

UNIVERSIDAD DON BOSCO

FACULTAD DE INGENIERÍA



DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE MINI MOTOR A REACCIÓN MOBOR-81

TRABAJO DE GRADUACION OPTAR AL TÍTULO DE:

INGENIERO MECÁNICO

PRESENTADO POR:

Br. RONALD ANTONIO MARROQUIN LINARES

Br. JOSÉ FERNANDO ORELLANA LARIN



ASESOR:

ING. JONY ALBERTO RODRÍGUEZ LAÍNEZ

ENERO 2016

EL SALVADOR, CENTRO AMÉRICA

UNIVERSIDAD DON BOSCO

RECTOR
Dr. JOSÉ HUMBERTO FLORES MUÑOZ

SECRETARIA GENERAL
ING. YESENIA XIOMARA MARTÍNEZ OVIEDO

DECANO DE LA FACULTAD DE INGENIERIA
ING. OSCAR GIOVANNI DURÁN VIZCARRA

ASESOR DE TRABAJO DE GRADUACION
ING. JONY ALBERTO RODRÍGUEZ LAÍNEZ

LECTOR
ING. ANSELMO VALDIZÓN EVANGELISTA


ADMINISTRADOR DEL PROCESO
ING. CARLOS ORLANDO AZUCENA VAZQUEZ

UNIVERSIDAD DON BOSCO
FACULTAD DE INGENIERÍA



EVALUACIÓN DEL TRABAJO DE GRADUACIÓN

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE MINI MOTOR A REACCIÓN MOBOR-81



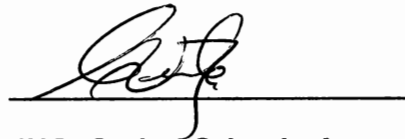
ING. Jony Laínez

ASESOR



ING. ANSELMO VALDIZÓN

LECTOR



ING. Carlos Orlando Azucena

ADMINISTRADOR DEL PROCESO

AGRADECIMIENTOS

A DIOS todo poderoso creador del universo por darme la bendición de la vida y permitir compartir buenos y malos momentos con mi familia y amigos.

A mis padres José Daniel Orellana y Reina Isabel Larín de Orellana por el apoyo que me brindaron a lo largo de mi carrera, por enseñarme que en la vida debo luchar por lo que quiero y a mantenerme firme con mis objetivos, les doy gracias por sus sacrificios para poder ayudarme a continuar hasta el final de mi carrera, por sus oraciones, cariño y comprensión.

A mis hermanas, Claudia y Berta, por sus alegrías y apoyo.

A mis tíos José Larín, Pedro Larín, Rudy Omar Larín quienes me han apoyado en todo momento para continuar mis estudios.

A toda mi familia que siempre me dio su apoyo incondicional.

A mis compañeros de carrera de ingeniería mecánica por su compañía en esta travesía.

A todos mis amigos, compañeras y compañeros, gracias por brindarme su apoyo y darme ánimos no olvidare esta promoción 2011-2015

A Elías Cantaderios y Alejandro Laínez por su apoyo, colaboración y recomendaciones en la construcción del motor.

Para ellos es esta dedicatoria de tesis, pues es a ellos a quienes se las debo por su apoyo incondicional.

Fernando Larín

Agradezco a Dios todo poderos por permitirme llegar hasta acá, al punto de casi coronar la carrera de Ing. Mecánico, agradezco a muchas personas tantas que las lista se me hace grande, pero en especial a los que fueron más que mis profesores fueron mentores y maestros para la vida, agradezco a Marvin Miranda, Roberto Damas, Ing. Carlos Roberto Pacas, Ing. Federico Méndez, Ing. Luis Salaverría, José Luis Vásquez, Jorge Alejandro Láinez, al mis amigos Fernando Martínez, Elías Cantaderío, Manuel Coreas, Amado Ángel Hernández, Manuel Alvarenga Eguizábal. Ing. Carlos García Alonzo, Ing. Gustavo Salomón Torres, Ing. Francisco Zuleta, por apoyarme y compartir conmigo sus conocimientos.

Agradezco a todas las personas que durante los años de mi carrera me apoyaron en diferentes aspectos de mi vida, a la Familia Samour López y la familia López.

Por ultimo dedico esta tesis a mis padres Teresa de Jesús Linares y Adeldo Marroquín y Tía Ena Linares por apoyarme y siempre motivarme a seguir mis sueños con determinación, sobre todo por enseñarme que solo el trabajo duro da resultados buenos y que nunca debemos permitir que nuestro pasado nos ate y nos quite nuestro futuro

Ronald A. Marroquín

Índice

Abreviaturas.....	xiv
Glosario	xiv
Objetivos de la investigación.....	1
Objetivo General	1
Objetivos Específicos	1
Introducción.....	2
CAPITULO I. ANTECEDENTES	3
1.1 Historia	3
1.2 Definición del problema	5
1.4 Justificación.....	5
1.5 Marco teórico y práctico.....	7
1.5.1 Alcances	7
1.5.2 Limitación.....	7
1.5.3 Metodología	8
1.6 Variables a toma en cuenta	9
CÁPITULO II: ESTUDIO DE REQUERIMINIENTOS.....	10
2.1 Introducción.....	10
2.2 Motores de turbina para aeromodelismo	10
2.3 Datos para la MOBOR-81.....	12
2.3.1 Empuje.....	13
2.3.2 Combustible	13
2.3.3 Aire	13
2.3.4 Régimen de revoluciones por minuto del motor	18

2.3.5 Diámetro del motor	18
2.4 Conclusiones del capítulo	18
CÁPITULO III: DISEÑO CONCEPTUAL	19
3.1 Introducción	19
3.2 Compresor	19
3.2.1 Compresores axiales	19
3.2.2 Compresores Centrífugos	20
3.2.3 Selección realizada	22
3.3 Cámara de combustión	22
3.3.1 Cámara de combustión tipo can	23
3.3.2 Cámara Anular	23
3.3.3 Cámaras de combustión tipo can-anular	23
3.3.4 Selección realizada	24
3.4 Turbina	24
3.5 Conclusiones del capítulo	25
4.1 Nomenclatura	26
4.2 Introducción	28
4.3 Impulsor del compresor	28
4.3.1 Valores iniciales, asumidos, establecidos y calculados	29
4.3.2 Cálculo de variables del impulsor	31
4.3.3 Características termodinámicas del aire a la salida del impulsor	33
4.4 Estator del compresor	37
4.5 Cámara de combustión	38
4.5.1 Distribución de aire	38

4.5.2 Inyección de combustible	41
4.6 Conjunto turbina NGV y rotor	43
4.6.1 NGV	43
4.6.3 Rotor turbina	44
5.1 Introducción.....	48
Estudio de frecuencia del eje.....	59
Capítulo VI. Fabricación.....	71
6.1 Introducción.....	71
6.2 Fabricación de piezas.....	71
6.2.1 Cámara de combustión	71
6.2.2 Carcasa exterior.....	73
6.2.3 Sistema de combustible	75
6.2.4 Difusor del compresor	76
6.2.3 Eje	77
6.3 Conclusiones del capítulo	78
CONCLUSIONES	79
glosario de términos.....	79
ANEXOS.....	81
Conclusiones.....	85
Recomendaciones.....	86
Bibliografía	87
Artículos	87
Investigaciones.....	87
Libros	88

Anexos..... 89

Índice de tablas

<i>Tabla I Comparación de las características según las curvas de las puntas de los álabes para compresores centrífugos</i>	22
<i>Tabla II. Propiedades de estudio en el programa</i>	56
<i>Tabla III. Variables de diseño.</i>	57
<i>Tabla IV. Restricciones</i>	57
<i>Tabla V. Escenarios de resultados</i>	58
<i>Tabla VI. Escenarios, sección de 16mm</i>	59
<i>Tabla VII. Escenarios, sección de 16 mm continuación</i>	59
<i>Tabla VIII. Propiedades del estudio de frecuencia del eje</i>	61
<i>Tabla IX. Propiedades del eje principal</i>	62
<i>Tabla X. Cargas y sujeciones</i>	62
<i>Tabla XI. Definición de los apoyos de baleros</i>	63
<i>Tabla XII. Lista de modos</i>	64
<i>Tabla XIII. Estudio de frecuencia-Amplitud de Amplitud 1</i>	65
<i>Tabla XIV. Estudio de frecuencia-Amplitud de Amplitud 2</i>	66
<i>Tabla XV. Estudio de frecuencia-Amplitud de Amplitud3</i>	67
<i>Tabla XVI. Estudio de frecuencia-Amplitud de Amplitud 4</i>	68
<i>Tabla XVII. Estudio de frecuencia-Amplitud de Amplitud5</i>	69
<i>Tabla XVIII. Gráfico de respuesta de frecuencia</i>	70

Índice de figuras

Figura 2.1-1 JetCat P100 RX	11
Figura 2.2-2 Merlin MK100	12
Figura 2.3-3 Ratios recomendados dependiendo del combustible.....	14
Figura 3.1-4 Vista en corte de un General Electric J85, un turboreactor de flujo axial	20
Figura 3.2-5 Vista en corte de un de Havilland Goblin, un turboreactor de flujo centrífugo	20
Figura 3.3-6 Los triángulo de velocidad a la salida de cada tipo de curva posible en un compresor centrífugo	21
Figura 3.4-7 Tipos de cámaras de combustión.....	23
Figura 3.5-8 Turbina de flujo radial, montada en un turbocargador de coche deportivo....	24
Figura 4.1-9 Corte transversal geometría final para construir el compresor.....	¡Error! Marcador no definido.
Figura 4.2-10 Velocidades características a la salida del impulsor.....	¡Error! Marcador no definido.
Figura 4.3-11 Estator del compresor	¡Error! Marcador no definido.
Figura 5.1-12 Ensamble de mini turbina MOBOR 81	48
Figura 5.2-13 Partes de la turbina	49
Figura 5.3-14 Compresor	49
Figura 5.4-15 Case.....	50
Figura 5.5-16 Inlet	50
Figura 5.7-17 Cámara de combustión	51
Figura 5.8-18 Turbina.....	52
Figura 5.9-19 NGV	52
Figura 5.10-20 Eje de la turbina.	53

Figura 5.11-21 Velocidad entre los álabes	54
Figura 5.12-22 Velocidad entre álabes, vista de contorno	54
Figura 5.13-23 Velocidad del flujo, vista superior	55
Figura 5.14-24 Flujo entre álabes.....	55
Figura 5.15-25 Información del modelo.	60
Figura 6.16-26 Lámina para la cámara de combustión.....	71
Figura 6.17-27 Trazado de agujeros	72
Figura 6.18-28 Taladrado de agujeros	72
Figura 6.19-29 Rolado de lámina	73
Figura 6.20-30 Corte del case	73
Figura 6.21-31 Flange y guarda rodamiento.....	74
Figura 6.22-32 Flanges para el CASE	74
Figura 6.23-33 Formación del domo al utilizar un buril de exteriores.....	75
Figura 6.24-34 Sistema de combustible	76
Figura 6.25-35 Difusor del compresor	76
Figura 6.26-36. Cono difusor.....	77
Figura 6.26-37 Eje.....	77

Nomenclatura

A	Número de Mach
C2	Velocidad del aire a la salida impulsor del compresor
Ctip	Velocidad periférica del aire a la salida del impulsor del compresor
Qd	Calor desarrollado por el combustible
mf	Flujo másico de combustible
Di	Diámetro del impulsor del compresor
ma	Flujo másico de aire
L	Número de álabes del compresor
M	Masa molar del aire
α	ángulo de curva de los álabes a la salida
ΔT_i	Cambio de temperatura de estancamiento en el impulsor del compresor
γ	Coefficiente adiabático del aire
η	Rendimiento del impulsor
σ	Factor de deslizamiento del impulsor del compresor
ρ	Densidad del combustible Kerosén
PCS	Poder calorífico superior del combustible Kerosén
Hc	Entalpía de los gases de escape, a la salida de la cámara de combustión
Ha:	Entalpía del aire ambiente

ABREVIATURAS

CAD computer-aided design , diseño asistido por computadoras.

