A partir de estos conceptos generales es posible describir el comportamiento del fluido en su recorrido por el turborreactor, sin embargo, el fluido experimenta cambios físicos y térmicos en cada etapa del turborreactor, por lo que es necesario profundizar al detalle en cada componente para conocer exactamente el comportamiento del fluido, analizando las propiedades termodinámicas en cada punto. En la siguiente sección se profundiza en los componentes básicos del turborreactor y su análisis termodinámico.

3.2.4 Difusor de Admisión

Su objetivo es transformar la energía cinética de entrada en entalpía. El difusor es el encargado de inducir el aire requerido para una óptima mezcla de aire/combustible generando presión de entrada al compresor. La difusión es el proceso inverso de la expansión. En este elemento se realiza una primera compresión del aire [12].

Existen varios tipos de difusores como se muestra a continuación en la Fig. 5, a) Subsónico, b) Supersónico y c) Supersónico-sónico.

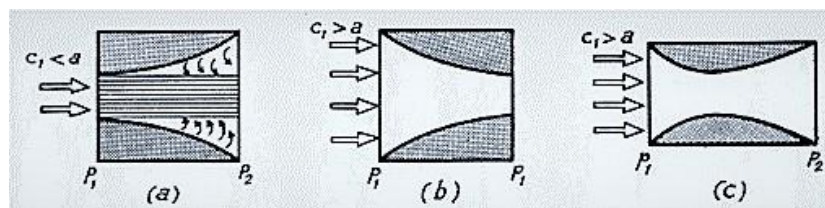


Figura 5. Tipos de Difusores. Tomado de [12].

Todos estos tipos de difusores son dependientes de la velocidad de entrada del fluido. Para encontrar el tipo de difusor necesario debe evaluarse si la velocidad supera la velocidad del sonido, como también la siguiente relación:

$$\frac{dA}{A} = (M^2 - 1) * \frac{dC}{C}$$

Como se puede apreciar en la ecuación existe una relación entre el área "A" y la variación del área con el número de Mach y la velocidad "C".

Si el número de Mach es mayor a 1 se utilizan conversores convergentes, en los cuales se obtienen velocidades superiores a la velocidad del sonido. A partir de este punto, el fluido no aumenta su presión si se utiliza un difusor subsónico. Por otro lado, a menores velocidades, con números de Mach menores a 1, es posible utilizar difusores subsónicos.

3.2.5 Compresores Axiales

La primera etapa de funcionamiento de una turbina de reacción después de la entrada de aire atmosférico es la compresión. En esta etapa se suministra energía al fluido entrante a través de los alabes de un compresor, esto eleva la presión del aire que es obtenido a presión barométrica. Parte de la energía suministrada al eje del compresor proviene de una siguiente etapa post combustión (turbina). El incremento de presión permite en la etapa de combustión trabajar con un fluido con energía bastante alta, que aumenta significativamente su energía en la cámara de combustión. El calor añadido por los quemadores incrementa aún más la presión del fluido, según lo dicta la primera ley termodinámica.

El aire comprimido almacena más masa en un volumen de control dado, lo cual es benéfico al repercutir en un mayor aporte de flujo másico en la mezcla aire/combustible dentro de la cámara de combustión. Esto permite quemar más combustible, lo que incrementa la energía liberada en el proceso de combustión, obteniendo más potencia.

Sin embargo, según la configuración planteada no es necesario convertir el turbocompresor centrífugo automovilístico en un compresor axial. De igual manera se estudiarán los compresores axiales a profundidad para conocer los análisis que

influyen sobre su funcionamiento y tener un acercamiento a los requerimientos que debe cumplir y las funciones que debe realizar el nuevo compresor adaptado.

Cabe destacar que los compresores axiales no son la única configuración de alabes posibles para elevar la presión del fluido, existen compresores de pistón que son utilizados generalmente en aplicaciones industriales neumáticas. También existen los compresores centrífugos, diseñados para trabajar con flujos relativamente pequeños, incrementando la presión. Contrariamente a los compresores axiales que trabajan con caudales bastante altos [14].

En la etapa de compresión el aire atmosférico se vuelve más denso y el área transversal al flujo se vuelve cada vez más pequeña. Esto se puede apreciar en la estructura de la turbina de reacción en la Fig. 1. Las turbinas de reacción modernas tienen múltiples etapas de compresión con varios conjuntos de alabes, permitiendo incrementar aún más la presión del fluido.

En motores jet el compresor multi etapa está acompañado con una turbina lo suficientemente capaz de aprovechar la energía tan alta del fluido para convertirlo en trabajo de eje. Este arreglo de compresor y turbina concéntricos unidos por el mismo eje es llamado spool. Un motor con doble spool maneja un compresor de baja presión y otro de alta. En un arreglo triple spool se añade un spool para presión intermedia. Los compresores de baja e intermedia presión operan a velocidades más bajas que la del de alta presión, esto para evitar daño en la turbina debido a efectos de compresibilidad en operación. En configuraciones spool típicas una sola etapa de turbina conduce entre seis y siete etapas de compresor [14].

Un compresor axial típico está formado por dos conjuntos de alabes que actúan como rotor y estator. El analizar el comportamiento del fluido a través de la descomposición de la velocidad absoluta del fluido en el momento en el que chocan con los alabes, permite conocer los componentes tangenciales y axiales de la velocidad con sus respectivos ángulos de incidencia, herramienta muy útil en el diseño de alabes ya que permite maximizar o minimizar ciertos componentes de la velocidad en función del perfil del alabe, aumentando la eficiencia del compresor [14].

3.2.5.1 Temperatura de etapa y aumento presión

Existe un aumento de la presión y la temperatura del fluido conforme el fluido interactúa con los alabes del rotor y estator. En esta sección se describe este aumento, gracias a la energía aportada al fluido por el compresor.

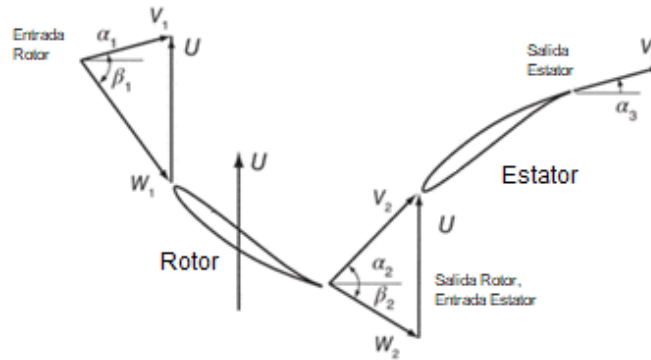


Figura 6. Triángulos de velocidades en el Compresor. Tomado de [14].

La Fig. 6 muestra una etapa de compresor típica con rotor y estator. El aire atmosférico choca primero con el rotor, acelerando el fluido, ganando cierta cantidad de energía en velocidad, chocando luego con el estator que permite disminuir el área del paso del flujo para ayudar en el proceso de compresión [14]. Las ecuaciones que rigen la relación entre los triángulos de velocidades y el trabajo realizado por los alabes son:

$$w = U(V_{u2} - V_{u1})$$

O se puede expresar según los componentes de velocidad como:

$$w = UV_x(\tan \alpha_2 - \tan \alpha_1) = UV_x(\tan \beta_2 - \tan \beta_1)$$

Por otro lado, analizando el trabajo termodinámicamente se tiene:

$$w = C_p(T_{03} - T_{01})$$

Combinando las dos expresiones para obtener una relación no dimensional se obtiene la siguiente ecuación:

$$\frac{w}{C_p T_{01}} = \frac{\Delta T_0}{T_{01}} = \frac{U V_x}{C_p T_{01}} (\tan \beta_2 - \tan \beta_1)$$

Pasando " C_p " a dividir y dividiendo todo sobre " T_{01} ".

Adicionalmente, la eficiencia de etapa es una de las características más importantes en la operación de la turbina y se define como:

$$\eta_{tt} = \frac{T_{03s} - T_{01}}{T_{03} - T_{01}}$$

Con " T_{03s} " temperatura en el punto 3, a la salida del estator en un proceso de compresión isentrópico.

Y la relación de presiones en la etapa se puede escribir como:

$$\frac{p_{03}}{p_{01}} = \left(1 + \eta_{tt} \frac{\Delta T_0}{T_{01}}\right)^{\gamma/(\gamma-1)}$$

Siendo " γ " constante isentrópica del gas ideal.

Mientras que el aumento de temperatura se representa matemáticamente como:

$$\frac{\Delta T_0}{T_{01}} = (\gamma - 1) \frac{U V_x^2}{V_x c_{01}^2} (\tan \beta_2 - \tan \beta_1)$$

Adicionalmente, dos parámetros importantes en el análisis del compresor son el coeficiente de flujo y el número de Mach, estos dos parámetros se calculan como sigue:

$$\phi = \frac{V_x}{U}$$

$$M_{01} = \frac{V_x}{c_{01}}$$

Si se reemplaza el número Mach y el coeficiente de flujo en la ecuación del aumento de temperatura se puede escribir de una forma más general como:

$$\frac{\Delta T_0}{T_{01}} = (\gamma - 1) \frac{M_{01}^2}{\phi} (\tan \beta_2 - \tan \beta_1)$$

Gracias a este análisis es posible conocer parámetros fundamentales del compresor como su eficiencia, trabajo y el número Mach de funcionamiento. Sin embargo, es necesario considerar el efecto de las pérdidas de energía que sufre el fluido en el proceso. Para considerarlo hay que enfocar el análisis en el contacto del fluido con los alabes. En capítulos posteriores se utilizaron estas ecuaciones para modelar matemáticamente el funcionamiento del compresor.

3.2.5.2 Curva de rendimiento del compresor

Los alabes del compresor son bastante delgados con relaciones grosor y ancho del 5%. Si su rigidez es alta, los alabes guían el flujo mejor como se menciona en la bibliografía [14]. Esto puede mejorar el rendimiento del compresor como se muestra en la gráfica.

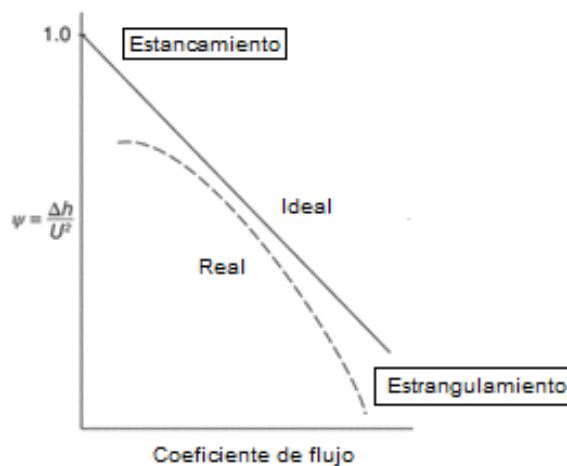


Figura 7. Curva de rendimiento del compresor. Tomado de [14].

En la Fig. 7 se puede apreciar la desviación del comportamiento ideal debido a pérdidas e irreversibilidades [14]. Para realizar este diagrama de rendimiento se utiliza la ecuación de Euler de turbomáquinas como sigue:

$$\omega = U(V_{u2} - V_{u1})$$

Se sustituye V_{u2} como $U + W_{u2}$, resultando:

$$\omega = U(U + W_{u2} - V_{u1}) = U[U - V_x(\tan \alpha_1 - \tan \beta_2)]$$

Si se divide todo por U^2 se tiene entonces

$$\psi = 1 - \phi(\tan \alpha_1 - \tan \beta_2)$$

Para una sola etapa el ángulo de salida del estator es α_1 y el ángulo de salida del rotor de la velocidad relativa es β_2 . Estos parámetros tienden a ser constante inclusive en condiciones fuera de diseño [14].