CAE Computer Aided Engineering, Ingeniería asistida por computadora o por ordenador

NASA Administración nacional de Aeronáutica y del Espacio (ingles: National Aeronautics and Space Administration).

NGV Nozzle Guide Vane, en español tobera de alabes guía. Pieza estática de la turbina

GLOSARIO

Motor a reacción: motor de turbina de reacción, en realidad motor de turbina es lo mismo

Kerosén, Kerosene, Querosene: combustible hidrocarburo

OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN

Objetivo General

- Diseñar y construir un motor de reacción, utilizando el taller de mecánica de precisión de la Universidad Don Bosco, como un primer paso en el desarrollo de motores de turbina a gas en El Salvador.

Objetivos Específicos

- Diseñar conceptualmente el motor a reacción, seleccionando los componentes adecuados a nuestra aplicación además de ser coherentes con las tecnologías disponibles para su construcción.
- Seleccionar materiales adecuados que sean accesibles en el mercado local, en base a criterios de diseño de ingeniería mecánica.
- Realizar un diseño CAD detallado y un análisis CAE.
- Maquinar en los talleres de mecánica de precisión de la Universidad Don Bosco el difusor del inlet, el rotor compresor, estator compresor, eje, estator turbina.
- Soldar mediante procesos adecuados las piezas de acero inoxidable y otras que lo requieran.
- Diseñar el motor a reacción de tal manera que sea fácilmente desarmable y de fácil mantenimiento.

Introducción

En el presente trabajo se encuentra la información básica para diseñar un motor de turbina de 100 Newton de empuje, es decir la fuerza de reacción que el motor de turbina puede producir, fabricada y mecanizada en los talleres de la Universidad Don Bosco, el objetivo del estudio es sentar bases sobre este tipo de investigación para que puedan ser desarrolladas y mejoradas en futuras investigaciones o trabajos de graduación.

El diseño de un Motor de turbina no es muy conocido en nuestro país aunque en otros países ya cuentan con un alto grado de desarrollo y tecnología de diseño y manufactura para ello, es por eso que se quiere iniciar con un diseño básico, el cual pueda ser manufacturarlo y posteriormente probado, esto permitirá ganar experiencia teórica y práctica en el diseño y construcción de este tipo de motor, además permitirá, que futuras investigaciones puedan mejorar el diseño aplicando nuevas tecnologías.

Para el diseño de un motor de turbina se requiere partir de tres parámetros de vital importancia, sin los cuales el diseño no tiene sentido, el principal de ellos es el empuje, el segundo parámetro es gasto de combustible que el motor debe quemar para producir dicho empuje y el tercero es el flujo de aire necesario para quemar el combustible en su totalidad sin sobrepasar las temperaturas de fusión de los materiales de construcción.

Otro factor a tomar en cuenta, es el diseño Aero térmico basado en los tres parámetros antes mencionados, de tal manera que el motor de turbina cumpla con los tres parámetros mencionados antes, el diseño Aero térmico consiste en el análisis del recorrido y el comportamiento del aire y el combustible dentro del motor de turbina, considerando las variables termodinámicas y dinámicas del aire, el combustible y los gases de escape.

Finalmente se muestra los planos de construcción de cada una de las partes, los procesos de construcción y el ensamble de las mismas, de esta manera se obtendrá el motor de turbina construido en su totalidad.

CAPITULO I. ANTECEDENTES

1.1 Historia

El principio de la propulsión a chorro se conoce desde hace siglos [1], aunque su empleo para propulsar vehículos que transportan cargas es relativamente reciente. El primer motor a reacción que se conoce fue un dispositivo experimental de vapor desarrollado alrededor del siglo I dC. por el matemático y científico griego Herón de Alejandría. Conocido como Eolípilo, el aparato de Herón no realizaba ningún trabajo práctico, aunque demostraba que un chorro de vapor expulsado hacia atrás impulsa al generador hacia delante. El Eolípilo era una cámara esférica a la que se suministraba vapor desde un soporte hueco. El vapor podía escapar por dos tubos curvos situados en lados opuestos de la esfera, y la reacción a la fuerza del vapor expulsado provoca el giro de la esfera.

El desarrollo de la turbina de vapor se atribuye al ingeniero italiano Giovanni Branca, que en 1629 dirigió un chorro de vapor contra una turbina que a su vez impulsaba una troqueladora. La primera patente registrada para una turbina de gas la obtuvo en 1791 el inventor británico John Barber.

En 1910, siete años después de los primeros vuelos de los inventores estadounidenses Orville y Wilbur Wright, el científico francés Henri Marie Coanda diseñó y construyó un biplano con un motor de turbina, que despegó y voló por sus propios medios, pilotado por el propio Coanda. Sin embargo, desalentado por la falta de aceptación pública de su avión, Coanda abandonó sus experimentos.

Durante los 20 años siguientes, la turbina de gas se fue perfeccionando. Uno de los resultados de los trabajos experimentales de aquel periodo fue la construcción en 1918 de un turbocompresor para motores aeronáuticos convencionales, impulsado por una turbina movida por los gases de escape. En los primeros años de la década de 1930, numerosos ingenieros europeos obtuvieron patentes de turbinas de gas. El diseño patentado por el ingeniero aeronáutico británico Frank Whittle en 1930 suele considerarse como el primer esbozo práctico de la turbina de gas moderna.

En 1935, Whittle aplicó su diseño básico al desarrollo del turborreactor W-1, que en 1941 realizó su primer vuelo.

Entretanto, el ingeniero aeronáutico francés René Leduc había mostrado en París (en 1938) un modelo de estatorreactor. El ingeniero alemán Hans Pabst von Ohain diseñó un turborreactor de flujo axial, y un avión propulsado por este motor realizó su primer vuelo en 1939, el Heinkel He 178. El año siguiente, bajo la dirección del ingeniero aeronáutico Secundo Campini, los italianos desarrollaron el Caproni-Campini. Su motor era algo parecido a un turbo-reactor, solo que el compresor iba movido por un motor de pistón de 9 cilindros normal y corriente. El resultado fue desastroso, no alcanzado apenas los 300km/h. El primer avión a reacción estadounidense, el Bell XP-59, estaba impulsado por el turborreactor I-16 de General Electric, una adaptación del diseño de Whittle realizada en 1942.

Otro tipo de motor diseñado y construido en este tipo fue el pulsorreactor, desarrollado por el ingeniero alemán Paul Schmidt a partir de un principio descrito por primera vez en 1906. Schmidt obtuvo su primera patente en 1931. El misil V-1, que voló por primera vez en 1942, estaba propulsado por un pulsorreactor. A mediados de la década de 1940 también tuvieron lugar los primeros vuelos comerciales con turbohélice. En 1947, el avión experimental X-1, propulsado por un motor cohete de cuatro cámaras con combustible líquido y transportado por un bombardero hasta la estratosfera para su lanzamiento, fue el primer avión pilotado en romper la barrera del sonido. Posteriormente, el avión experimental Douglas Skyrocket, propulsado por un reactor además de un motor cohete de combustible líquido, rompió la barrera del sonido a baja altitud después de despegar por sus propios medios.

El primer reactor comercial, el británico Comet, comenzó a volar en 1952, pero el servicio se suspendió después de que en 1954 se produjeran dos accidentes graves, debido a un fenómeno desconocido hasta ese momento: la fatiga de los materiales. Ese mismo año, en Estados Unidos, el avión a reacción Boeing 707 se probó con fines comerciales. En 1958 los vuelos regulares comenzaron.

;

El constante desarrollo de la propulsión con motor de turbina ha llevado a avances espectaculares en la aeronáutica, por ejemplo, aviones pilotados capaces de alcanzar velocidades varias veces superiores a la del sonido.

1.2 Definición del problema

La propuesta del tema viene dada con la finalidad de diseñar y construir un motor de turbina. El propósito de diseñar y fabricar este motor es porque se quiere demostrar que en nuestro país se puede desarrollar motores de este tipo e iniciar la investigación en este campo, debido a que no se encontraron documentos científicos que demuestren que en El Salvador se halla diseñado y construido un motor de turbina, nace la motivación en la incursión en el diseño y construcción de este motor.

De igual manera en la región centro americana y sus universidades no se encontró información al respecto de proyecto sobre el diseño y construcción de motores de turbina.

1.4 Justificación

La Universidad Don Bosco desde el año 2005 cuenta con la carrera del Técnico en Mantenimiento de Aeronaves la cual está certificada por la Autoridad de Aviación Civil de El Salvador, en 2013 la empresa de envíos internacionales Federal Express (FEDEX) donó una aeronave Boeing 727-200 completamente operativo, el cual cuenta con motores de turbina los cuales permiten a los estudiantes obtener conociendo sobre el funcionamiento y mantenimiento de motores de aviación. A partir del año 2014 se incorporó la carrera de Ing. Aeronáutica a la oferta académica de la Universidad con el objetivo de dar respuesta a las necesidades demandadas por la industria aeronáutica del país. En el 2015 la Universidad Don Bosco desarrollo su primera semana aeronáutica para celebrar sus primeros diez años en la formación de profesionales aeronáuticos, hasta la fecha son más de cuatrocientos profesionales que la universidad ha graduado de la carrera de técnico de manteamiento de aeronaves, para el año 2019 se espera la primera promoción de Ing. Aeronáuticos los cuales serán los primeros Ing. Aeronáuticos graduados en una universidad de El salvador y Centro América, tal como sucede con la

carrera de Técnico de Mantenimiento de Aeronaves, con lo anterior la Universidad Don Bosco se ha consolidado como la primera universidad a nivel Centro Americano dedicada a la formación de profesionales en el ámbito aeronáutico, los cuales, poseen conocimientos teóricos y prácticos en las diferentes ramas de la aviación, como lo son: sistemas de aviación, estructuras, sistemas aviónicas y motores, sin embargo, con toda la experiencia en la formación de profesionales aeronáuticos, no se ha incursionado en proyecto de investigación enfocados al diseño y construcción de motores de turbina.

La propuesta del diseño y construcción de un motor de turbina, nace para dar respuesta al vacío de proyectos de investigación enfocados al diseño y desarrollo de sistemas de propulsivos, debe de tomarse en cuenta que un motor de turbina no es usado exclusivamente por la industria aeronáutica, un motor de turbina posee múltiples aplicaciones tales como: propulsor para aviones comerciales y militares, sistema motriz para la generación de energía eléctrica, aplicaciones de cogeneración, propulsor para barcos, vehículos, motor para maquinaria industrial de diversa capacidad, como bomba de agua, dichos elementos son analizados en materias como: aplicaciones térmicas, maquinas térmicas, termodinámica, maquinas hidráulicas, pero no están enfocadas al diseño y construcción de este tipo de máquinas.