3.2.5.3 Equilibrio Radial

En los análisis realizados hasta el momento se ha despreciado la variación de las líneas de flujo, considerándolas continuas. Sin embargo, gracias a las herramientas computacionales de hoy día se pueden resolver ecuaciones tridimensionales de flujo como:

$$\frac{dh_0}{dr} = T \frac{ds}{dr} + V_x \frac{dV_x}{dr} + V_u \frac{dV_u}{dr} + \frac{V_u^2}{r}$$

Tomando en cuenta la variación de los componentes del flujo en función del radio. El primer término representa la variación de la entropía en función del radio. Si el fluido se mezcla bien en dirección radial, este componente puede ser despreciable. Sin embargo, las irreversibilidades causan aumentos de entropía [14].

La entropía es uniforme a la entrada del primer grupo de rotor si es un compresor multi etapa, y si cada alabe induce la misma cantidad de trabajo en el fluido, se mantendrá uniforme. Por esta razón estos términos se pueden no considerar [14].

$$V_x \frac{dV_x}{dr} + V_u \frac{dV_u}{dr} + \frac{V_u^2}{r} = 0$$

Se puede apreciar la relación entre los componentes " V_x " y " V_u ", si alguno de los dos varía se puede obtener el otro resolviendo la ecuación.

La velocidad axial depende de la coordenada radial [14]. Por esta razón el coeficiente de Reacción se puede calcular como:

$$R = 1 - \frac{h_3 - h_2}{h_3 - h_1} = 1 - \frac{V_2^2 - V_1^2}{2\omega} = 1 - \frac{V_{x2}^2 - V_{x1}^2 + V_{u2}^2 - V_{u1}^2}{2U(V_{u2} - V_{u1})}$$

3.2.6 Compresor Centrífugo

Por otro lado, analizando el tipo de compresor utilizado dentro de la adaptación: Un compresor centrífugo consta de 2 elementos fundamentales: impulsor o rotor, rodete, impulsor o rotor, estator (O difusor y colector). Un turbocompresor de uso automotriz tiene relaciones de compresión entre 1.4 a 1.8 y su flujo mínimo de aire fluctúa entre 0,11 a 0,325 kg/s [15].

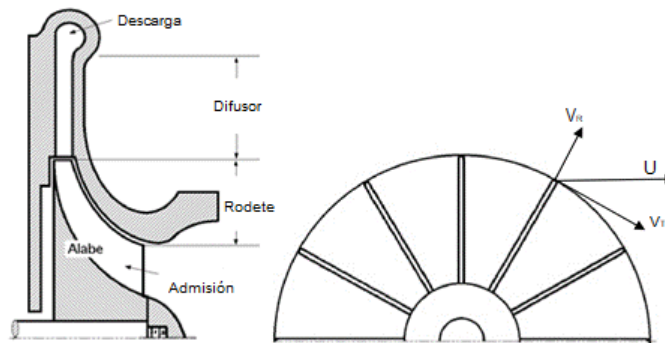


Figura 8. Estructura de los alabes en el compresor. Tomado de [17].

En la Fig. 8 se puede observar el triángulo de velocidades en el compresor, con la velocidad de salida del aire del rodete, la velocidad total, y la velocidad tangencial.

En su diseño se aplica la segunda ley de Newton o ecuación de momento donde $F = m * a$ y se aplica la ecuación de continuidad o conservación de la masa $\dot{m}_1 = \dot{m}_2$. Y adicionalmente su funcionamiento se describe bajo la ecuación de Euler:

$$\begin{aligned} F &= \dot{m} * (C_{w2} - C_{w1}) \\ T &= \dot{m} * (r_2 * C_{w2} - r_1 * C_{w1}) \\ P &= T * \omega = (\dot{m} * r_2 * C_{w2}) * \omega = \dot{m} * U_2 * C_{w2} \end{aligned}$$

En donde F es la fuerza, T Torque, P potencia, w número de revoluciones, r_1 y r_2 los radios del rodete, entrada y salida. \dot{m} flujo másico, C_{w2} y C_{w1} la velocidad tangencial de fluido en entrada y salida. Más adelante se profundiza sobre las propiedades del fluido dentro del compresor.

Para disminuir la complejidad en el análisis matemático se considera el proceso de compresión como adiabático. En turbomáquinas, en un proceso adiabático sólo se tiene en cuenta la tasa de potencia por unidad de flujo másico, la cual es igual al incremento de la entalpía a través del compresor.

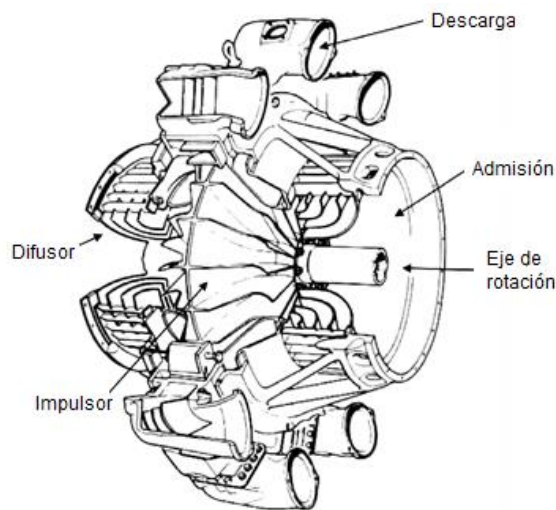


Figura 9. Estructura del compresor centrífugo. Tomado de [18].

Como se muestra en la Fig. 9, dentro de la composición del compresor centrífugo se pueden destacar los siguientes elementos:

- Dispositivo de admisión: Corresponde al difusor, a base de una corona directriz de alabes orientables a la salida que sirve además para regular el caudal.
- Rodete: Consta de un cierto número de alabes que se fijan solamente al cubo del rodete.
- Difusor: Consta de uno o varios órganos fijos cuya misión es recuperar una parte de la energía cinética a la salida del rodete, lo que lleva a un incremento adicional de presión.

De acuerdo con la relación de presión del compresor considerándose como adiabático (sin pérdida de calor):

$$r = \frac{P_2}{P_1}$$

Dentro de la compresión adiabática el aire, considerado como gas ideal compresible que sigue las leyes físicas ya mencionadas, tiene como parámetros fundamentales de análisis dentro del compresor las siguientes variables, imperativas en el desarrollo de la propuesta de adaptación:

- Flujo másico de aire \dot{m} .
- \dot{Q}_1 caudal de aire en la admisión (variable)
- P_1 presión del aire en la entrada, generalmente valores cercanos a la presión atmosférica.
- T_1 temperatura en la entrada, generalmente valores cercanos a la temperatura ambiente.
- P_2 presión final, después del aumento de presión del compresor.
- T_2 temperatura final.

El conocer los valores de estas variables permite realizar cálculos de potencia del compresor, temperatura de descarga, número de revoluciones (para el caso de los turborreductores equipados con compresores centrífugos se producen velocidades de giro que oscilan entre 11000 y 34000 RPM aproximadamente). El número de revoluciones influye en las dimensiones de la máquina. Al aumentar el número de RPMS disminuye el tamaño al igual que la potencia [19].

3.2.7 Cámara de Combustión

En la cámara de combustión se realiza una reacción química, producto de la mezcla del combustible con el aire atmosférico. Este proceso se considera un isobárico (a presión constante) y de acuerdo con el diseño de la cámara y el tipo de combustible se requiere una mezcla aire/combustible específica para obtener una buena eficiencia energética.

De acuerdo con el patrón de flujo se dimensiona la cámara de combustión. Se debe realizar un análisis de masa (balance estequiométrico) para calcular la relación aire

combustible, teniendo en cuenta la igualdad entre la cantidad de moléculas de determinado elemento, tanto en los reactivos como en los productos.

Para el cálculo termodinámico de la cámara de combustión se requiere la curva de compresor centrífugo automotriz donde una relación de presión permite calcular el flujo de aire entrante a la cámara para un determinado número de revoluciones.

Los parámetros y variables más importantes dentro de la cámara de combustión, que permiten hallar los diámetros internos, externos y la longitud de la cámara son:

- Relación de aire/combustible f .
- Poder calorífico del combustible h .
- Calor específico del aire C_p .
- Consumo específico de combustible S .
- Empuje F .
- \dot{m}_a flujo másico de aire.
- \dot{m}_f flujo másico de combustible.
- M número de Mach del flujo sin perturbación.
- V_i velocidad de entrada del aire.
- V_o velocidad de salida del aire.
- A_o área de salida.

3.2.8 Turbina de Gas

La turbina se encarga de extraer la energía cinética de los gases de combustión, esta energía es convertida en potencia de eje para mover el compresor.

En el diseño de la turbina se deben tener en cuenta:

- Velocidad rotacional del eje de la turbina.
- Flujo másico de los gases.
- Temperatura de entrada y salida de los gases en la turbina.
- Presiones de entrada y salida a través de la turbina.
- Velocidad de escape.
- Potencia de salida requerida.

Dentro de la turbina se realiza un proceso adiabático, con la expansión de los gases. Se requiere conocer las curvas características de la turbina, generalmente provistas

por el fabricante del turbocompresor automotriz para modelar este proceso. El trabajo de la turbina se conoce a través del cálculo de la variación de la entalpía entre los puntos de entrada y salida como sigue [20]:

$$W_T = \Delta h_T = h_3 - h_4$$

3.2.9 Tobera de Escape

En la tobera de escape se expanden los gases salientes de la turbina hasta la presión atmosférica para producir empuje. La tobera se encarga de generar mayor velocidad de fluido a costa de la expansión o pérdida de presión. Los parámetros más importantes en su funcionamiento son:

- Temperatura total a la entrada de la tobera.
- Presión total a la entrada de la tobera.
- Número de Mach deseado a la salida.
- Área de descarga de la tobera.
- Relación de calores específicos de los gases.

Dentro de la tobera ocurre un proceso adiabático, para un flujo compresible, isentrópico, ideal, en estado estable y no viscoso. Estas asunciones se realizan para disminuir la complejidad del modelo matemático. Los principios físicos preponderantes en su funcionamiento son [21]:

- Ecuación de continuidad (conservación de la masa) $\dot{m} = \rho * V * A$
- Ecuación de gas ideal $P = \rho * R * T$
- Número de Mach $M = V/c$
- Velocidad del sonido $c = \sqrt{k * R * T}$

Finalmente, la tobera libera el chorro de alta velocidad, donde el empuje producido por la turbina de reacción es igual a la masa por la velocidad, el cambio en el empuje genera una fuerza como se muestra en la siguiente ecuación:

$$F = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) * V_o - \dot{m}_a * V_i$$

En donde el flujo másico total está compuesto por los aportes del aire atmosférico y combustible.

3.2.10 Sistemas Auxiliares

En la práctica, existen muchos sistemas auxiliares que permiten ejecutar el control automático de combustible entrante, a través del control de inyección. El cual está relacionado proporcionalmente con el flujo másico de aire entrante y la velocidad y empuje deseados en la turbina de reacción. Así mismo, otros de los sistemas auxiliares más importantes en la construcción de la turbina de reacción son:

- Sistema de admisión de combustible (Control proporcional de suministro de combustible a través de inyección), sobre el cual se controla adicionalmente la bomba combustible, con alimentación de combustible directa del tanque de combustible.
- Sistema de encendido (Ignición), en el cual existen múltiples elementos como la bujía, un sistema de control y alimentación de la bobina. Este sistema debe estar alineado con el sistema de inyección y dosificación de combustible.
- Lubricación, existen elementos sometidos a altas velocidades como los rodamientos, los cuales deben tener fricción mínima para aumentar la eficiencia de la turbina de reacción y evitar problemas de resonancia. En la industria aeronáutica este sistema está compuesto por una bomba de aceite lubricante.
- Refrigeración, en algunas aplicaciones se utiliza una bomba de aceite con un radiador para refrigerar elementos como los rodamientos.