El presente proyecto toma en cuenta los factores determinantes para el diseño de un motor de turbina, los cuales son fundamentales para su operación estable y además tiene grandes repercusiones en el presupuesto necesarios para la operación del mismo y ya construido pueda operar con un bajo presupuesto, por lo tanto, se propone diseñar y construir un motor de turbina, que sirva de punto de partida para posteriores proyectos, ya sean de graduación de grado, pos-grado, proyectos de catedra etc. los cuales desarrollen y mejoren lo que se logre, o le den una aplicación práctica específica a la tecnología desarrollada en el presente trabajo, con lo cual se espera mejorar el aprendizaje de los estudiantes de aeronáutica y mecánica entre otras carreras técnicas o de ingenierías aplicadas a través de la experiencia práctica.

1.5 Marco teórico y práctico

1.5.1 Alcances

- Diseñar completamente el mini-motor a reacción similar a los motores de aerodelismo, dejando constancia del trabajo para que sirva de guía para futuros desarrollos relacionados al tema.
- Construir el motor completamente, a excepción de elementos y sistemas externos y auxiliares del motor, como la bomba de combustible etc.
- Construir un prototipo experimental para fines de pruebas.
- Sentar un precedente en el desarrollo aeronáutico de El Salvador en tema de propulsión, puesto que sería la primera vez que se diseña y construye un motor de este tipo para un trabajo de graduación de grado de ingeniería Mecánica.

1.5.2 Limitación

- Los materiales que se encuentran disponibles en el país puedan no ser los ideales para la fabricación de ciertas partes del motor.
- El maquinado de las piezas está sujeto a las maquinas herramientas que se encuentran en los laboratorios de mecánica de la Universidad Don Bosco.
- La información para el diseño puede no estar a plena disposición.
- Por ser un primer desarrollo, existen problemas desconocidos que surgirán a medida se avance en el desarrollo y puesta en marcha del motor.

1.5.3 Metodología

Estudio de requerimientos

En esta fase inicial, se estudian los antecedentes de motores a reacción existentes, se analiza los estudios que existen y se analiza lo que se quiere lograr, es decir, se establecen los requerimientos que debe cumplir el modelo a diseñar. Definición de las variables de control como el combustible necesario, temperatura en la cámara de combustión, temperatura de la salida de los gases, flujo másico de aire y de combustible, velocidad de los gases de escape, presión a la salida del compresor, rango de rpm etc.

Diseño conceptual

En el diseño conceptual se abordarán las tecnologías tipificadas a utilizarse, limitándose a seleccionar una o la otra, de cara a cumplir con los requerimientos establecidos en el estudio de requerimientos, teniendo en cuenta sus consecuencias y beneficios conceptuales, es decir, características propias de cada tecnología a implementar, sin ahondar profundamente en los cálculos. Se realizarán los cálculos necesarios y suficientes para seleccionar los elementos y componentes adecuados, por ejemplo, se distingue entre el uso de un compresor axial y uno centrífugo, considerando los rangos de presiones, las rpm a las que operan, la dificultad de manufactura de cada uno de ellos etc.

Diseño preliminar

Consiste en integrar los subsistemas del motor, tales como, sistema de lubricación, sistema de inyección de combustible, se integran dentro del diseño estableciendo su papel con datos numéricos, es decir, si se tendrá una bomba de combustible, que tipo será, cuanto combustible moverá, a qué velocidad se moverá el combustible, si necesita precalentamiento o mezcla de algún aditivo. Se integran todos los subsistemas que existieren dentro del diseño de tal manera que se pueda proceder al diseño de partes a detalle del motor a reacción.

Diseño detallado

En el diseño detallado se procede con el diseño de cada pieza a detalle, dando como resultado final los planos de fabricación de cada pieza y elemento a utilizar, además de planos de despiece y de indicaciones de ensamble del mismo, se consideran todos los elementos como conexiones rápidas, uniones, tornillos, tuercas, estos elementos deben colocarse bajo norma, estableciendo que norma siguen, por ejemplo si se usan pernos se debe establecer, su diámetro, longitud roscada, y vástago, especificación de rosca (UNE, mm, inglesa, fina, etc.), dimensiones de la cabeza.

1.6 Variables a toma en cuenta

Temperatura

La temperatura es una variable muy importante, debido a que la cámara de combustión y la salida de los gases se encuentran muy elevadas temperaturas cercanas a los 800°C en algunos puntos. Debido a las altas temperaturas los materiales especificados deben soportar dichas temperaturas y considerar las existencias locales de materiales adecuados para la selección de materiales.

Costos

Los costos de algunas piezas son relativamente elevados, debido a que se necesita fabricarlos en máquinas herramientas especiales como una fresa CNC, otro gasto lo representa las piezas importadas debido a que algunas piezas se deben traer desde el extranjero y ello genera costo de compra y de importación.

Control de flujo de combustible

Al igual que en un motor de combustión, hay que mantener una relación constante entre el reactivo y el oxígeno para que la turbina funcione.

Tipo de combustible: debido a la gran variedad de combustibles y sus aplicaciones, es necesario definir el tipo de combustible a utilizar ya que de ello dependerán muchos cálculos termodinámicos, de potencia y diseño del mini motor a reacción.

CÁPITULO II: ESTUDIO DE REQUERIMIENTOS

2.1 Introducción

En este capítulo se estudian las turbinas a gas existentes que están en el mercado y muestran buen funcionamiento, para con ellas tener datos de partida para saber qué es lo que se debe exigir a MOBOR 81 para que funcione bien, se realizan los cálculos de combustible necesario a quemar y del flujo de aire necesario para mantener la combustión estable.

2.2 Motores de turbina para aeromodelismo

Debido a la naturaleza del aparato que se desea construir, un motor a reacción en miniatura, no se puede obviar los modelos ya existentes, aquellos que tras años de mejoras continuas y desarrollo han conseguido ser modelos de alto rendimiento. Con ello nos referimos a los turboreactores de aeromodelismo, los cuales en su principio de funcionamiento son exactamente iguales a los motores que mueven los grandes aviones que surcan los cielos, evidentemente existen diferencias abismales en cuanto a potencia, costos de operación, sofisticaciones del control electrónico, avanzada tecnología de materiales, etc.

Para estas turbinas se muestra al final del documento una tabla adjunta con los datos de una diversidad de turboreactores usados en aeromodelismo, acá mostramos solo los más cercanos al modelo deseado, en primera instancia que al ser este un proyecto de conocimiento de diseño y construcción y no una idea comercial inmediata, se puede elegir el dato más importante de un turboreactor de manera un tanto arbitraria, hablamos de definir el empuje. El empuje es la fuerza que proporciona el motor por medio de una hélice o por reacción a chorro. Como meta inicial elegimos un empuje máximo de 20 libras, las cuales debe proporcionar el turboreactor, a la salida de la reacción a chorro, en base a este dato se buscaron dos turboreactores de aeromodelismo que cumplan este requisito de proporcionar 20 libras de empuje, y analizando sus características principales se obtiene un punto de referencia para iniciar el diseño.

Un ejemplo de motores para aerodelismo actuales es P100RX fabricado por la JetCat, figura 2.1-1, el empuje de este motor ronda los 22.5 libras equivalente a 100 Newton a una velocidad de 152,000 revoluciones por minuto, el tamaño de estos motores y su relación peso empuje, permite utilizarlos en aerodelismo, cabe destacar que en este tipo de motor no es necesario tomar en cuenta la eficiencia, debido a sus aplicaciones.

Datos JetCat P100 RX

Empuje: 22.48 libras ó 100N

Diámetro: 3.8 in, (pulgadas).

Máximas RPM: 152,000

Consumo máximo de combustible: 350 cc/minuto



Figura 2.1-1 JetCat P100 RX

Otro modelo muy similar se muestra en la figura 2.2-2 donde se muestra el modelo MK100 del fabricante Merlin, el empuje que proporciona es de 20 libras a 152,000 revoluciones por minuto. Existen muchos fabricantes de motores de turbina

para aeromodelismo donde fabrican sus modelos de diversos tamaños y empuje dependiendo de la carga a mover.

Datos Merlin MK100

Empuje: 20.23 libras

Diámetro: 3.5 in, (Pulgadas)

Máximas RPM: 152,000

Consumo máximo de combustible: 330 cc/minuto



Figura 2.2-2 Merlin MK100

2.3 Datos para la MOBOR-81

La información más importante sobre el estudio de requerimientos es aquella que nos permite conocer las capacidades y demandas que tendrá el aparato, siendo estos los parámetros que nos indique que se necesita para que el proyecto funcione; a continuación, se describen los datos a utilizar para el diseño conceptual del turborreactor:

2.3.1 Empuje

El empuje deseado o thrust (en inglés) es la viable que determina el tamaño aproximado que debería tener el motor a reacción, no es un dato que deje restringido el diseño, más bien nos guía para tener una idea inicial de las dimensiones del aparato.

Del empuje se deducen en parte otros requerimientos como son: el consumo de combustible, el diámetro del aparato, la temperatura de operación, diámetro de la tobera de salida etc.

Según el análisis realizado el empuje máximo se fija en 20 libras como meta.

2.3.2 Combustible

Se utilizará kerosene como combustible, el kerosene es una mezcla no homogénea de diversos hidrocarburos que varían en su mayoría de los doce carbonos hasta los quince, según Flagan, Richard C. and Seinfeld, John H. (1988) promedió 86.5% en peso de carbón, 13.2% en peso de hidrogeno. En base a los modelos analizados y el empuje requerido sabemos que el máximo consumo de combustible será de 350 cm³ por minuto, es decir 350ml de kerosene por minuto, conocido este dato se procede con el cálculo del gasto de aire necesario para lograr la combustión completa.

2.3.3 Aire

Para el caso de los turborreactores como para muchos otros equipos que incorporan quemadores, se debe realizar la combustión en un ambiente con exceso de oxígeno, con el fin de asegurar que todo el combustible se quemé eficazmente y libere su poder calorífico, según Flagan, Richard C. and Seinfeld, John H. (1988) el ratio de combustible/aire recomendado para hidrocarburos es: 14.7 (aproximar a 15) partes de aire por cada parte de kerosene en masa según la figura 2.3

fuel	Molar H/C ratio	(mf/ma)s	(ma/mf)s
H2		0.029	34
CH4	4	0.058	17
Kerosene CnH2n	2	0.068	15
Benzene (coke)	1	0.076	13
Char	0.5	0.081	12
Carbon	0	0.087	11
Methanol CH3OH	4	0.093	10.8

Figura 2.3-3 Ratios recomendados dependiendo del combustible.

La masa de 350ml de kerosene es de:

$$mf = vf * \rho \quad \text{Ecu. 2.1}$$

$$mf = 0.000350 \frac{m^3}{min} * \frac{780kg}{m^3}$$

$$mf = 0.273 \text{ kg de kerosene por minuto}$$

Para una relación de combustión estequiometria, con 15 partes de aire por una de kerosene, el flujo de aire necesario en la cámara de combustión seria:

$$mae = 15 * mf \quad \text{Ecu. 2.2}$$

$$mae = 15 * 0.273 \frac{kg}{min}$$

$$mae = 4.095 \text{ kg de aire por minuto}$$

$$mae = 0.0685 \frac{\text{kg}}{\text{segundo}}$$

Este gasto de aire sería lo ideal si pudiéramos controlar la entropía de la combustión y lograr una combustión perfecta, debido a que esto no es posible se debe agregar un exceso de aire. Cada combustible tiene su propio índice de exceso de aire para lograr una buena combustión, además del índice de exceso de aire dependerá la temperatura de la combustión, debido a que el exceso de aire que no se combustione servirá para enfriar los gases de escape, así bien la combustión puede llegar a temperaturas de 1600 °C, sin embargo, el gas a la salida de la cámara de combustión tendrá una temperatura mucho menor.