Adicionalmente, en la actualidad las turbinas de reacción tienen un alto nivel de instrumentación al punto de que se utilizan sensores de presión y temperatura internos para realizar mediciones puntuales, de las características del fluido y así realizar un mejor control de su funcionamiento. Por otro lado, existen instrumentos indicadores como los tacómetros que permiten medir la velocidad de rotación del rotor, manómetros para registrar la presión a la salida del compresor, medidores de empuje para caracterizar la fuerza de empuje producida por la turbina de reacción, generalmente utilizados en bancos de prueba (pueden ser de tipo dinamométricos) y finalmente, instrumentos como los termómetros para medir las temperaturas de los gases de salida de la turbina de reacción.

4. METODOLOGÍA DE ADECUACIÓN PROPUESTA PARA EL TURBOREACTOR

A continuación, se presenta un diseño propuesto de la turbina de reacción, analizando cada componente termodinámicamente para comprender las propiedades del fluido en cada parte del proceso y adicionalmente se analizan las conexiones físicamente y su instalación para permitir la adaptación del turbocompresor en esta estructura. El modelo termodinámico se realiza posteriormente gracias a los análisis mencionados en el Capítulo 3.2, en cada etapa del proceso.

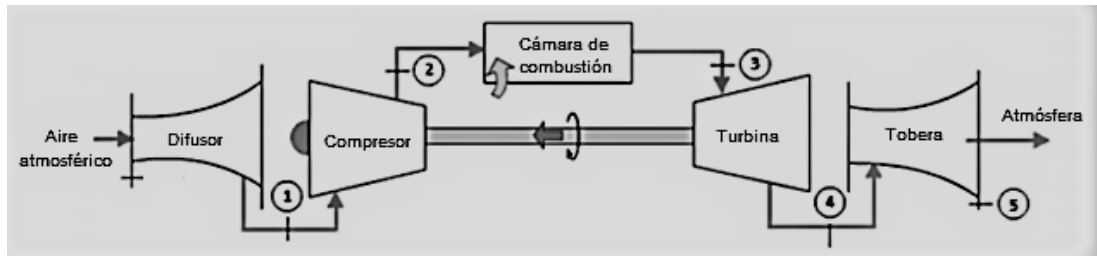


Figura 10. Turbina de reacción, estructura de la adaptación. Tomado de [22].

Como se puede apreciar en la Fig. 10, se plantea una estructura de la adaptación, compuesta por la turbina y el compresor juntados por un mismo eje de rotación. Se conectan entre sí a través de un ducto para permitir el paso del flujo, que ingresa previamente por la cámara de combustión para aumentar drásticamente la energía del fluido. Adicionalmente se encuentra el difusor que incrementa la presión del aire atmosférico y su contraparte, la tobera, que permite convertir la gran presión y energía que llevan los gases en energía cinética que se transforma en empuje.

Gracias a esta configuración extraída de un proyecto de grado realizado en la Universidad Pontificia Católica del Perú es fácilmente adaptable el turbocompresor automovilístico en una turbina de reacción puesto que la salida del compresor se conecta directamente a la cámara de combustión y posteriormente a la turbina [22]. Evitando realizar modificaciones a los alabes del compresor o de la turbina, lo que facilita enormemente la realización del proyecto. Sin embargo, resta adaptar la turbina de reacción al Biodiesel a base de aceite de palma, con un menor poder calorífico que el Jet-A1 convencional.

A continuación, se describirán las conexiones físicas, materiales de fabricación, como también insumos para realizar la adaptación. El análisis termodinámico para resolver el modelo se encuentra en el siguiente capítulo.

4.1 DIFUSOR

Construido en acero de 2mm según plantea la literatura [13]. Debe tener un diámetro de salida igual al ducto de admisión de la caracola del compresor, en este caso 4". Debe conectarse con la boquilla de admisión, esta conexión puede ser tipo soldada, concordante con los materiales del difusor y carcasa del compresor. La función primordial del difusor es aumentar un poco la presión del aire atmosférico, la relación de aumento de presión se calcula como:

$$P_{0out} = P_{atm} * \left(1 + \eta_i * \frac{C_a^2}{2 * c_{pa} * T_{amb}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

En donde η_i es la eficiencia del difusor y C_a la velocidad de ingreso del aire atmosférico.

4.2 COMPRESOR Y TURBINA

El turbocompresor seleccionado para la adaptación será el modelo T-Series que se puede observar en la Fig. 11. Este modelo maneja presiones bastante altas, además de potencias de trabajo entre 500 hp a 900hp, con una refrigeración por aire o agua. Adicionalmente cuenta con rodamientos tipo bola que permiten altas velocidades de rotación. Además de contar con una característica bastante importante para disminuir costos de fabricación, según se mencionó en los objetivos; Compresor automovilístico comercial que oscila entre un rango de precios entre \$2'000.000 COP nuevo [23]. Sin embargo, se plantea la opción de usar un modelo de segunda mano en buen estado.

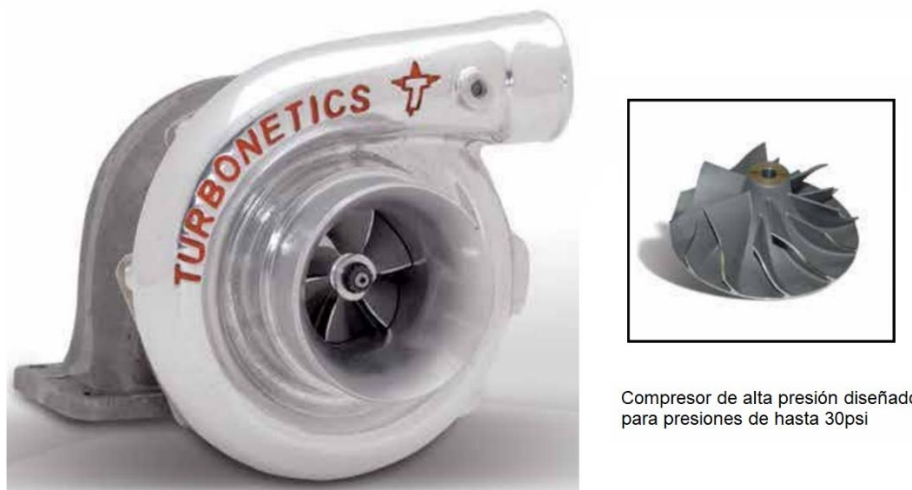


Figura 11. Turbocompresor Turbonetics T-Series. Tomado de [23].

Según el catálogo del fabricante en la Fig. 11, el compresor utilizado permite presiones de hasta 30psi, con características se encuentra un ducto de entrada de 4" y un ducto de salida de 3", además de diferentes relaciones A/R entre 0.58 a 1.15, dependiendo de la referencia seleccionada dentro de este modelo [23]. Esto permite tener una mayor variabilidad respecto a los criterios de selección que deben adoptarse. Entre sus El análisis físico y las relaciones de presión dentro del compresor, como también el flujo que maneja, se describen a profundidad en el Capítulo 5 en la evaluación de parámetros de desempeño.

Por otro lado, la turbina del turbocompresor, que funciona como el recuperador de energía de la turbina de reacción tiene características de 3" de diámetro de descarga, dato esencial para el diseño de la tobera.

4.3 DUCTO DE INTERCONEXIÓN

En la construcción de la adaptación, el ducto de interconexión entre el compresor y la cámara de combustión, como también entre la cámara y la turbina es un elemento de vital importancia debido a las altas presiones y temperaturas a las que está sometido. Las temperaturas de la cámara de combustión llegan hasta 1200 K con presiones de casi 200 kPa. Para facilitar la conexión con la cámara de combustión y los ductos de escape del compresor y admisión de la turbina, se realizará una conexión bridada como plantea la literatura, debido al manejo de altas presiones, con láminas de acero de 3 mm para su construcción [6]. El tamaño de del ducto es de 3", coincidente con el tamaño del ducto de descarga y admisión del compresor y

turbina. Es importante realizar los dobleces necesarios al ducto para conectar adecuadamente los componentes. La soldadura requerida en su fabricación concuerda con el tipo de material utilizado.

4.4 CÁMARA DE COMBUSTIÓN

Según la literatura, en un proyecto realizado por la Universidad de Chile se realiza el diseño básico de una cámara de combustión para una microturbina a gas, en este proyecto se puede seguir la misma metodología puesto que la cámara cuenta con condiciones de operación similares, como también similares características geométricas [24].

Una cámara de combustión se compone principalmente de tres elementos, el difusor, el liner, el anillo de distribución de combustible y la bujía. En el proyecto mencionado se diseña una cámara de combustión anular con 88 mm de diámetro exterior, 31 mm de diámetro interno y un largo de 133 mm [24].

Los resultados obtenidos del proyecto muestran valores de temperatura máxima de aproximadamente 1200 K, a partir de simulaciones CFD. Estos valores de temperatura obtenidos concuerdan perfectamente con los requerimientos de diseño dentro de este proyecto, por lo que el uso de esta propuesta de diseño de cámara de combustión es bastante plausible. Sin embargo, como fuente de alimentación se utiliza combustible GLP, gas licuado de petróleo, el cual tiene características diferentes al Biodiesel a base de aceite de palma [24].

4.6 TOBERA

En la Universidad Pontificia Bolivariana se llevó a cabo el diseño de la tobera ubicada en una turbina de vapor del laboratorio de plantas térmicas para obtener parámetros de funcionamiento de la turbina como el impulso. Las toberas se fabrican generalmente de acero inoxidable o de acero al cromo molibdeno [25].

En el caso particular de las toberas el trabajo mecánico es igual a cero. El diámetro de entrada a la tobera es conocido, y es igual al diámetro de descarga de la turbina de 3". En general existen dos tipos estándar de toberas, la ISA 1932 y la tobera de radio largo [25]. Al tener velocidades de flujo subsónicas, es posible utilizar toberas convergentes. Para su diseño se debe definir la presión de salida, que es igual a la presión atmosférica, como también la temperatura de salida que es igual a:

$$T_{0out} = \eta_t * T_{0in} * \left(\frac{P_{atm}}{P_{0in}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

En donde η_t es la eficiencia isentrópica.