La temperatura de los gases a la salida de la cámara de combustión se fija en 750 °C, es decir como diseñadores, se diseñará la cámara de tal manera que los gases de escape a la salida de la cámara de combustión sea de 750 °C como máximo. El dato de partida son los 350 ml de combustible, al quemarse el kerosén en forma de gas libera su poder calorífico en energía que se trasmite al aire elevando su temperatura, a este término lo llamaremos calor desarrollado.

La masa de combustible que representa 350 ml/min de kerosén fluyendo por el motor es de 0.273 kg/min, y su poder calorífico superior es de 43,100 kJ/kg

$$Qd = mf * PCS \quad \text{Ecu. 2.3}$$

$$Qd = 0.273 \frac{\text{kg}}{\text{min}} * 43100 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$$

$$Qd = 11766.3 \frac{\text{kJ}}{\text{minuto}}$$

Ya que 1 KJ/s es igual a 1Kw se convierte Qd en unidades de Kw, pues este dato nos dice la potencia máxima que puede tener nuestro motor,

$$Pot = 196.1 \frac{kJ}{seg} = 196.1 \text{ KWatt}$$

Procedemos con el cálculo del poder calorífico del aire al combustionar con el aire estequiométrico suponiendo combustión completa y el PCS del kerosén.

$$Qa = \frac{Pot}{Mae} \quad \text{Ecu. 2.4}$$

$$Qa = \frac{196.1 \frac{kJ}{kg}}{0.068 \frac{kg}{seg}}$$

$$Qa = 2873.3 \frac{KJ}{kg}$$

Con estos datos se procede al cálculo de exceso de aire requerido para obtener la temperatura deseada a la salida del combustor, realmente se diseña para una temperatura dada a la salida de la tobera de descarga, aunque los cálculos son para la salida del combustor, esto se debe a que por la alta velocidad que manejan los gases de escape y la corta distancia entre la salida de la cámara de combustión y la tobera los gases salen prácticamente a la misma temperatura,

Para el aire, a una temperatura de 750 °C (973 K) se tiene una entalpia de $H_c=1013.6$ kJ/kg. La entalpia del aire ambiente, o poder calorífico del aire ambiente como algunos autores lo llaman, se asume como $H_a=40$ kJ/kg de acuerdo con Manuel Márquez Martínez, Combustión y quemadores, según Márquez el índice de exceso de aire se calcula mediante la fórmula:

$$\lambda = \frac{Q_a}{H_c - H_a} \quad \text{Ecu. 2.5}$$

$$\lambda = \frac{2883.3 \frac{kJ}{kg}}{1013.6 \frac{kJ}{kg} - 40 \frac{kJ}{kg}}$$

$$\lambda = 2.95$$

El valor del índice de exceso de aire corresponde a una taza de trabajo del 100% de la potencia del jet, por tanto, si trabajásemos con menos potencia tendríamos un mayor índice de exceso de aire.

El flujo total de aire que se tendrá será de:

$$m_a = \lambda * m_{ae} \quad \text{Ecu. 2.6}$$

$$m_a = 2.95 * 0.0685$$

$$m_a = 0.2014 \frac{kg}{seg}$$

Así pues, se requiere un flujo de aire de 0.214 kg/seg en la entrada de la cámara de combustión, este flujo de aire lo debe proporcionar el compresor.

2.3.4 Régimen de revoluciones por minuto del motor

Los motores de reacción trabajan a regímenes de altas rpm como se ve en la tabla 2.1 de los anexos. Para MOBOR-81 se fijan la velocidad operativa en 100000 rpm y la velocidad máxima en 120,000 rpm, por estar estas en los promedios de velocidades de revolución de motores de aerodelismo de empujes similares.

2.3.5 Diámetro del motor

El diámetro del motor se elige en 3.5 in, debido a que se pueden encontrar tubos de acero inoxidable de este diámetro estandarizados, por tanto facilita la selección de los materiales para la construcción del case (cilindro exterior del motor) de la turbina en una material adecuado para las altas temperaturas, además este valor es semejante a los utilizados por las turbinas analizadas, muchas de las dimensiones asignadas calculadas o aproximadas en el diseño detallado de este proyecto se toman en base a diámetros existentes de piezas tubulares estándar, tamaños estándar de rodamientos etc.

2.4 conclusiones del capítulo

Al final del estudio de requerimientos conocemos que se espera del MOBOR-81, en las etapas de diseño conceptual, preliminar y detallado se ahondara en cómo se cumplirán dichos requerimientos y las limitantes que se puedan presentar. A continuación, se resumen las variables encontradas como determinantes para el diseño:

MOBOR-81

Empuje máximo: 20 libras

Diámetro: 3.5 in

Máximas RPM: 120,000

Consumo máximo de combustible: 350 cc/minuto

CÁPITULO III: DISEÑO CONCEPTUAL

3.1 Introducción

En este capítulo se abordarán desde un punto de vista conceptual los elementos que se utilizarán en la MOBOR-81, puesto que actualmente existen variedad de quemadores, compresores, turbinas etc. Se deben de seleccionar aquellas que funcionan mejor para el régimen de trabajo que se tiene y se determinan sus características termo aerodinámicas para cumplir con los requerimientos establecidos en el capítulo anterior.

3.2 Compresor

El compresor suministra el aire necesario para realizar la combustión, existen dos compresores que son los técnicamente viables para turbinas de reacción a gas, los axiales y los centrífugos, cada uno tiene sus ventajas y debilidades al compararlos. Los criterios para seleccionar un compresor están en el orden de la posibilidad de manufactura, que cumpla con los requerimientos establecidos.

3.2.1 Compresores axiales

Como su nombre lo indica, el flujo de aire en ello es axial, el aire ingresa por la parte delantera y es obligado a pasar por secciones transversales cada vez menores, y así sucesivamente se comprime.

Los compresores axiales son capaces de mover grandes caudales de aire, poseen baja relación de compresión, pero esto se soluciona añadiendo etapas de compresor, es decir, cada etapa del compresor agrega un pequeño porcentaje de compresión, pero después de varias etapas la relación de compresión se vuelve significativa, este tipo de compresor se usa en motores de reacción debido a que para obtener un mayor ratio de compresión este solo se vuelve cada vez más largo, y no afecta la aerodinámica de una avión. Su construcción resulta compleja y de gran detalle. En la figura 3.1 se puede apreciar un motor de reacción equipado con un compresor axial de varias etapas.

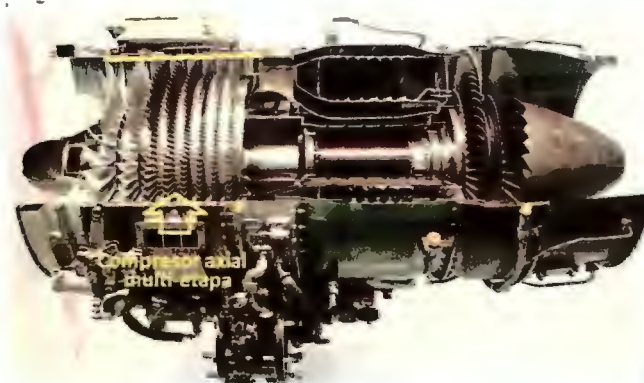


Figura 3.1-4 Vista en corte de un General Electric J85, un turboreactor de flujo axial diseñado

3.2.2 Compresores Centrifugos

El flujo en estos compresores empieza con una entrada de forma axial y luego se acelera de forma radial, es decir perpendicular al eje de rotación del compresor, su reacción de compresión es menor a los axiales debido a que agregar etapas complica su construcción debido que necesitan mayor área de sección transversal para ello, sin embargo presentan relativa facilidad de manufactura comparado con los compresores axiales, en general para todas las turbinas de aeromodelismo se utilizan compresores centrifugos. En la figura 3.2 se observa un motor equipado con un compresor centrifugo.

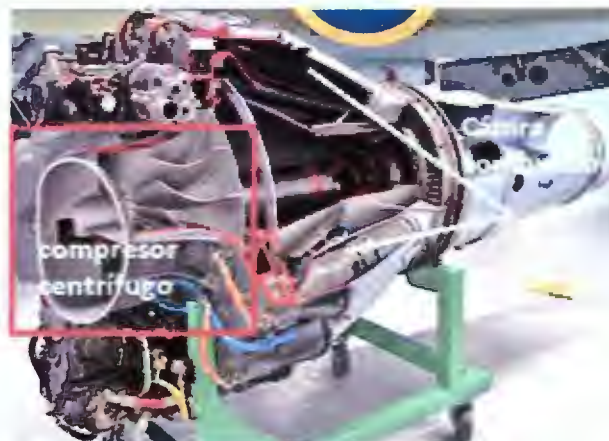


Figura 3.2-5 Vista en corte de un de Havilland Goblin, un turboreactor de flujo centrifugo

Los compresores centrífugos se caracterizan por la curva de sus alabes a la salida, es decir en la punta del rotor en al fig. 3.3 es muestran los triángulo de velocidad a la salida de cada tipo de curva posible en un compresor centrífugo. Y en la tabla I las características de tipos de álabes.

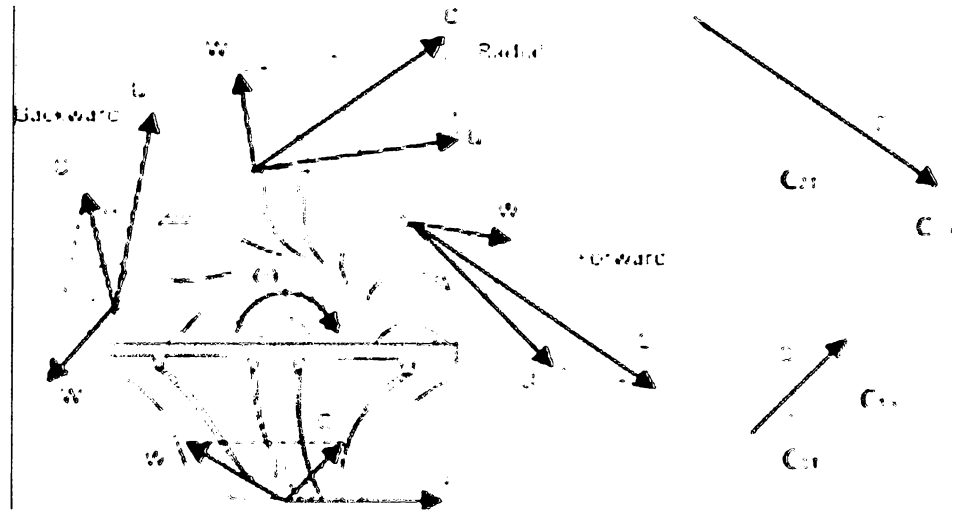


Figura 3.3-6 Los triángulo de velocidad a la salida de cada tipo de curva posible en un compresor centrífugo

Tipo de curva	Ventajas	Desventajas
Radial, salida a 90 grados	<ol style="list-style-type: none"> 1. Compromiso razonable entre baja energía transferida y alta velocidad a la salida 2. Fácil construcción 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Relativamente cae fácil entrada en "surge"
Curvados hacia atrás	<ol style="list-style-type: none"> 1. Bajo energía cinética a la salida, por tanto bajo mach 2. Amplió margen de "surge" 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Complicada manufactura 2. Baja transferencia de energía
Curvados hacia delante	<ol style="list-style-type: none"> 1. Alta transferencia de energía 	<ol style="list-style-type: none"> 2. Alta número de mach a la salida 3. Poco margen para entrar en "surge"

		4. Complicada manufactura
--	--	------------------------------

Tabla 1 comparación de las características según las curvas de las puntas de los álabes para compresores centrífugos

3.2.3 Selección realizada

Se selecciona un compresor centrífugo por ser de más fácil diseño y construcción comparado con los compresores axiales, además se sabe que son ampliamente usados en motores de reacción de la escala a que pertenece MOBOR 81, es decir para motores de unas cuantas pulgadas de diámetro.