Con esta temperatura se puede calcular la velocidad de los gases de escape:

$$C = \sqrt{2 * C_p * (T_{0out} - T_{amb})}$$

4.7 BANCO DE ENSAYOS

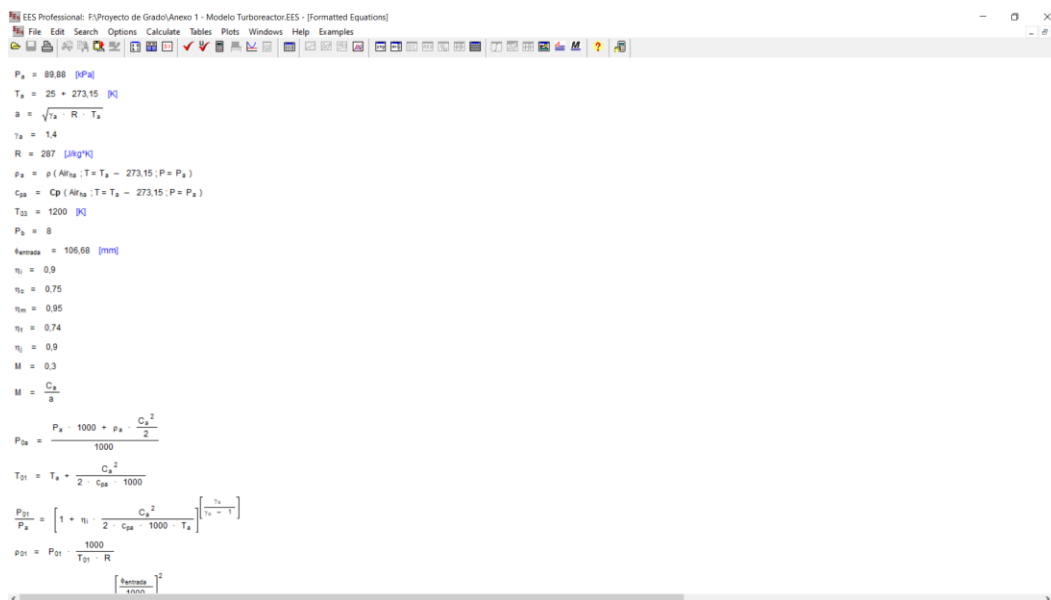
Para incorporar la adaptación a una estructura fija es necesario construir una base que permita brindar soporte al turborreactor y sea capaz de aguantar el empuje que produce sin dañarse o moverse. Como elemento adicional se plantea realizar el montaje sobre dinamómetros tipo resorte para calcular el empuje, gracias a la elongación de los resortes. Dentro del banco de ensayos deben existir elementos de medición como los tacómetros para calcular la velocidad de giro del turborreactor.

La estructura de la turbina de reacción debe permitir el acople del sistema de inyección de combustible como el tanque, y sus materiales de construcción debe ser acero de alta resistencia. En la literatura se utiliza acero calibre 14 para diseñar el banco de ensayos de una micro turbina de reacción [6]. Adicionalmente debe permitir realizar conexiones para un sistema de control de inyección y encendido si se desea. En la Fig. 2, se puede apreciar el resultado final de la construcción del banco de ensayos y la instalación de la turbina, además de permitir acoplar el sistema turbocompresor, también brinda soporte a los otros elementos como el ducto de interconexión y la cámara de combustión.

5. EVALUACIÓN COMPUTACIONAL DE PARÁMETROS OPERATIVOS

Con todos los enunciados termo físicos presentes y con el entendimiento completo de los componentes de una turbina de reacción, la siguiente fase para realizar la adaptación es el diseño teórico. Como cualquier otro diseño, se deben considerar las condiciones de operación de la turbina de reacción, las cuales son presión atmosférica y temperatura ambiente obtenidas de la literatura [11].

El siguiente procedimiento se llevará a cabo utilizando el software termodinámico EES (Engineering Equation Solver) como se puede apreciar en la Fig. 12. Todo este proceso se rige bajo las etapas planteadas anteriormente en la metodología de la adaptación en el Capítulo 4. Dentro del Anexo 1 y 2 se puede apreciar el modelo de ecuaciones utilizado, descrito al detalle dentro de este capítulo.



The screenshot shows the EES Professional software interface with the following equations and values:

- $P_a = 89.68 \text{ [kPa]}$
- $T_a = 25 + 273.15 \text{ [K]}$
- $a = \sqrt{\gamma_a \cdot R \cdot T_a}$
- $\gamma_a = 1.4$
- $R = 287 \text{ [J/kg}\cdot\text{K]}$
- $\rho_a = \rho(\text{Air}_{std}, T = T_a - 273.15, P = P_a)$
- $c_{pa} = Cp(\text{Air}_{std}, T = T_a - 273.15, P = P_a)$
- $T_{03} = 1200 \text{ [K]}$
- $P_a = 8$
- $\text{Entrada} = 106.68 \text{ [mm]}$
- $\eta_1 = 0.9$
- $\eta_2 = 0.75$
- $\eta_m = 0.95$
- $\eta_3 = 0.74$
- $\eta_4 = 0.9$
- $M = 0.3$
- $M = \frac{C_a}{a}$
- $P_{03} = \frac{P_a \cdot 1000 + \rho_a \cdot \frac{C_a^2}{2}}{1000}$
- $T_{01} = T_a + \frac{C_a^2}{2 \cdot c_{pa} \cdot 1000}$
- $\frac{P_{01}}{P_a} = \left[1 + \eta_1 \cdot \frac{C_a^2}{2 \cdot c_{pa} \cdot 1000 \cdot T_a} \right]^{\frac{\gamma_a}{\gamma_a - 1}}$
- $P_{01} = P_a \cdot \frac{1000}{T_{01} \cdot R} \left[\frac{\text{Entrada}}{1000} \right]^2$

Figura 12. Evaluación Computacional de parámetros operativos con EES.

5.1 CONDICIONES INICIALES

El banco experimental se montará en la ciudad de Bucaramanga, Colombia, la cual tiene las siguientes características atmosféricas. Si bien la presión atmosférica está indicada para 1000 m.s.n.m, se realiza esta consideración para garantizar en cierta

medida las condiciones de trabajo de la turbina de reacción en su operación con cierta altitud.

$$h_{B/mangá} = 960 \text{ m. s. n. m}$$

$$P_{atm} = 89,88 \text{ kPa}$$

$$T_{amb} = 25^\circ \text{C}$$

Es importante reconocer las unidades, puesto que en las ecuaciones termodinámicas a utilizar se trabaja con el sistema internacional, kPa, kJ, K, s, m. Con estas dos condiciones iniciales se puede encontrar la velocidad del sonido que nos permitirá posteriormente calcular el número de Mach.

$$a = \sqrt{\gamma_a * R * T_{amb}}$$

En donde γ_a es la relación de los calores específicos para el aire (C_p/C_v), que es igual a 1,4 para el aire. Por otro lado, R es la constante universal de los gases, que para el aire es igual a 287 J/kg*K.

Con estas dos propiedades se puede calcular adicionalmente la densidad del aire atmosférico y su calor específico.

$$\rho_a = 1,05 \text{ kg/m}^3$$

$$c_{pa} = \frac{1,006 \text{ kJ}}{\text{kg} * \text{K}}$$

Con el cálculo de todas las propiedades del aire atmosférico, resta conocer la velocidad a la que ingresa el fluido a la turbina de reacción, para esto es necesario asumir una velocidad de Mach, que permitirá gracias a la velocidad del sonido conocer la velocidad actual de entrada del aire atmosférico.

Una buena asunción del número Mach es 0.3, debido a que a partir de valores inferiores se puede obtener un comportamiento del fluido subsónico e incompresible [26].

$$M = C_a/a$$

$$C_a = 103,8 \text{ m/s}$$

Con esta velocidad se puede calcular la presión absoluta o estancamiento en la entrada de la turbina de reacción como:

$$P_{0a} = P_{atm} + \rho_a * \frac{C_a^2}{2}$$

$$P_{0a} = 95,54 \text{ kPa}$$

5.2 BOQUILLA DE ADMISIÓN

Como se mencionó en capítulos anteriores sobre la importancia del uso de boquillas de admisión, la presión en su salida se puede calcular gracias a las ecuaciones para procesos isentrópicos:

$$P_{01} = P_{atm} * (1 + \eta_i * \frac{C_a^2}{2 * c_{pa} * T_{amb}})^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

En donde η_i es la eficiencia isentrópica de la boquilla, la cual es aproximadamente del 90% según la literatura [27].

$$P_{01} = 95,07 \text{ kPa}$$

Adicionalmente se puede calcular la temperatura en el mismo punto con las mismas ecuaciones para procesos isentrópicos:

$$T_{01} = T_{amb} + \frac{C_a^2}{2 * c_{pa}}$$

$$T_{01} = 303,5 \text{ K}$$

Adicionalmente, con la temperatura y la presión se puede calcular la densidad del aire a la salida de la boquilla de admisión.

$$\rho_{01} = 1,091 \text{ kg/m}^3$$

5.3 COMPRESOR

En este punto el aire atmosférico ingresa al compresor, a partir del diámetro de ingreso del aire, su densidad y velocidad se puede conocer el flujo másico de aire entrante.

$$\dot{m}_a = C_a * \rho_a * \frac{\pi * \phi_a^2}{4}$$

En donde ϕ_a es el diámetro de entrada del compresor, coincidente con el diámetro de salida del difusor. Según el fabricante, para los turbocargadores T-Series, el tamaño de la entrada es de 4 pulgadas, que en mm es igual a $\phi_a = 106,68 \text{ mm}$ [23].

$$\begin{aligned} \dot{m}_a &= 0,9748 \text{ kg/s} \\ \dot{m}_a &= 128,94 \text{ lb/min} \end{aligned}$$

Sin embargo, para calcular la presión de aumento del turbocompresor es necesario calcular la relación de presiones. Esto se realiza gracias a la gráfica del fabricante que se muestra a continuación en la Fig. 13:

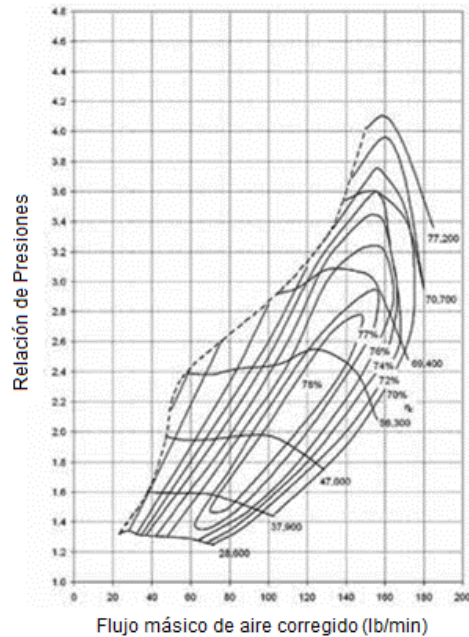


Figura 13. Curva característica fabricante, relación de presiones. Tomado de [23].

Como se puede apreciar en la Fig. 13, para conocer la relación de presiones es necesario calcular un flujo de aire corregido en lb/min como sigue (es necesario pasar las unidades del SI a las unidades que se muestran):

$$\dot{m}_{a \text{ corregido}} = \dot{m}_a \left[\frac{\text{lb}}{\text{min}} \right] * \frac{\sqrt{\frac{T_{01}}{545}} [F]}{\frac{P_{01}}{28,4} [psi]}$$

$$\dot{m}_{a \text{ corregido}} = 105,47 \text{ lb/min}$$

Adicionalmente, es necesario conocer la eficiencia del compresor. La literatura muestra eficiencias de compresores de aproximadamente 75% [27]. Como característica adicional de la curva del compresor brindada por el fabricante, la potencia del compresor aumenta en sentido del aumento de las relaciones de presiones.