Respecto de la curva en la punta de los álabes se selecciona el tipo curvado hacia atrás puesto que brindan mayor estabilidad para el tipo de motor que pertenece el MOBOR-81, esto se debe al bajo número de mach a la salida, por el tamaño del MOBOR-81, una leve onda de choque podría estropearlo o causar mucho ruido para los que se encuentren a su alrededor, por ende se opta por curvar los alabes hacia atrás.

3.3 cámara de combustión

Con respecto de las cámaras de combustión utilizadas en motores de reacción existen tres tipos representativos, en el diseño conceptual de MOBOR-81 se procura mantener la facilidad de diseño y manufactura, puesto que el objetivo es construir un motor operativo. En la figura 3.4 se muestran las secciones transversales de las diferentes cámaras de combustión sometidas a análisis para el proyecto MOBOR-81

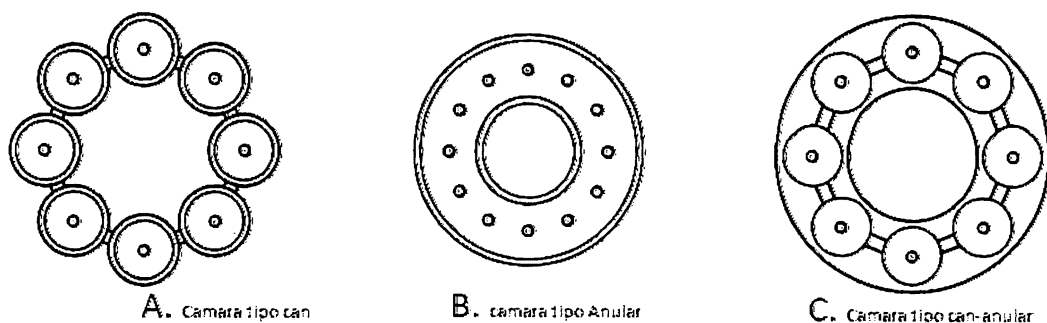


Figura 3.4-7 Tipos de cámaras

3.3.1 Cámara de combustión tipo can

Son cámara de combustión en forma de lata, para motores de reacción se incorporan varias de estas cámaras dispuestas alrededor del eje de rotación, cada una realiza el proceso de combustión en su interior, para el proyecto MOBOR 81, no resulta deseable este tipo de quemador, puesto que implica más piezas móviles, es decir, complica la manufactura del quemador.

3.3.2 Cámara Anular

Consta de una cámara con sección transversal en forma de anillo, de ahí que anular, dos cilindros concéntricos forman el volumen de control donde se lleva a cabo la combustión, contenedor, el aire ingresa por las paredes de la cámara a través de una serie de agujeros y así la combustión se lleva a cabo dentro del anillo. Es la cámara más simple en diseño y construcción.

3.3.3 Cámaras de combustión tipo can-anular

Es la combinación de las dos anteriores, en la figura 3.6 se observa que consta de una cámara anular con una serie de cámaras tipo can en su interior, la combustión se lleva a cabo en el interior del can, resulta de mucha complicación realizar la construcción de este tipo de cámaras en especial, por el reducido tamaño de la MOBOR-81.

3.3.4 Selección realizada

Se selecciona el tipo anular, puesto que es el más sencillo en construcción y de más fácil diseño y construcción, además de ser ampliamente usado en turbinas de aeromodelismo.

3.4 Turbina

La turbina es el alma del motor a reacción, es donde se lleva a cabo el intercambio de energía necesario de los gases de escape, sus formas básicas son como las del compresor, pero con el flujo invertido, es decir axial y radial, con la diferencia que en el caso de la radial el aire ingresa por la periferia y escapa paralela al eje de rotación. Por lo general las turbinas radiales se utilizan en aplicaciones pequeñas en escala, como los turbocompresores de coches deportivos.

Para el tipo de turbina que se desea, de empuje no de torque es mejor la turbina de flujo axial, además por cuestiones de simplicidad de diseño y construcción se adopta una turbina de flujo axial.



Figura 3.5-8 Turbina de flujo radial, montada en un turbocargador de coche deportivo

3.5 Conclusiones del capítulo

Las decisiones tomadas en el capítulo respecto de los conceptos seleccionados para el proyecto MOBOR-81, se muestran a continuación.

Compresor: será del tipo centrífugo, con alabes curvados hacia atrás.

Cámara de combustión: tipo anular

Turbina: se diseñará para un flujo radial.

CÁPITULO 4: DISEÑO PRELIMINAR

4.1 Nomenclatura

Tabla 4.1 Nomenclatura del capítulo

Simbología	Nombre
A	Número de Mach
C2	Velocidad del aire a la salida impulsor
C2r	Velocidad radial de aire a la salida del impulsor del compresor
Ctip	Velocidad periférica del aire a la salida del impulsor del compresor
C3	Velocidad del aire a la salida del estator del compresor
Qd	Calor desarrollado
la	Área de salida del impulsor centrifugo hacia la periferia
I3	Área de salida del estator del compresor
V	Velocidad del sonido a la salida del impulsor del compresor

U7	Velocidad periférica del gas a la entrada turbina
U8	Velocidad periférica salida turbina
Mf	Flujo másico del combustible
Di	Diámetro del impulsor
Ma	másico Flujo de aire
Mt	Flujo másico de aire total a la salida de la cámara de combustión, son los gases de escape
L	Numero de alabes del compresor
M	Masa molar del aire
P01	Presión atmosférica
P02	Presión de estancamiento a la salida del impulsor del compresor
P2	Presión absoluta a la salida del impulsor del compresor
W	Trabajo necesario mínimo para transmitir al aire sin perdidas
Wf	Potencia disponible en la flecha (eje) para realizar trabajo en el compresor
A	ángulo de curva de los alabes a la salida

ΔT_i	Cambio de temperatura de estancamiento en el impulsor
γ	Coefficiente adiabático del aire
λ	Rendimiento del impulsor
σ	Factor de deslizamiento
ρ_2	Densidad del aire a la salida del impulsor del compresor

4.2 Introducción

En este capítulo se determinan las características termo aerodinámicas de cada elemento de tal manera que puedan cumplir con los requerimientos establecidos en el capítulo 2, siendo la base conceptual el capítulo 3. Se diseñará, el compresor, cámara de combustión y la turbina para que genere la potencia al eje necesaria para suministrar aire y el cono de salida de la tobera de descarga (en inglés exhaust) para lograr el empuje deseado.

4.3 Impulsor del compresor

El conjunto de compresor consta de dos partes una móvil y otra fija, la parte móvil llamada impulsor es la que transfiere la energía al aire para ser comprimido, en esta sección se abordara el diseño del impulsor, es decir la parte móvil rotativa del compresor.

Del compresor depende la capacidad de la turbina de quemar combustible, debido que es el compresor el que suministra y agregar energía al aire antes de ser combustionado, se diseñará un compresor centrífugo de tal manera que cumpla con las siguientes especificaciones:

$$m_a = 0.2014 \text{ kg/seg}$$

$$N = 120,000 \text{ máximo}$$

$$N = 100,000 \text{ operación normal}$$

El aire es succionado por el ojo del impulsor que proviene del tubo de admisión y tiene velocidad axial. Dentro de los álabes la velocidad axial anterior se convierte en velocidad radial. Además, el aire es arrastrado por los álabes del disco impulsor a gran velocidad para proporcionarles velocidad tangencial. La velocidad en la salida del impulsor es la suma de la velocidad tangencial más la velocidad radial.

En cualquier punto del flujo de aire a través del impulsor, la aceleración centrípeta se obtiene mediante una carga de presión, de modo que la presión estática aumenta desde el ojo hasta la punta del impulsor.

En el proceso de diseño se encontró dificultad con todos las viables a utilizar, pues resulta un proceso iterativo de modificar la geometría del compresor y revisar los resultados que se obtienen, por lo menos en papel, por ello se creó una tabla en Excel donde se ingresan una serie de datos asumidos y otros reales, se puede controlar la geometría del compresor a través de la tabla de Excel, y a partir de ellos se realizan los cálculos para obtener resultados de la energía transferida al aire, la velocidad, el proceso de diseño fue iterativo cambiando los valores de entrada y revisando las salidas de datos hasta lograr los resultados deseados, a continuación se muestran las ecuaciones y los valores definitivos de diseño.

4.3.1 Valores iniciales, asumidos, establecidos y calculados

Power input factor: con este valor se tienen en cuenta las perdidas dadas en el compresor y por ende un leve exceso de energía que se le debe proporcionar para su correcto funcionamiento, lo común es utilizar un dato de $\phi=1.04$.

N de referencia: se tomarán 120,000 rpm de referencia por ser el valor más alto de operación del motor a reacción.

Rendimiento del compresor: se asumirán un rendimiento de 0.7

Geometría: la geometría de referencia se muestra en la fig. 4.1, estas medidas son resultado de buen número de pruebas y modificaciones, las cuales dieron como resultado un diseño que cumpliera con los requerimientos.

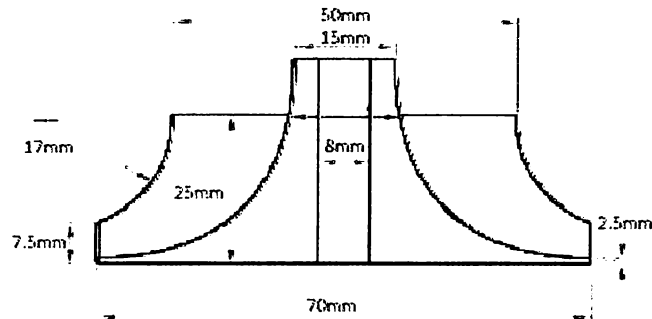


Fig. 4.1 Corte transversal geometría final para construir el compresor.

L: se toman 20 álabes en el diseño.

α : ángulo de curva de los álabes a la salida

Factor de deslizamiento (σ): el factor de deslizamiento se calcula mediante:

$$\sigma = 1 - \frac{\pi \cdot \sin(\beta_2)}{L} \quad 4.1$$

$$\sigma = 1 - \frac{\pi \cdot \sin(90^\circ - 35^\circ)}{20}$$

$$\sigma = 0.87$$

Siendo β_2 el complemento del ángulo de salida de los álabes, es decir 35° .

4.3.2 Cálculo de variables del impulsor.

Con los datos iniciales propuestos anteriormente se procede al diseño, a continuación, se calcularán los datos de interés para el diseño preliminar.

Cálculo de la velocidad periférica en el impulsor (U_{tip}).

$$U_{tip} = \pi * N * \frac{D_i}{60} \quad 4.2$$

$$U_{tip} = \frac{\left(\pi * 120,000 \text{ RPM} * \frac{70\text{mm} * 1\text{m}}{1,000\text{mm}}\right)}{60\text{seg}}$$

$$U_{tip} = 439.8191 \frac{\text{m}}{\text{seg}}$$

Delta de temperatura de estancamiento:

$$\Delta T_i = \frac{\sigma * \varphi * U_{tip}^2}{c_p} \quad 4.3$$

$$\Delta T_i = \frac{0.87 * 1.04 * \left(439.8191 \frac{\text{m}}{\text{seg}}\right)^2}{\left(1,005 \frac{\text{J}}{\text{KgK}}\right)}$$

$$\Delta T_i = 174.4212 \text{ kelvin}$$

Dónde: $C_p=1005 \text{ J/Kg K}$, esta conversión se realiza para anular las unidades de Joules con los metros cuadrados y segundos al cuadrado del cuadrado de la velocidad.