Ubicando el modelo de compresor y su característica de flujo de 105,47 lb/min con una eficiencia del 75, es posible calcular la relación de presiones que es aproximadamente 2,1.

$$Pressure Ratio (P_r) = 2,1$$

Gracias a esta relación es posible calcular la presión de salida en el compresor como:

$$P_r = P_{02}/P_{01}$$

$$P_{02} = 199,6 \text{ kPa}$$

Y adicionalmente se puede calcular la temperatura de salida del turbocompresor, conociendo la relación de presiones y la eficiencia del compresor.

$$T_{02} = T_{01} + \frac{T_{01}}{\eta_c} \left(\left(\frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} - 1 \right)$$

$$T_{02} = 399,1 \text{ K}$$

Con todas estas propiedades es posible calcular el trabajo del compresor como:

$$W_c = C_{pa} * (T_{02} - T_{01})$$

$$W_c = 96,16 \text{ kJ/kg}$$

Como se ha mencionado anteriormente, el compresor y la turbina están unidas por el mismo eje de rotación, por lo que para calcular el trabajo de la turbina simplemente debe trasladarse ese trabajo sobre el eje, considerando las pérdidas por transmisión, la literatura muestra eficiencias de transmisión bastante altas para los turbocompresores, por el orden de 99%. Sin embargo, para ser bastante conservador con los resultados, se utilizará un valor de eficiencia mecánica del 95%.

$$W_c = W_T * 95\%$$

$$W_T = 101,2 \text{ kJ/kg}$$

5.4 CÁMARA DE COMBUSTIÓN

Se debe realizar una asunción respecto a la temperatura que van a alcanzar los gases en la cámara de combustión, los cuales deben estar por encima del flash point del Biodiesel de aceite de palma que según la literatura es de 450 K [28]. El único condicionamiento de diseño adicional son las limitaciones térmicas de los materiales de construcción de la cámara de combustión. Según la literatura, para una microturbina de gas las temperaturas máximas en las paredes pueden alcanzar los 1080°C, por lo que una buena asunción de temperatura es de 1200 K [24]

$$T_{comb} = 1200 K$$

Adicionalmente, también se debe calcular la pérdida de presión dentro de la cámara de combustión, la cual depende exclusivamente del tipo de cámara de combustión: Tubular, tubo anular o anular [24]. En este caso no se ahonda en el diseño de la cámara de combustión por lo cual se asume una pérdida de presión significativa de 8%.

$$P_{pérdida} = 8\%$$

En el análisis de la cámara es importante tener en cuenta que influyen procesos químicos en donde existen reactivos y productos, para facilitar su análisis se utilizarán unidades de kilo moles.

Anteriormente se calculó el flujo másico de aire atmosférico que ingresaba por la turbina de reacción $m_{a\text{ corregido}} = 105,47 \text{ lb}/\text{min}$. Sin embargo, es necesario descomponerlo en los componentes moleculares del aire atmosférico: O₂ y N₂ mayoritariamente.

Para esto es necesario convertir el flujo de aire en kg/s, descomponerlo en 21% de composición del oxígeno en el aire y 76% de nitrógeno, y por último convertirlo en moles. Un mol de oxígeno son 32g y un mol de nitrógeno son 28g.

$$y_{aire} = 0,799 \text{ kg}/\text{s}$$

$$y_{O_2} = y_{aire} * 21\%/0,032$$

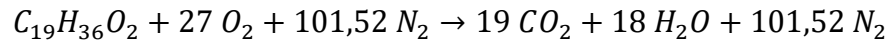
$$y_{O_2} = 5,244 \text{ mol}/\text{s}$$

$$y_{N_2} = y_{aire} * 76\%/0,028$$

$$y_{N_2} = 21,69 \text{ mol/s}$$

Con los componentes del comburente ahora es necesario conocer la cantidad de combustible que se debe suministrar a la mezcla para alcanzar la temperatura deseada, para esto se realiza un balance estequiométrico (tanto como los productos como reactivos son gases), reconociendo que el combustible utilizado para la reacción es Biodiesel a base de aceite de palma, el cual tiene una fórmula química de $C_{19}H_{36}O_2$ [8].

5.5 BALANCE ESTEQUIOMÉTRICO



En la cámara de combustión se considera que la presión permanece constante y que el proceso es adiabático y no existen pérdidas de calor.

La primera ley de la termodinámica aplicada en el proceso de combustión y considerando los reactivos a T_{02} y P_{02} , mientras que los productos se encuentran a T_{comb} y P_{02} , recordando que es un proceso isobárico. La primera ley se expresa de la siguiente manera:

$$\begin{aligned} \dot{x} * h_{C_{19}H_{36}O_2} + \dot{y}_{O_2} * h_{O_2} + \dot{y}_{N_2} * h_{N_2} \\ = 19 * \dot{x} * h_{CO_2} + 18 * \dot{x} * h_{H_2O} + \dot{y}_{N_2} * h_{N_2} + (\dot{y}_{O_2} - 27 * \dot{x}) * h_{O_2} \end{aligned}$$

Para calcular las entalpías de los compuestos se utiliza el software termodinámico EES y para calcular la entalpía del combustible se refiere a la literatura [29]. La temperatura de ingreso del combustible es cercana a la temperatura ambiente.

Entalpías de los reactivos (@ T_{02} y P_{02}), a excepción de la entalpía de combustible que se calcula entre su temperatura de ingreso y la temperatura de la cámara de combustión según indican las tablas utilizadas para encontrarla.

$$\begin{aligned} h_{C_{19}H_{36}O_2} &= 736153 \text{ kJ/kmol} \\ h_{O_2} &= 2999 \text{ kJ/kmol} \\ h_{N_2} &= 2938 \text{ kJ/kmol} \end{aligned}$$

Entalpías de los productos (@ $T_{comb} = 1200 \text{ K}$ y P_{02}):

$$\begin{aligned}
 h_{CO_2} &= -348957 \text{ kJ/kmol} \\
 h_{H_2O} &= -207088 \text{ kJ/kmol} \\
 h_{N_2} &= 28076 \text{ kJ/kmol} \\
 h_{O_2} &= 29736 \text{ kJ/kmol}
 \end{aligned}$$

Con el cálculo de las propiedades, la única incógnita restante es el flujo molar de ingreso de combustible:

$$\dot{x} = 0,06506 \text{ mol/s}$$

Conociendo el peso molecular del C₁₉H₃₆O₂ según la bibliografía para convertir este flujo en flujo másico [29]:

$$M_{C_{19}H_{36}O_2} = 296,494 \frac{\text{kg}}{\text{kmol}}$$

$$m_{C_{19}H_{36}O_2} = \dot{x} * M_{C_{19}H_{36}O_2} * 60/1000$$

Utilizando los factores de conversión para convertir moles a kg y segundos a minutos.

$$m_{C_{19}H_{36}O_2} = 1,157 \text{ kg/min}$$

Sin embargo, las unidades de l/min permiten realizar una regulación de flujo del combustible. Por lo que es necesario la densidad del Biodiesel de palma obtenida de la literatura [29].

$$\begin{aligned}
 \rho_{C_{19}H_{36}O_2} &= 0,87 \text{ kg/l} \\
 Q_{C_{19}H_{36}O_2} &= m_{C_{19}H_{36}O_2} / \rho_{C_{19}H_{36}O_2} \\
 Q_{C_{19}H_{36}O_2} &= 1,33 \text{ l/min}
 \end{aligned}$$

El último cálculo que resta realizar dentro de la cámara de combustión es la pérdida de presión, anteriormente se seleccionó un valor de pérdida de presión del 8%, por lo que el cálculo de la presión en la cámara de combustión se realiza de la siguiente manera:

$$\begin{aligned}
 P_{03} &= P_{02} \left(1 - \frac{P_{p\acute{e}rdida}}{P_{02}} \right) \\
 P_{03} &= 191,6 \text{ kPa}
 \end{aligned}$$

Después de pasar por la cámara de combustión, los gases ingresan con alta energía a la turbina.

5.6 TURBINA

Con la temperatura de salida de la cámara de combustión se calcula la temperatura de entrada de los gases a la turbina.

$$T_{03} - T_4 = C_{pa} * \frac{(T_{02} - T_{01})}{C_{pg} * \eta_m}$$

En donde C_{pg} es el calor específico de los gases post combustión, calculado a partir de los calores específicos de los productos de la combustión y su aporte en composición.

$$C_{pg} = (19 * C_{pN_2} + 18 * C_{pCO_2} + 101,52 * C_{pH_2O})/138,52$$

$$C_{pg} = 1,15 \frac{kJ}{kg * K}$$

$$T_4 = 1112 K$$

Sin embargo, el proceso dentro de la turbina sufre pérdidas adiabáticas por lo que es necesario encontrar la eficiencia térmica de la turbina, obtenida a partir de la literatura en $\eta_T = 74\%$ [27].

$$T_{04} = T_{03} - \frac{T_{03} - T_4}{\eta_T}$$

$$T_{04} = 1081 K$$

Y gracias a la ecuación para procesos isentrópicos es posible calcular la presión a la salida de la turbina.

$$P_{04} = P_{03} * \left(\frac{T_{04}}{T_{03}}\right)^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}}$$

En donde γ_g es la relación de calores específicos para los gases de combustión, que es igual a C_{pg}/C_{vg} . En donde el calor específico a volumen constante se calcula de la misma manera, calculando cada uno de los calores específicos de los

productos y cuantificando su aporte en el calor específico total según la composición molar.

$$C_{vg} = (19 * C_{vN_2} + 18 * C_{vCO_2} + 101,52 * C_{vH_2O}) / 138,52$$

$$C_{vg} = 0,86 \text{ kJ/kmol}$$

Por tanto:

$$\gamma_g = \frac{C_{pg}}{C_{vg}}$$

$$\gamma_g = 1,333$$

Por lo que P_{04} resulta ser igual a:

$$P_{04} = 126,1 \text{ kPa}$$

5.7 TOBERA

Antes de utilizar una tobera como componente adicional para obtener mayor velocidad de salida de los gases, es necesario corroborar que no se alcanzan las condiciones de temperatura y presión crítica, punto en el cual la velocidad del sonido alcanza Mach 1 y no aumenta más la velocidad.

La temperatura crítica se puede calcular como:

$$T_c = T_{04} * \left(\frac{2}{\gamma_g + 1} \right)$$

$$T_c = 926,6 \text{ K}$$

Y la presión crítica como:

$$P_c = P_{04} * \left(\frac{2}{\gamma_g + 1} \right)^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}}$$

$$P_c = 68,07 \text{ kPa}$$

Para corroborar que el flujo aún no cumple con estas características se plantea la condición de estrangulamiento, como una relación de:

$$\frac{P_{04}}{P_{atm}} > \frac{P_{04}}{P_c}$$

Si se cumple esta condición, el fluido se encontraría en estrangulamiento y el uso de la tobera no aumentaría la velocidad.

$$1,403 \ngtr 1,852$$

Por lo que se comienza con el diseño de la tobera, el fluido aún se encuentra turbulento. La presión de salida de la tobera es la presión atmosférica.

$$P_{05} = P_{atm} = 89,88 \text{ kPa}$$

Para calcular la temperatura de salida se utiliza la ecuación para procesos isentrópicos, considerando la eficiencia de la tobera en $\eta_t = 90\%$ según la literatura [27].

$$T_{05} = \eta_t * T_{04} * \left(\frac{P_{atm}}{P_{05}}\right)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}}$$

$$T_{05} = 972,8 \text{ K}$$

Con esta temperatura se puede calcular la velocidad de los gases de escape:

$$C_5 = \sqrt{2 * C_{pg} * (T_{05} - T_{amb})}$$

$$C_5 = 1245 \text{ m/s}$$

Y para calcular el empuje específico que generan estos gases se utiliza la siguiente ecuación:

$$F_s = (C_5 - C_a) + \pi * \left(\frac{\phi_t^2}{2}\right) (P_c - P_a)$$

En donde ϕ_t es el diámetro de salida de la tobera, el cual debe ser menor que el ducto de descarga de la turbina, brindado por el fabricante Turbonetics, el cual es de 3 pulgadas para el modelo T-Series utilizado, por lo que se plantea una reducción de una pulgada en la tobera [23].