Trabajo realizado sobre el gas:

$$W = \sigma * \varphi * U_{tip}^2 * m_a \quad 4.4$$

$$W = 0.87 * 1.04 * \left(439.8191 \frac{\text{m}}{\text{seg}}\right)^2 * 0.2014 \frac{\text{kg}}{\text{seg}}$$

$$W = 36.250 \text{ KWatt}$$

El valor del trabajo requerido es adecuado, puesto que el calor desarrollado por el combustible es de 196.1Kw y con un factor de carga de 0.35% de potencia disponible en la flecha se tiene una disposición de potencia para el compresor de:

$$Wf = 0.35 * Qd \quad 4.5$$

$$Wf = 0.35 * 196.1 \text{ Kwatt}$$

$$Wf = 68.64 \text{ Kwatt}$$

Esto representa casi el doble, de la energía necesaria para el impulsor, sin embargo, es conveniente tener torque sobrado puesto que existen perdidas por fricción las cuales no se han contabilizado

Relación de presiones de estancamiento disponible en el impulsor se calcula a partir del delta de Temperatura de estancamiento como sigue:

$$\frac{P1}{P2} = \left(1 + \frac{\eta(\Delta Ts)}{T1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad 4.6$$

Donde las viables en juego son η rendimiento del compresor, asumido como 0.7; γ , coeficiente adiabático del aire igual a 1.4; $T1$, temperatura de estancamiento a la entrada, la temperatura de estancamiento involucra la velocidad, pero para el caso de ser cero esta velocidad se iguala al ambiente, es decir 300 K.

$$\frac{P01}{P02} = \left(1 + \frac{0.7 * (121.12K)}{300K}\right)^{\frac{1.4}{1.4-1}}$$

$$\frac{P1}{P2} = 3.303$$

Vale mencionar que este valor de 3.303 de relación de presión corresponde a presiones de estancamiento, es decir, toma las energías cinética y térmica asociadas al estado del gas aire.

4.3.3 Características termodinámicas del aire a la salida del impulsor

Las características más importantes a la salida del impulsor son variables termodinámicas que definen su estado, pero la velocidad es un factor de suma importancia quizá incluso más importante que la temperatura o presión del gas también.

Las velocidades del aire con respecto a los elementos del compresor deben estar limitadas para no sobrepasar la barrera del mach, debido a que sobrepasar el número de mach implica vibraciones y ondas de choque que podría estropear el aparato. Velocidad del aire en la punta del álabe C2 absoluta a la salida del impulsor será:

$$C2 = U_{tip} * \sigma \quad 4.7$$

$$C2 = 439.8191 \frac{m}{seg} * 0.8713$$

$$C2 = 383.2286 \frac{m}{seg}$$

Mientras que Ctip, la velocidad periférica del aire será:

$$C_{tip} = \frac{C2}{\sin(\alpha)} \quad 4.8$$

$$C_{tip} = 383.2286 \frac{m}{seg} * \cos(35^\circ)$$

$$C_{tip} = 313.9237 \frac{m}{seg}$$

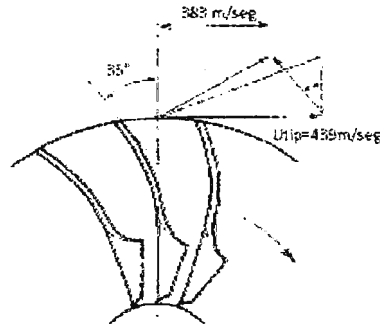


Fig. 4.2 velocidades características a la salida del impulsor

El valor de la velocidad del sonido para las condiciones de salida depende principalmente de la temperatura. La temperatura a la salida debe ser la temperatura ambiente más el cambio de temperatura debido al intercambio energético entre el impulsor y el flujo de aire.

$$T02 = 300K + \Delta Ts \quad 4.9$$

$$T02 = 300K + 174.4212K$$

$$T02 = 474.4212 K$$

La temperatura absoluta a la salida depende de la temperatura de estancamiento:

$$T2 = T02 - \frac{c2^2}{2 \cdot Cp} \quad 4.10$$

$$T2 = 474.4212K - \frac{\left(383.2286 \frac{m}{seg}\right)^2}{2 * 1,005 \frac{J}{kgK}}$$

$$T2 = 401.3544 K$$

La velocidad del sonido a esta temperatura será:

$$V = \left(\frac{\gamma RT}{M}\right)^{\frac{1}{2}} \quad 4.11$$

$$V = \left(\frac{1.4 * 8.314 \frac{Kg}{mol K} * 401.3544 K}{0.029 \frac{Kg}{mol}} \right)^{\frac{1}{2}}$$

$$V = 401.3599 \frac{m}{seg}$$

Entonces el número de Mach A será:

$$A = \frac{c^2}{v} \quad 4.12$$

$$A = \frac{383.2286 \frac{m}{seg}}{401.3599 \frac{m}{seg}}$$

$$A = 0.95$$

Un número de mach menor a 1 representa que se va más lento que la velocidad del sonido, por tanto, no se crean ondas de choque.

Por último solo hace falta determinar el caudal, o más importante el flujo másico que podrá manejar el compresor, es decir la cantidad de aire que puede suministrar, esta variable es el resultado de la profundidad axial del álabe, puesto que el diámetro del impulsor y las curvas de los álabes otorgan los parámetros energéticos del aire, la profundidad solo agrega o quita masa de aire, las variables fundamentales que se utilizan para estimar el caudal de aire son el área de sección que los álabes dejan en la periferia del impulsor, es decir el diámetro del impulsor multiplicado por la profundidad axial de los álabes, y la velocidad del flujo junto con la densidad.

La profundidad axial se asumió y modificó hasta obtener el valor de caudal deseado, que corresponde a 0.2014 Kg/seg. La velocidad radial a la salida del impulsor es de 219.8092 m/seg, la densidad del aire una vez comprimido y ganado presión se

calcula con auxilio de las presiones de estancamiento y las temperaturas de estancamiento, la necesidad de ser recurrentes con variables de estancamiento estriba en que tenemos un gas moviéndose relativamente rápido en un espacio muy reducido.

Calculamos la presión de salida a partir de las relaciones de estancamiento:

$$P2 = P01 * \left(\frac{T2}{T02}\right)^{3.5} \left(\frac{P2}{P01}\right) \quad 4.13$$

$$P2 = 1.013 \text{ Bar} \left(\frac{401.3544 \text{ K}}{474.4212 \text{ K}}\right)^{3.5} * 3.303$$

$$P2 = 1.863 \text{ Bar}$$

Utilizando la ley de los gases ideales aplicada a las condiciones de salida del impulsor para el aire:

$$\rho2 = \frac{P2}{R * T2} \quad 4.14$$

$$\rho2 = \frac{1.863 \text{ Bar} * \frac{100000 \text{ Pa}}{\text{Bar}}}{287.26 \frac{\text{kJ}}{\text{kgK}} * 401.3544 \text{ K}}$$

$$\rho2 = 1.6165 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

Entonces finalmente el ma, flujo másico de aire será:

$$ma = Ia * \rho2 * C2r \quad 4.15$$

$$ma = 0.0013 \text{ m}^2 * 1.6165 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * 219.8092 \frac{\text{m}}{\text{seg}}$$

$$ma = 0.4794 \frac{\text{Kg}}{\text{seg}}$$

Se puede notar que el flujo de aire es mayor al requerido, pero se conservara así el diseño puesto que, no se han considerado las pérdidas por fricción y posibles

recirculaciones, y una cantidad mayor de aire a la estipulada en el estudio de requerimientos se traducirá en aire más frío a la salida de la turbina.

4.4 Estator del compresor

El estator del compresor es la segunda parte del conjunto del compresor, su misión es guiar al aire a la cámara de combustión y reducir su velocidad, en la Fig. 4.3 en amarillo se puede observar un estator de compresor centrífugo.

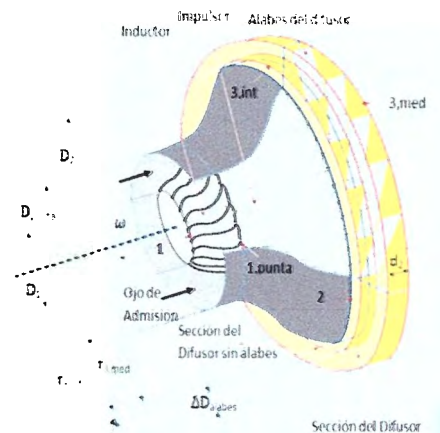


Fig. 4.3 Conjunto compresor, en amarillo el estator, los álabes que compone el estator se alojan a una pequeña distancia del impulsor

El diseño del compresor es bastante simple comparado al impulsor, el flujo másico se mantiene constante, aunque podría añadirse un dispositivo de sangrado de aire, si el flujo fuese demasiado respecto de lo necesario y provocara problemas en la combustión.

Para el proyecto MOBOR-81 se ha elegido un diseño muy simple, similar al de la Fig. 3, se trata de un anillo de corona circular con paletas dispuestas en la dirección de rotación del impulsor, para ser precisos, las paletas están orientadas de tal manera que coinciden con el ángulo de los alabes del impulsor, es decir, 35 grados.

Considerando una velocidad de entrada C2 al estator se necesita saber la velocidad de salida de él hacia la cámara de combustión

$$C3 = C2 \left(\frac{A_2}{A_3} \right) \quad 4.16$$

$$C3 = 383.2286 \frac{m}{seg} * \left(\frac{0.001349 \text{ mm}^2}{0.002985 \text{ mm}^2} \right)$$

$$C3 = 173.2165 \text{ m/seg}$$

Esta velocidad es a la cual viaja el aire a la salida del estator del compresor, a la cámara de combustión se ingresará con menor velocidad. Esto se logra mediante una serie de agujeros practicados a las paredes de la cámara de combustión, se explica en el siguiente apartado.

4.5 Cámara de combustión

Para la cámara de combustión en esta etapa de diseño, se calculan los agujeros que se realizarán alrededor de la pared anular, puesto que ese agujero tiene un propósito que es introducir el aire poco a poco, en diferentes zonas de la cámara con diferentes objetivos cada uno. Se diseñó de tal manera que los agujeros fueran practicados con brocas estándar inglesas, debido a la facilidad de adquisición de estas en el mercado local.

4.5.1 Distribución de aire

La cámara de combustión se divide en 3 partes, o en 3 zonas, en cada una sucede parte de la combustión, en la zona primaria se da la mayor liberación de energía, se mezcla el aire primario con el combustible y se quema en una mezcla rica, a esta zona le corresponde un 20% del aire total; en la zona secundaria se introduce más aire con el propósito de quemar las especies combustibles que quedaren sin quemar en la zona primaria, además de enfriar los gases de la combustión, a esta zona se le asigna un 30% del aire total; la zona terciaria termina de enfriar los gases de combustión, además el aire terciario recorre la cámara de combustión y la enfría desde afuera, por

último el aire terciario proporciona una envolvente de aire frío alrededor de los gases de combustión además de enfriarlo aún más, esta capa de aire reduce el ruido del jet considerablemente, a esta zona se le asigna el resto de aire disponible. Esta distribución realizada se hizo en base a distribuciones típicas de los aires de cámaras de combustión.

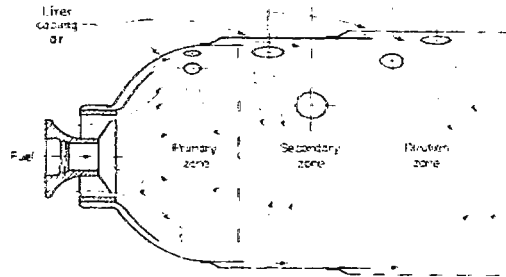


Fig. 4.4 Zonas de la cámara de combustión.

A las zonas primaria y secundaria se les agrupa como las zonas de combustión y la terciaria como la zona de dilución o enfriamiento. En la Fig. 4.4 se observa esta distribución de aires.

Para el cálculo de los agujeros necesarios se analizó como si se tratase de un tubo y partiéramos en dos cada ramificación según avanza el flujo de aire, es decir, se considera el área de sección transversal entre la cámara y el case, y para el aire primario se debe de contar con un área total de todos los agujeros que represente el 20% del área total entre la cámara y el case, y así sucesivamente de tal manera que todo el aire se distribuya según lo asignado en el diseño,

Las brocas elegidas para realizar el cálculo de los agujeros, clasificadas según su diámetro en pulgadas son: Zona primaria: 1/8" y 3/16", Zona secundaria: 1/4" y 3/8", Zona terciaria: 1/2".

Para la zona primaria se estimó perforar 33 de 1/8" y 34 agujeros de 3/16" agujeros con un área total primaria de 860.94 mm². Considerando que el área de entrada

de aire principal entre el case y la cámara es de 4,099mm², entonces el porcentaje de aire es:

$$\% \text{ área agujeros primarios} = \frac{860.94\text{mm}^2}{4,099\text{mm}^2}$$

$$\% \text{ área agujeros primarios} = 21\%$$

En la zona secundaria se realizó un proceso igual, y el resultado fueron 15 agujeros de 1/4" y 15 de 3/8", con un área total de 1,229mm², entonces el porcentaje de aire derivado en a la sección secundaria es:

$$\% \text{ área agujeros secundarios} = \frac{1229\text{mm}^2}{4099\text{mm}^2}$$

$$\% \text{ área agujeros secundarios} = 30\%$$

Similarmente para la zona terciaria se realiza el mismo proceso, pero tomando en cuenta que no todo el aire se mezclara a través de los agujeros, parte del aire se mezclará a la salida de la cámara de combustión y entrada a la NGV, el área total de la parte terciaria es de 2,008.8mm², de los cuales un 60% de esta área corresponde a 10 agujeros de 1/2". El porcentaje de área asignado la zona terciaria debe resultar en un 49%,

$$\% \text{ área agujeros tercearios} = \frac{2008.8\text{mm}^2}{4099\text{mm}^2}$$

$$\% \text{ área agujeros tercearios} = 49\%$$

Para su construcción, se toma una lámina plana a la cual se le practican los agujeros y posteriormente se rola y aplica una soldadura fuerte con proceso TIG. En el caso de turbinas comerciales se utiliza proceso laser para la unión, para MOBOR-81 no se dispone de tecnología láser, por ello se aplica TIG, el cual es un proceso adecuado para unir láminas de acero que sean del espesor de la cámara.

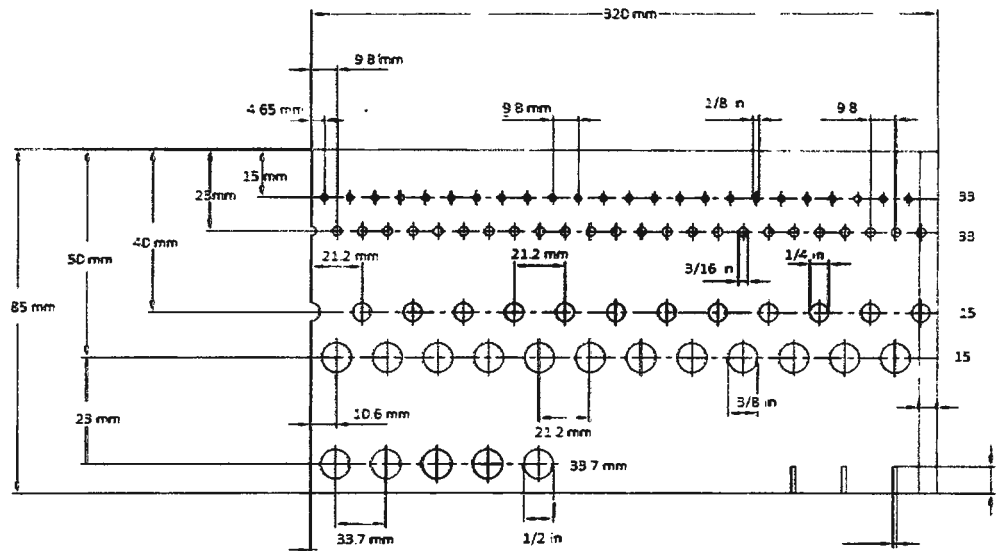


Fig. 4.5 Esquema de la distribución de la cámara de combustión

4.5.2 Inyección de combustible

Para la inyección de combustible se necesita que este esté pulverizado, atomizado o gasificado, en turbinas de aviación normalmente se atomiza el combustible de tal manera de convertir un líquido en partículas muy diminutas las cuales darán una combustión más eficiente, para el caso de los motores a reacción de aeromodelismo el método usado es la gasificación, la cual consiste en hacer que el combustible circule dentro de una tubería en la zona de combustión de la cámara de tal manera que se convierta en gas antes de salir por los inyectores, con esto se mejora la eficiencia de la combustión.

La forma de los inyectores de combustible depende del método de inyección, en algunos casos el combustible se inyecta de forma inversa al flujo de aire para que este se mezcle, para ello se utilizan tubos vaporizadores los cuales se exponen a la flama de

la combustión para calentar el combustible líquido en sus interiores. En al fig. 4.6 B. puede observarse un ejemplo de ello, el problema con este método es el rápido desgaste delos inyectores puesto que se expone a mayor temperatura, por otra parte puede el combustible inyectarse de manera directa al flujo de aire, siendo esta práctica la más común, la inyectar el combustible paralelo al flujo el inyector queda fuera de la flama y se tiene un menor desgaste, además de ser un método más sencillo de construcción.

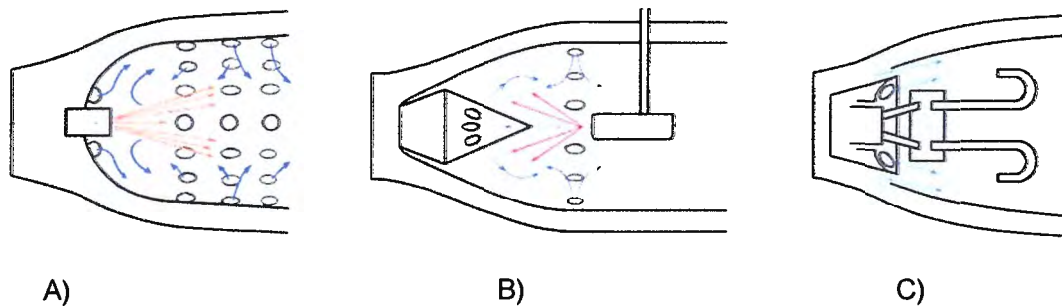


Fig. 4.6 formas de inyección de combustible a la cámara de combustión, en rojo el flujo de combustible, en azul el flujo de aire, A) forma convencional, paralela al flujo de aire, B) forma inversa al flujo de aire, C) sistema de aviación, más complejo que los anteriores.

Para todas las turbinas de aeromodelismo siempre se hace circular el combustible por un tubo de metal resistente al calor antes de ser inyectado, para MOBOR-81 se utiliza un tubo de 1/4" de acero inoxidable para ingresar el combustible, y para la inyección se utilizan tubos capilares de 0.31 mm de diámetro interno, para lograr una buena distribución de combustible se disponen una serie de inyectores en una corona en la parte más delantera de la cámara de combustión. La unión de los tubos capilares y el tubo de acero inoxidable se realiza con soldadura blanda.

4.6 Conjunto turbina NGV y rotor

La NGV y el rotor de la turbina en conjunto son la etapa de turbina del motor a reacción, con el rotor del motor básicamente, debido que el rotor de la turbina mueve el eje que arrastra al compresor que suministra aire para la combustión, a menudo los motores de reacción son llamados motores de turbina, en realidad la turbina es un componente de todo el motor. Como en los cálculos anteriores se recurrió a una tabla de Excel en donde se colocaron datos de entrada y se observaron los datos a la salida, iterando progresivamente hasta encontrar a la combinación de valores más idóneos al diseño.

4.6.1 NGV

La NGV es una rueda de álabes fijos que direccionan el flujo de gases de combustión de tal manera que la transferencia de potencia mecánica en el rotor sea eficiente y controlada.

Los parámetros importantes para la NGV con los que dictaminan el estado del gas a la salida de la cámara de combustión para el caso MOBOR-81

El flujo de entrada de gases se entiende como la suma del aire de entrada y el combustible quemado.

$$mt = ma + mf \quad 4.17$$

$$mt = 0.2014 \frac{kg}{seg} + 0.06825 \frac{kg}{seg}$$

$$mt = 0.2059 \frac{kg}{seg}$$

La entrada del aire a la NGV se da a una velocidad que depende de la entalpía requerida en la cámara de combustión.

$$hrc = T * Cp * (1 - rcc^{-0.245}) \quad 4.18$$

$$hrc = 1073 K * 1.148 * (1 - 1.34^{-0.245})$$

$$hrc = 85.2330 \frac{kJ}{kg}$$

La velocidad a la entrada, asumiendo una eficiencia del 95% se estima:

$$C5 = 0.95 * (2 * hrc)^{\frac{1}{2}} \quad 4.19$$

$$C5 = 0.95 * \left(2 * 85.2330 \frac{kJ}{kg} * 1000 \frac{J}{kJ} \right)^{\frac{1}{2}}$$

$$C5 = 392.2316 \frac{m}{seg}$$

Los datos geométricos principales de la NGV con la curva de los alabes y los diámetros internos y externos. Estos datos son: diámetro externo: 66mm, diámetro interno: 50.8mm; curvatura de los álabes: ángulo de entrada 0 grados, ángulo de salida 15 grados.

4.6.3 Rotor turbina

El rotor de la turbina es la parte móvil del conjunto de turbina, es la encargada de mover el eje para suministrar potencia al compresor.

Similarmente a la NGV los diámetro internos y externos son: 50.8 y 66mm respectivamente, se requiere 68 KWatt de potencia al eje.

El diseño de la turbina (el rotor) se enfocó en lograr que la velocidad de salida fuera suave, es decir sin llegar a los límites de mach de acuerdo a su temperatura absoluta, se modificaron los ángulos de entrada y salida de los alabes hasta obtener los valores de velocidad y potencia desarrollada en el eje necesarios, tomando como referencia un dato de grado de reacción de 0.8, es decir la mayor expansión del gas se da en la turbina y no en la NGV.