$$\phi_t = 2" = 50,8 \text{ mm}$$

Por lo que el empuje específico es igual a:

$$F_s = 1141 N * s/kg$$

Para calcular el empuje en N es necesario multiplicar por el flujo másico de gases de escape, el cual es el mismo que el flujo másico del aire debido al principio de conservación de la masa. Sin embargo, $m_{a\text{ corregido}} = 105,47 \text{ lb}/\text{min}$ debe convertirse a kg/s para tener coherencia en unidades.

$$F = F_s * m_{a\text{ corregido}} * \left(\frac{1\text{kg}}{2,2\text{lb}}\right) * \left(\frac{1\text{min}}{60\text{s}}\right)$$

$$F = 909,5 N$$

Con todos estos datos es posible calcular la potencia de la turbina de reacción, la potencia suministrada en términos de reacción de combustión y, por último, la eficiencia total de la turbina de reacción.

$$P_{TR} = C_a * F$$

$$P_{TR} = 94,438 \text{ kW}$$

$$P_{suministrada} = m_{a\text{ corregido}} * C_{pg} * (T_{03} - T_{02})$$

$$P_{suministrada} = 733,137 \text{ kW}$$

$$\eta_{Total} = \frac{P_{TR}}{P_{suministrada}} * 100\%$$

$$\eta_{Total} = 12,88\%$$

Y como parámetro adicional, resta calcular el consumo específico de combustible, como medida del rendimiento de la turbina de reacción y como parámetro comparativo con otros motores turbo jet.

$$SFC = m_{C_{19}H_{36}O_2} / F$$

$$SFC = 0,001273 \frac{\text{kg}}{\text{min} * N} = \frac{0,07635 \text{ kg}}{\text{h} * N}$$

El régimen de revoluciones del turbocompresor puede variar en función de la velocidad de flujo, está directamente relacionado con el triángulo de velocidades y la configuración del impulsor del compresor. Este parámetro es calculable experimentalmente gracias a los tacómetros, elemento de medición que se

recomienda utilizar en el banco de ensayos. Sin embargo, la literatura muestra regímenes de velocidad entorno a los 80.000 RPM, para los cuales el compresor se encuentra preparado debido a las altas potencias que puede manejar [6].

Finalmente, el Software utilizado EES permite la visualización de todos los resultados dentro de una ventana de soluciones como se aprecia en la Fig. 14.

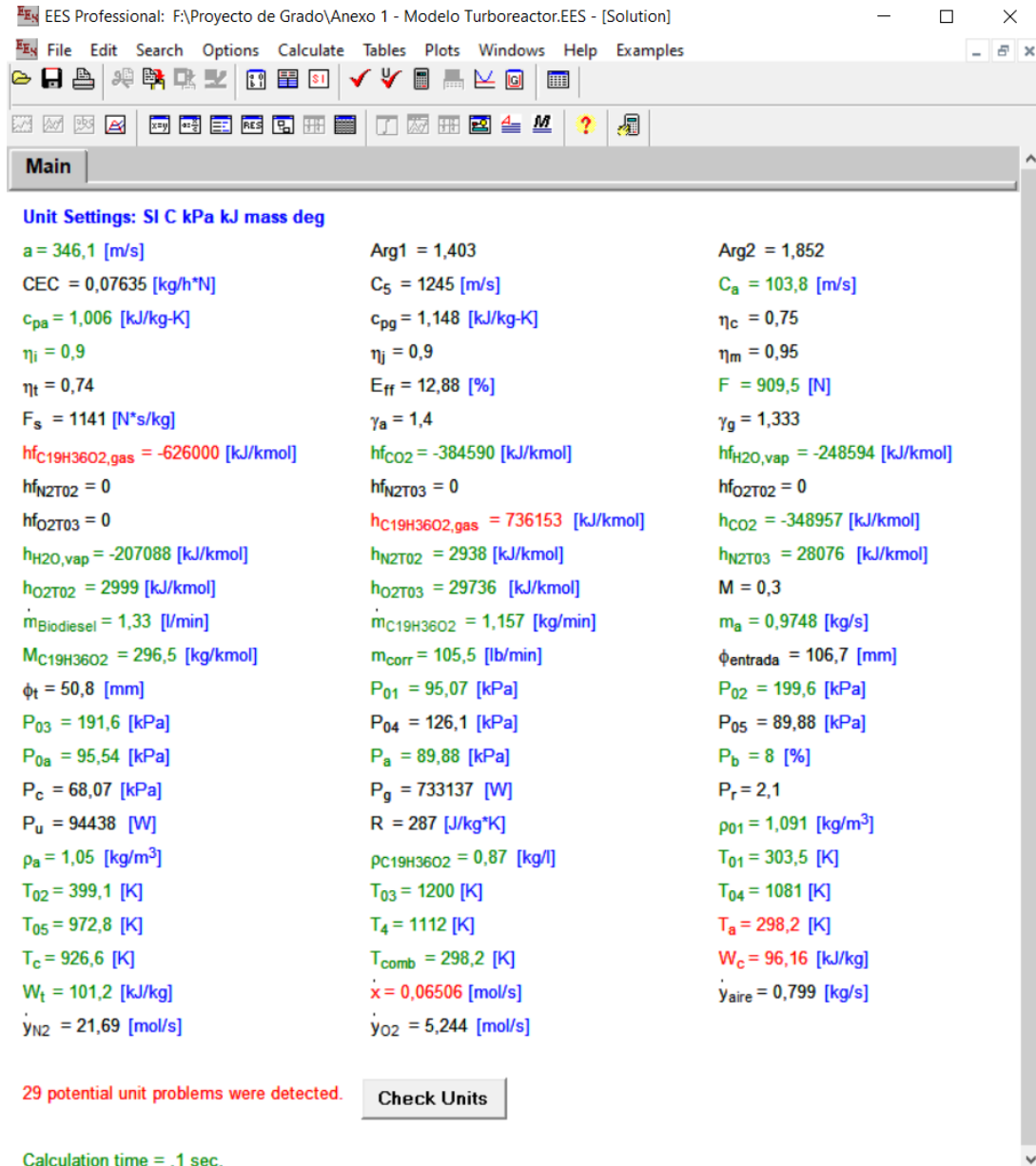


Figura 14. Solución del modelo propuesto para la turbina de reacción.

Para mejorar la visualización de los resultados, se agrupan las presiones y temperaturas dentro de la Tabla 1.

Tabla 1. Presiones y temperaturas dentro del motor.

Presiones en el Motor	kPa
Pa	89,88
P01	95,07
P02	199,6
P03	191,6
P04	126,1
P05	89,88

Temperaturas en el Motor	K
Ta	298,2
T01	303,5
T02	399,1
T03	1200
T04	1081
T05	972,8

6. ANÁLISIS DE RESULTADOS

Como resultados del modelo propuesto se obtuvo una velocidad de funcionamiento de la turbina de reacción de 103,8 m/s, esta velocidad cumple extensamente con el propósito de la adaptación, por lo que puede tener aplicabilidad industrial, inclusive si se requieren velocidades menores, por ejemplo, para aplicaciones como monitoreo de cultivos. Si bien esta velocidad está limitada por Mach 0,3 para obtener comportamientos de fluidos incompresibles y velocidades subsónicas, se puede disminuir la velocidad sin que se dejen de cumplir estas condiciones. Durante los múltiples procesos dentro de la turbina de reacción, finalmente el fluido genera un chorro de alta velocidad en la salida de la tobera de 1245 m/s. La Tabla 2 recopila los principales parámetros de operación calculados en la solución del modelo.

Tabla 2. Parámetros de desempeño de la turbina de reacción.

Empuje	909,5 N
Empuje Específico	1141 N*s/kg
Velocidad de Entrada	103,8 m/s
Velocidad de Salida	1245 m/s
Potencia	94438 W
Eficiencia	12,88%
Consumo Específico de Combustible	0,07635 kg/h*N

Adicionalmente se obtuvo un empuje de 909,5 N que, comparado con algunos otros proyectos similares es bastante alta, debido a la utilización del turbocompresor T-Series de Turbonetics, puesto que su rango de potencia es bastante alto, entre 500 hp a 900 hp, además de que maneja tasas de flujo bastante altas de 105,5 lb/min. El empuje obtenido por la turbina de reacción puede ser aprovechado por modelos aerodinámicos para generar sustentación y posterior vuelo, con el empuje obtenido se puede generar sin ningún problema sustentación en un aeromodelo, con las únicas dificultades de instalación y peso del equipo.

Por otro lado, con la magnitud del empuje producido es posible utilizar el equipo en el laboratorio de turbomáquinas térmicas de la Universidad Pontificia Bolivariana, como banco de ensayos, cumpliendo con uno de los objetivos propuestos para el proyecto.

Un parámetro operacional bastante importante es potencia de la turbina de reacción, la cual produce 94,438 kW. Bastante alta comparada con fuentes de impulsión de pequeña escala; esto permite ampliar el espectro de aplicación de la adaptación a industrias como generación de energía, en donde la potencia es requerida en los generadores eléctricos, existen bastantes proyectos de este tipo, los cuales se enfocan en producir torque y no empuje.

Como se puede apreciar en la Tabla 1, la eficiencia de la turbina de reacción fue de 12,88%, es importante destacar que este modelo teórico en la práctica puede tener pérdidas significativas de eficiencia, debido a pérdidas de calor y consideraciones prácticas realizadas en el modelo teórico. Aunque los criterios de diseño fueron bastante conservadores para cuantificar en cierta medida estas desviaciones del sistema teórico con el ideal, en general la eficiencia es bastante baja para ser un modelo teórico. Se puede apreciar en el desarrollo del proyecto la utilización de modelos termodinámicos de gases ideales. Con el uso de ecuaciones más precisas y herramientas computacionales más potentes se pueden realizar iteraciones en el modelo matemático para encontrar un punto de operación en donde se obtenga la mayor eficiencia.

En concordancia a la utilización de Biodiesel a base de aceite de palma como fuente de alimentación, desencadenó un aumento del consumo específico de combustible de 0,07635 kg/h*N. Esto quiere decir que es necesario más masa de combustible para obtener el mismo empuje, a comparación con otros tipos de combustible convencionales en la industria aérea como el Jet A1.

En las siguientes Gráficas, realizadas como se muestra en el Anexo 3, se pueden observar los mapas de presión y temperatura a lo largo de la turbina de reacción, pasando por cada uno de los componentes:

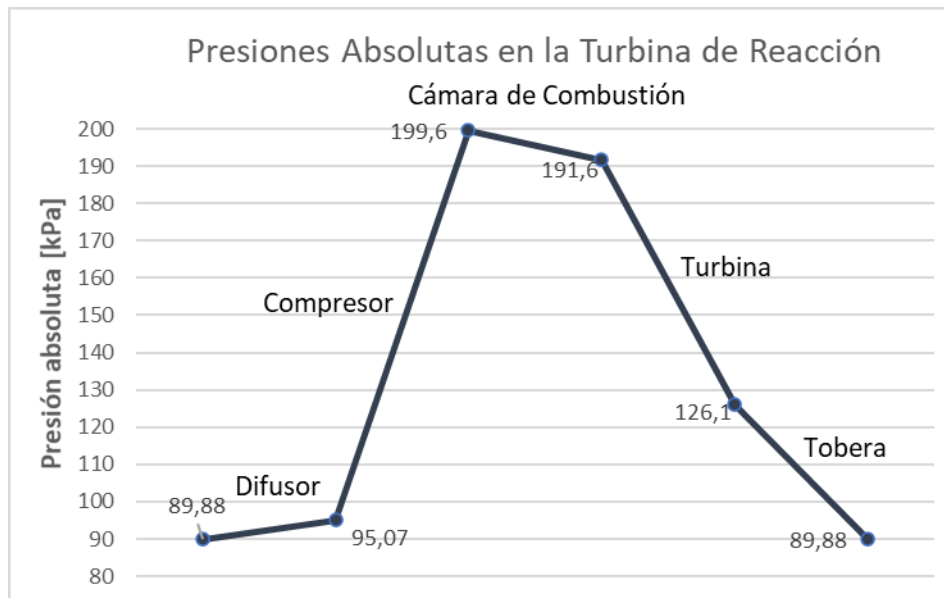


Figura 15. Presiones dentro de cada componente de la turbina de reacción.

Como se puede apreciar en la Fig. 15, en donde se muestra el mapa de presiones, el punto de inicio es el aire atmosférico a 89,88 kPa. Posteriormente el difusor aumenta ligeramente la presión atmosférica. De igual manera, gracias a la relación de presiones en el compresor de 2.1, ocurre un gran aumento de presión en la etapa de compresión, en donde 95,07 kPa se elevan a 199,6kPa.

Por otro lado, en la cámara de combustión ocurre un proceso isobárico para realizar el análisis de combustión, sin embargo, se considera posteriormente una relación en la caída de presión del 8% como se pudo apreciar en los cálculos. Adicionalmente, la caída de presión en la turbina es bastante alta debido a la recuperación de energía que posteriormente se entregará al compresor en forma de potencia de eje. Para terminar, la caída de presión en la tobera se aprecia como una conversión de energía de presión en energía cinética, lógicamente considerando las pérdidas isentrópicas del proceso.

Por otro lado, es de interesante análisis corroborar las temperaturas de funcionamiento de la turbina de reacción. En la Figura 16, se observa el mapa térmico dentro de los componentes del sistema:

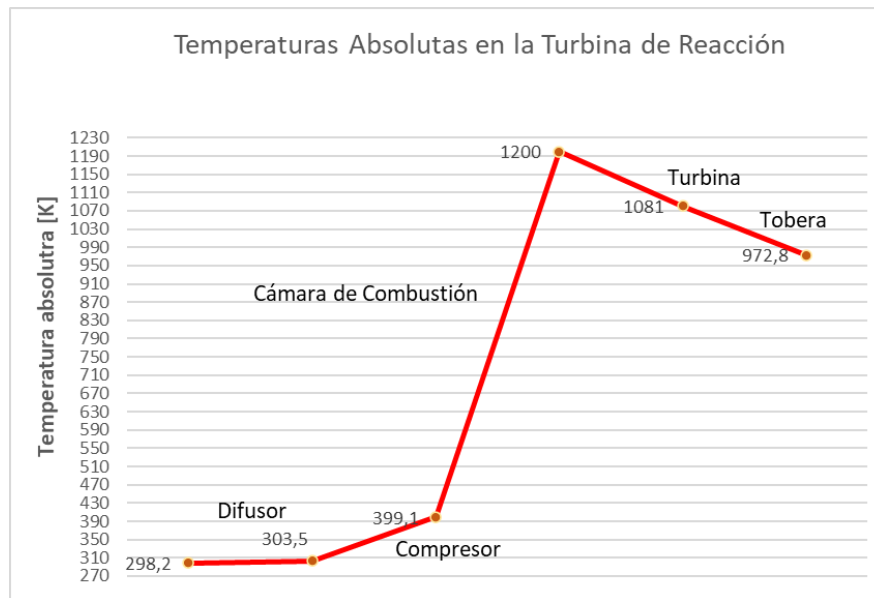


Figura 16. Temperaturas dentro de cada componente en la turbina de reacción.

En concordancia con la Fig. 16, se aprecia una temperatura ambiente en el inicio del proceso, donde seguidamente el fluido ingresa al difusor en donde incrementa ligeramente su temperatura debido al pequeño aumento de presión que genera el componente. Continúa con la siguiente etapa de compresión, en donde debido a la acción de compresión de los alabes, el fluido, según confirma la ecuación de los gases ideales incrementa su temperatura. Sin embargo, este aumento no es comparable con el aporte energético tan grande que brinda el proceso de combustión al fluido, en donde incrementa drásticamente su energía, realizando un aumento de temperatura de más de 800°C.

Este proceso de combustión, en el que reaccionan el comburente aire atmosférico y el combustible Biodiesel a base de aceite de palma, es un proceso exotérmico en el cual se aprovecha la energía de la combustión para obtener potencia en la turbina que, como un ciclo cerrado, suministra potencia al compresor. En este análisis de combustión se puede observar el correcto funcionamiento del Biodiesel a base de aceite de palma C₁₉H₃₆O₂, el cual cumple a cabalidad su propósito en el proceso.

Después de realizar la reacción de combustión, el proceso ingresa a la turbina en donde disminuye considerablemente su temperatura. En este punto cabe aclarar que no se están considerando pérdidas de calor, por lo que se puede vislumbrar las desviaciones significativas con un modelo real. Sin embargo, buenas conexiones

entre los elementos y aislamientos térmicos de los componentes más críticos como la turbina y cámara de combustión pueden acercar el modelo real al modelo teórico. Finalmente, el fluido ingresa a la tobera en donde sufre pérdidas de presión debido a la eficiencia isentrópica del proceso y finalmente sale como chorro de propulsión hacia la atmosfera generando empuje.

Las temperaturas de funcionamiento de la turbina de reacción pueden representar problemas en la adaptación física del turbocompresor, aunque los turbocompresores automovilísticos trabajan a altas temperaturas, el diseño de la cámara de combustión y los ductos de transporte, como la tobera y el difusor, deben ser diseñados para exponerse a condiciones altamente críticas, en donde deben estar realizados con materiales de alta resistencia térmica y se deben realizar conexiones, acoples y soldaduras de muy alta fidelidad para no comprometer la eficiencia.

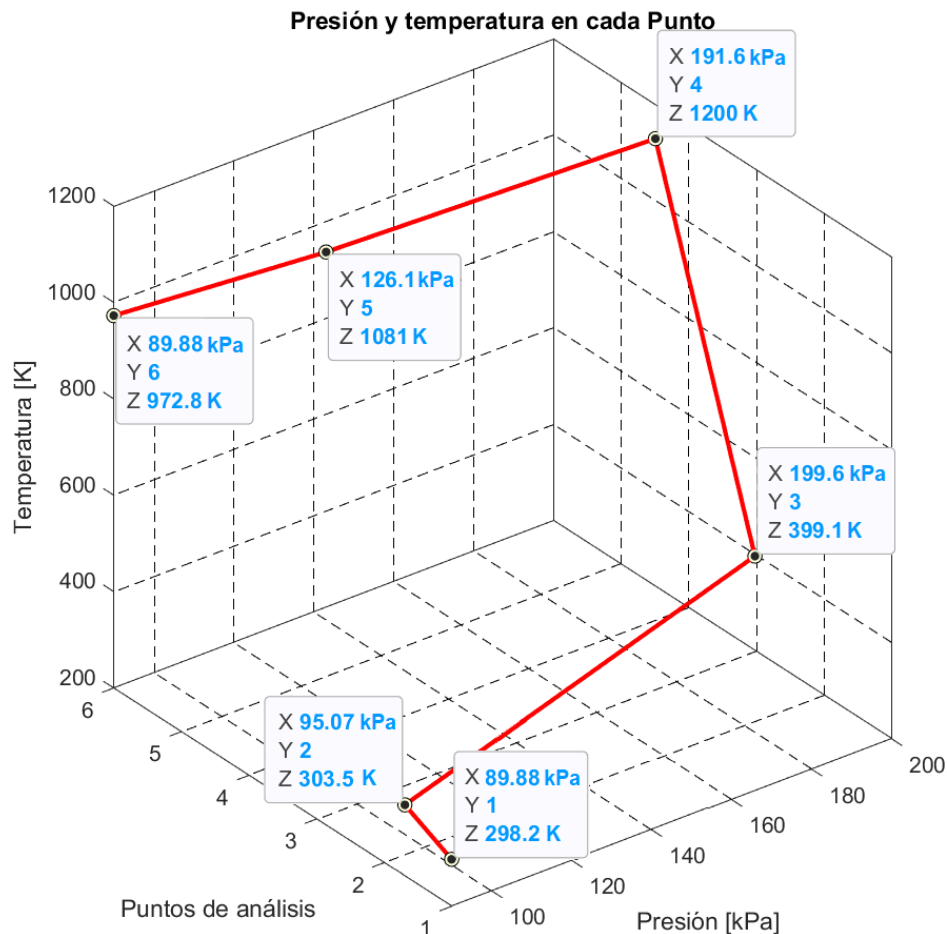


Figura 17. Presión y temperatura en cada punto de análisis.

Gracias a la Fig. 17 realizada en MATLAB como se comprueba en el Anexo 4, se pueden comprender de mejor manera las características de operación de la turbina de reacción. A partir de un mapa 3D de los puntos de operación del turbo reactor, graficando presión vs temperatura en cada punto de análisis se puede observar el aporte energético en términos de presión y temperatura que realiza cada componente. El punto de análisis 1 representa la entrada de aire atmosférico en el difusor. En su salida en el punto 2 incrementa ligeramente la temperatura, punto en el cual se encuentra conectada la entrada del compresor.

Como se puede apreciar entre los puntos 2 y 3, existe un gran aporte energético en términos de presión por parte del compresor y un ligero aporte térmico. Sin embargo, entre los puntos 3 y 4 en donde sucede la combustión se puede apreciar un aumento drástico de temperatura, con una pequeña pérdida de presión. Posteriormente el fluido ingresa a la turbina en donde se aprovecha drásticamente la presión del fluido para generar potencia de eje. Sin embargo, existe una muy alta temperatura que puede ser aprovechada dentro del proceso, pero está expulsándose al ambiente. Esto se representa aún más claro en la eficiencia energética del turbo reactor de apenas el 12,88%. Como última etapa del proceso el difusor se encuentra entre los puntos 5 y 6 en donde se decrementa la presión restante del fluido a presión atmosférica para aumentar la velocidad de los gases de escape, generando más empuje. Los gases de escape salen a una temperatura de 972.8 K, energía aún susceptible de aprovechamiento.

Por otro lado, para corroborar el ciclo termodinámico de funcionamiento del turbo reactor se realiza una gráfica del ciclo de trabajo como se puede observar en la Fig. 18.

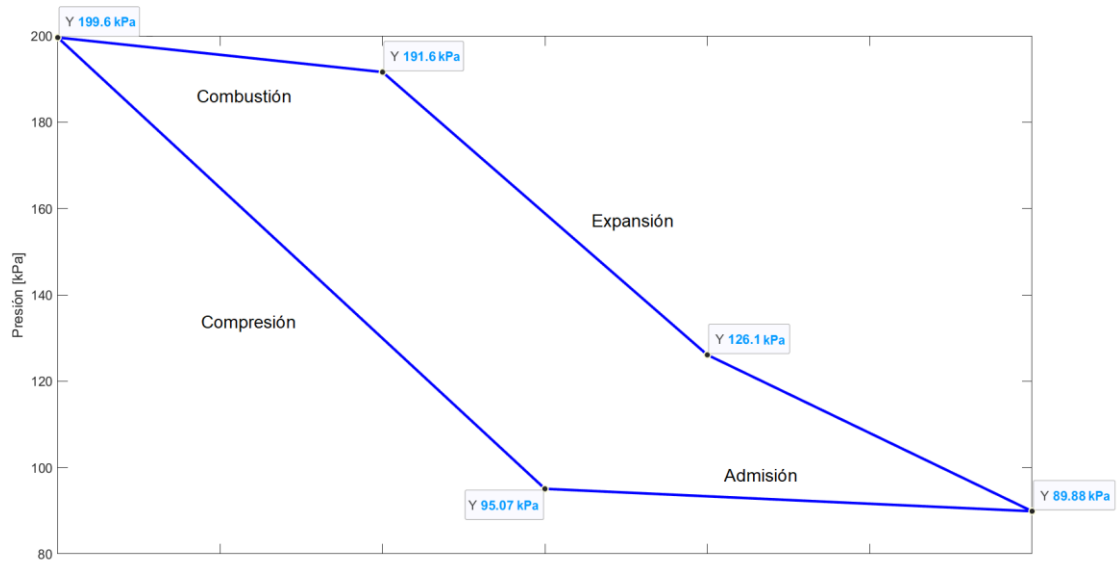


Figura 18. Ciclo termodinámico del turbo reactor.

Concordante con el ciclo Brayton mostrado anteriormente en la Fig. 4, todo el proceso del turborreactor se puede analizar termodinámicamente mediante cuatro procesos; Admisión, en el cual gracias al difusor se incrementa ligeramente la presión en este proceso; Compresión, gracias a la relación de presiones del compresor; Combustión (a presión constante), para realizar inicialmente el análisis isobárico y después adjuntar la pérdida de presión del 8% como se muestra en los cálculos; Expansión, en donde la turbina aprovecha la energía del fluido para entregársela al compresor a través del eje y posteriormente la tobera disminuye la presión hasta la presión atmosférica para iniciar nuevamente el ciclo.

Para finalizar, como parámetros adicionales a considerar en la aplicabilidad del proyecto, en la industria aeronáutica es importante el peso de las fuentes de empuje y su diseño aerodinámico, estos parámetros no se cumplen a cabalidad puesto que, aunque en general el turbocompresor es bastante compacto, su utilización por completo con carcasa y construcción externa de la cámara de combustión, incluyen un peso adicional y disminución de la aerodinámica de la fuente de empuje. Un diseño de compresor y turbina axial con la cámara de combustión incorporada es significativamente mejor en términos de aerodinámica y peso. Parámetros que influyen ampliamente en una disminución de los campos de aplicación de la adaptación.

Sin embargo, la industria aeronáutica tiene diversas aplicaciones navales en donde el peso de la fuente de empuje no es tan relevante, al igual que aplicaciones terrestres como impulsión de vehículos.

Una aplicación con bastante potencial puede ser el monitoreo de zonas marítimas limítrofes en Colombia, en donde una fuente de impulsión pequeña y compacta, a comparación con los grandes motores navales convencionales podría tener un impacto significativo, integrándose con nuevas tecnologías como el monitoreo remoto.

7. CONCLUSIONES

En general se cumplió con el objetivo de proponer un equipo turbo reactor de pequeña escala alimentado con Biodiesel, seleccionando la variedad a base de aceite de palma debido a su potencial en Colombia. El cual puede tener aplicación en diversos sectores industriales en Colombia debido a las características de operación como empuje y potencia, discutidas en la sección de análisis de resultados. Su potencial uso y baja oferta existente en la actualidad convierten a este tipo de sistemas en unas fuentes de impulsión bastante interesantes. Sin embargo, factores como el tamaño y el peso pueden dificultar el montaje sobre perfiles aerodinámicos, lo que disminuye su aplicabilidad industrial. Se plantea su uso en la academia en primera medida, en el laboratorio de Turbomáquinas Térmicas de la Universidad Pontificia Bolivariana para incentivar el aprendizaje sobre este tipo de motores y, adicionalmente, se plantea su utilización en navíos de pequeños tamaños no tripulados para realizar labores como el monitoreo en zonas limítrofes costeras de Colombia.

En el transcurso del proyecto se recolectó bastante información sobre los principios físicos que rigen el modelo térmico y físico de un turborreactor, sin embargo se cumplió con el objetivo de sintetizar una base sólida que permitió comprender el funcionamiento y construcción de las turbinas de reacción, reconociendo en su estudio las implicaciones que podría tener realizar adaptaciones con compresores centrífugos y turbinas radiales, como también los efectos de modificar la utilización de combustibles convencionales en la industria aeronáutica como el JetA1, con biocombustibles ampliamente populares en Colombia.

La metodología de adecuación realizada en el capítulo 4 permite su replicabilidad debido a su sencillez. Adicionalmente, son requeridas pocas consideraciones de diseño por lo que la solución matemática del modelo puede ser resuelta por herramientas computacionales de no muy alta potencia. La complejidad en su diseño y construcción, como también el costo inherente en su desarrollo fueron ampliamente reducidos gracias a la metodología, lo que aumenta enormemente su aplicabilidad.

Se cumplió correctamente con el objetivo de evaluación de los parámetros operativos y geométricos del turborreactor adaptado, para esto se utilizaron catálogos de fabricantes de turbocompresores, de los cuales se pudieron obtener relaciones como aumentos de presiones y eficiencias. Esto permitió obtener finalmente los parámetros de salida del turborreactor como el empuje, la velocidad, la potencia y consumo específico, de los cuales, comparados con la literatura, podrían ser aprovechados para tener aplicabilidad industrial.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] D. D. E. Soporte, "Federación Nacional de Cultivadores de Palma de Aceite - FEDEPALMA," *El palmicultor*, vol. 558, pp. 5–7, 2010, Accessed: Jul. 26, 2020. [Online]. Available: www.fedepalma.org.
- [2] J. C. Lombana, J. J. Vega, E. A. Britton, and S. V. Herrera, *Análisis del sector biodiésel en Colombia y su cadena de suministro*. 2015.
- [3] Rolls Royce, "Rolls Royce - The Jet Engine," *The Jet Engine*. 1996.
- [4] C. Soares, *Gas Turbines: A Handbook of Air, Land and Sea Applications*. 2015.
- [5] C. E. Mondragón Cediél, D. F. Pachón Hernández, A. Escobar Garzón, and R. M. Cerpa Bernal, "Diseño y construcción de una turbina de gas para generación de baja potencia (TGBP) con ciclo regenerativo a partir de un turbocargador," *Cienc. y Pod. Aéreo*, 2011, doi: 10.18667/cienciaypoderaereo.36.
- [6] R. M. S. P. Julio Cèsar Mothelet Salas, Daniel Ruiz Zarate, "Diseño, construcción y operación de un turborreactor a partir de un turbocompresor radial."
- [7] W. W. Pulkrabek, "Engineering Fundamentals of the Internal Combustion Engine, 2nd Ed.," *J. Eng. Gas Turbines Power*, 2004, doi: 10.1115/1.1669459.
- [8] L. F. Mónico Muñoz, J. J. Sandoval Sotelo, and A. F. Rodríguez Chaparro, "Estudio Teórico de la Influencia del Uso de Mezclas de Biodiesel de Aceite de Palma con JET a-1 en Motores a Reacción," *Ingeniería*, vol. 22, no. 1, p. 98, Feb. 2017, doi: 10.14483/udistrital.jour.reving.2017.1.a06.
- [9] I.-C. ANDREI, M.-L. NICULESCU, M.-V. PRICOP, and A. CERNAT, "STUDY OF THE TURBOJET ENGINES AS PROPULSION SYSTEMS FOR THE UNMANNED AERIAL VEHICLES," *Sci. Res. Educ. AIR FORCE*, vol. 18, no. 1, pp. 115–126, Jun. 2016, doi: 10.19062/2247-3173.2016.18.1.15.
- [10] H. R. Llorente Ruiz, "Redirreccionamiento de los ductos de escape de una turbina PT6A-66 Pratt and Whitney para aprovechar su empuje en el avión P-180 Piaggio Avanti. HERNAN," Universidad Industrial de Santander, 2009.
- [11] Y. A. Cengel and M. A. Boles, *Termodinámica*. 2006.
- [12] C. Mataix, *Turbomáquinas Térmicas*. 1991.
- [13] C. F. Espinosa Marroquin, "Diseño y Construcción de un Turborreactor y montaje en un Go Kart.," Universidad Técnica del Norte, 2015.
- [14] S. A. Korpela, *Principles of Turbomachinery*. 2012.
- [15] A. Ferney, G. Medina, D. Santiago, and G. Rodríguez, "DISEÑO CONCEPTUAL Y PRELIMINAR DE UN COMPRESOR CENTRÍFUGO PARA UN MOTOR TURBOHÉLICE," 2018.
- [16] A. Escobar, "Metodología de diseño para turborreactores de bajo flujo másico," Universidad de San Buenaventura, 2005.
- [17] S. Lieblein, "Theoretical loss relations for low speed two dimensional cascade flow," 1956.
- [18] A. R. Howell, "Design of Axial Compressors," *Proc. Inst. Mech. Eng.*, vol. 153, no. 1, pp. 452–462, 1945, doi: 10.1243.
- [19] C. Gil Tolmo, "SELECCIÓN Y DISEÑO DE COMPRESORES CENTRÍFUGOS," 2013.
- [20] J. Klein and J. Ebinger, "DISEÑO Y CONSTRUCCION DE UNA TURBINA DE GAS A PARTIR DE UN TURBOCOMPRESOR AUTOMOVILISTICO," 2014.
- [21] J. Mancilla Romero, A. Zaragoza García, A. Iturbe Hernández, I. Jonathan Santiago

- Jiménez, and A. Traslosheros Michel, "Diseño de una tobera convergente-divergente para un túnel de viento supersónico de número de mach de 1.6," 2020.
- [22] D. A. Guillén Rosapérez, "Modelado y simulación de un motor turbo-jet de 300N de empuje para uso aeronáutico," 2017.
- [23] Turbonetics, "Catálogo de Productos Turbonetics," 2016.
- [24] P. Joaquín, S. Sanchez, J. Carlos, E. Cortés, A. F. Castillo, and R. Hernandez Pellicer, "DISEÑO BÁSICO DE UNA CÁMARA DE COMBUSTIÓN PARA UNA MICRO TURBINA A GAS MEMORIA PARA OPTAR AL TÍTULO DE INGENIERO CIVIL MECÁNICO," 2017.
- [25] W. A. Velandia Forero and J. C. Buitrago Vera, "Modelamiento y simulación de la tobera ubicada en la turbina de vapor del Laboratorio de Plantas Termicas para obtener parámetros de funcionamiento de la turbina de impulso," Universidad Pontificia Bolivariana, Bucaramanga, 2013.
- [26] M. Rivero, F. Sellschopp, E. Arroyo, J. Barajas, and E. Ramos, "Estudio numérico de túnel de viento didáctico del TecNM/ITLaguna," 2017.
- [27] H. Saravanamuttoo, H. Cohen, and G. Rogers, *GAS TURBINE THEORY*. 2001.
- [28] C. L. Yaws, "Yaws' Critical Property Data for Chemical Engineers and Chemists - Knoval," 2014. .
- [29] C. L. Yaws, "Yaws' Handbook of Thermodynamic Properties for Hydrocarbons and Chemicals - Heat Capacities of Gases - Organic Compounds - Knoval." .