Las velocidades periféricas del gas en la salida de la NGV y el rotor de la turbina son las mismas:

$$U7 = U8$$

$$U7 = \left(\frac{N}{60}\right) * \left(\frac{3.141565}{4}\right) * 0.5 * \frac{\text{diámetro externo} - \text{diámetro interno}}{1000} \quad 4.20$$

$$U7 = \left(\frac{120000}{60}\right) * \left(\frac{3.141565}{4}\right) * 0.5 * \frac{66\text{mm} - 50.8\text{mm}}{1000\text{mm}} * 1\text{m}$$

$$U7 = U8 = 92.5190 \frac{\text{m}}{\text{seg}}$$

W7 la velocidad relativa de entrada a la turbina se calcula con la ley de cosenos:

$$W7 = \left((C7^2 + U7^2 - 2 * U7 * C7 * \text{COS}(\text{ángulo de entrada}))^{0.5} \right) \quad 4.21$$

$$W7 = \left(\left(392 \frac{\text{m}}{\text{seg}^2} + \left(92.5190 \frac{\text{m}}{\text{seg}} \right)^2 - 2 * 92.5190 \frac{\text{m}}{\text{seg}} * 392 \frac{\text{m}}{\text{seg}} * \text{COS}(15^\circ) \right)^{0.5} \right)$$

$$W7 = 303.8101 \frac{\text{m}}{\text{seg}}$$

El H requerido que sea absorbido por la turbina y transformado en trabajo mecánico depende de la energía que el compresor necesite absorber de los gases de escape:

$$H_{\text{requerido}} = \frac{\text{Pot}}{\text{mt}} \quad 4.22$$

$$H_{requerido} = \frac{68 \text{kwatt}}{0.2059 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}}$$

$$H_{requerido} = 330.1410 \text{ kJ}$$

Para W8 se realiza el cálculo:

$$W8 = (W7^2 + (1 - \text{grado de reacción} * 2 * H \text{ requerido}))^{0.5} \quad 4.23$$

$$W8 = \left(303.8101 \frac{\text{m}}{\text{seg}^2} + (1 - 0.8) * 2 * 330.1410 \text{kJ} \right)^{0.5}$$

$$W8 = 304.0273 \frac{\text{m}}{\text{seg}}$$

La velocidad absoluta a la salida se calcula con la ley de cosenos como:

$$C8 = (U8^2 + W8^2 - 2 * U8 * W8 * \text{COS}(\text{ángulo de salida turbina}))^{0.5} \quad 4.24$$

$$C8 = \left(92.5190 \frac{\text{m}}{\text{seg}^2} + 304.0273 \frac{\text{m}}{\text{seg}^2} - 2 * 92.5190 \frac{\text{m}}{\text{seg}} * 304.0273 \frac{\text{m}}{\text{seg}} * \text{COS}(45^\circ) \right)^{0.5}$$

$$C8 = 247.4118 \frac{\text{m}}{\text{seg}}$$

C8 será la velocidad de salida de los gases de escape de la turbina, la temperatura se mantendrá alrededor de los 1000 K, esto claro para la situación que se trabaje en el régimen de máxima potencia, es decir, estos son los valores máximos teóricos en velocidad y temperatura que la MOBOR 81 podría alcanzar en la tobera de descarga.

Asumiendo que el gas es escapa de la turbina esta velocidad máxima de 247.4118 m/seg, se debe asegurar que no exceda la velocidad del sonido del aire ambiente, debido a que esto generaría ondas de choque y un intenso ruido, la tobera de descarga, reducirá o aumentará el área de salida dependiendo del cono interior que contenga,

La velocidad de los gases de escape se limita la del sonido, el aumento de velocidad se logra con la reducción de área en la tobera de descarga, logrando alcanzar 343 m/seg, la cual es la velocidad del sonido a nivel del mar y temperatura de 25°C, con esto se puede calcular el área de salida necesaria en la descarga de la tobera, sin embargo, lo que más nos interesa saber es el empuje que se puede alcanzar, a continuación calculamos el empuje máximo que se puede alcanzar asumiendo un rendimiento en la tobera del 99%:

$$\text{Empuje} = mt * \frac{343m}{seg} * 0.99$$

$$\text{Empuje} = 0.2014 \frac{kg}{seg} * 343 \frac{m}{seg} * 0.99$$

$$\text{Empuje} = 68.3893 N$$

No se alcanza el valor deseado de 100N, para ello sería necesario modificar parámetros y aumentar el flujo de aire para aumentar el empuje, esto requeriría modificar el flujo de aire ingresado por el compresor, a su vez mas aire de entrada del compresor aumentaría la velocidad de salida del impulsor, pero esto tampoco es admisible puesto que corre el riesgo de entrar en una velocidad superior al mach en el estator del compresor, además traería como consecuencia una reducción de la temperatura de los gases de escape y por tanto de todas sus propiedad termodinámicas, incluida la entalpia y la velocidad, a resumidas cuentas el mejor método para aumentar el empuje es la prueba experimental, debido a que todo loa anterior son cálculos de lo que se espera, pero la realidad siempre toma un rumbo un poco diferente a lo que la matemática plantea, no porque la matemática este equivocada, sino porque aun la dinámica de gases no es una ciencia perfecta, aun no se puede predecir a ciencia cierta en un 100% el comportamiento de un gas caliente en movimiento.

CAPITULO V. DIBUJO Y SIMULACIÓN

5.1 Introducción

Actualmente se cuentan con herramientas de dibujo computacionales que permiten realizar casi cualquier pieza, al mismo tiempo se puede diseñar cada elemento de la manera más óptima sin necesidad de realizar extensos cálculos. Las piezas del mini motor a reacción son dibujadas y verificadas mediante un programa de dibujo y simulación en el que se va verificando que cada elemento sea lo más óptimo posible. En algunos casos no es necesario realizar un análisis de esfuerzos o análisis de fatiga debido a que no todos los componentes están sometidos a cargas críticas que provoquen un fallo estructural, es por ello que se muestra la simulación de algunas piezas principalmente del eje, y flujo en la turbina.

Dibujo de piezas en solidworks

Un esquema general se muestra en la siguiente figura:

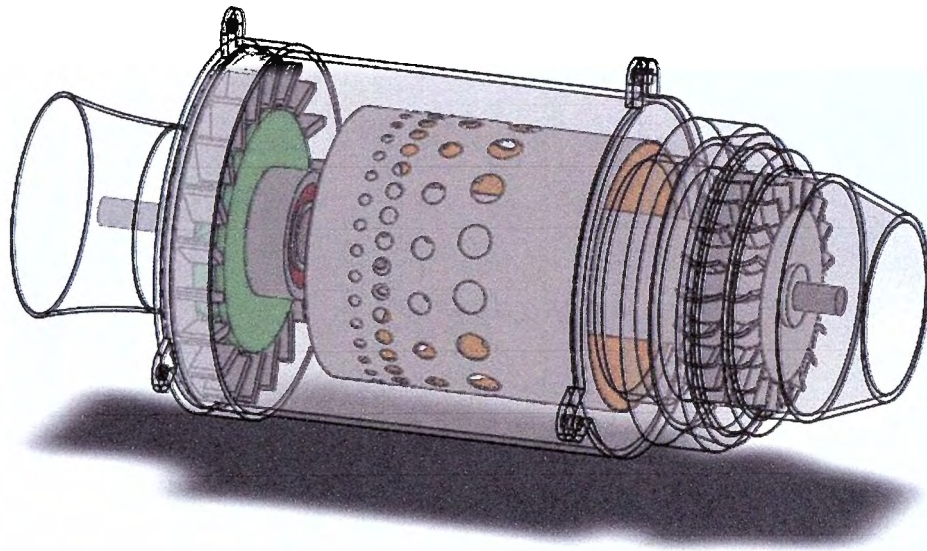


Figura 5.1-9 Ensemble de mini turbina MOBOR 81.

El despiece general de la turbina excluyendo el sistema de combustible se muestra en la figura 5.2-13.

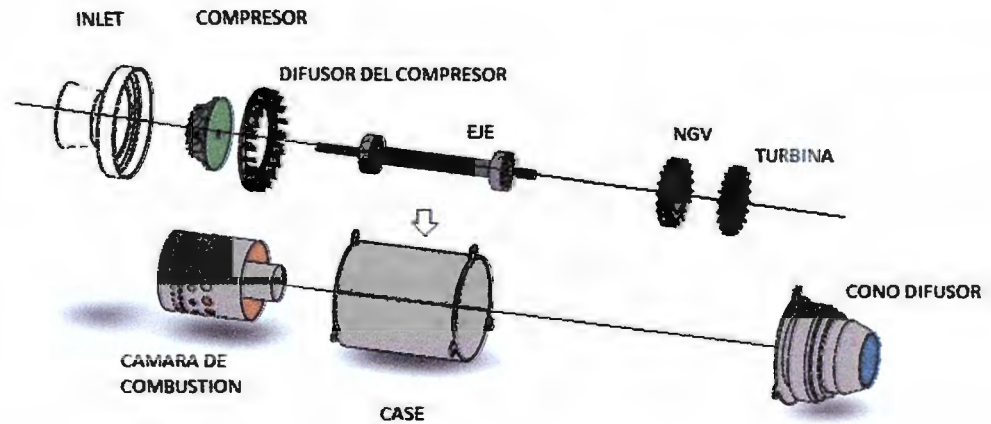


Figura 5.2-10 Partes de la turbina.

Compresor se muestra en la siguiente figura 5.3-14

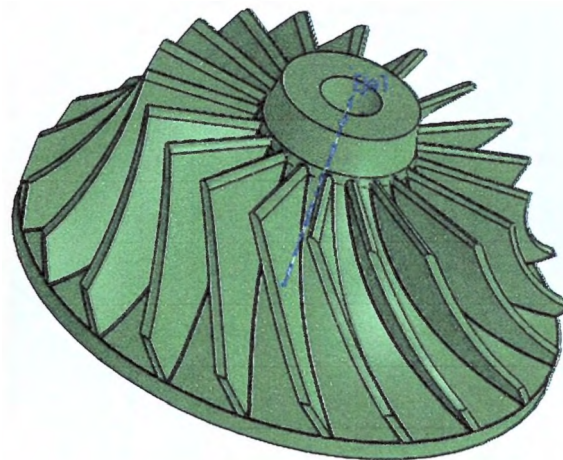


Figura 5.3-11 Compresor

Case o carcasa exterior cubre y aísla la cámara de combustión del ambiente.

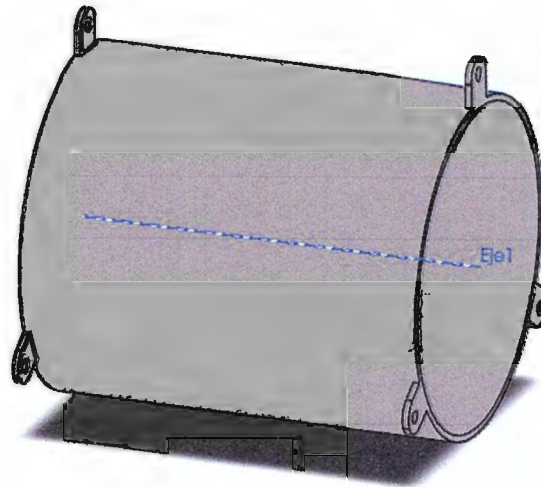


Figura 5.4-12 Case.

Inlet o entrada de aire del compresor

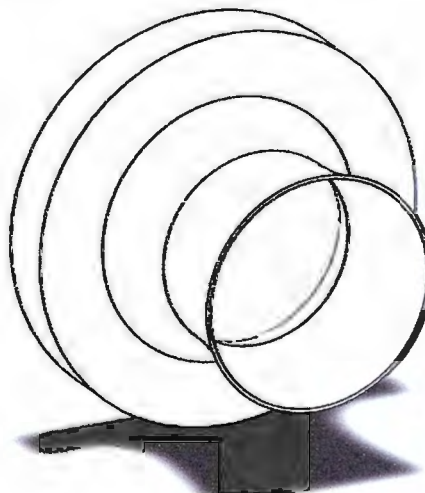


Figura 5.5-13 inlet.

Cono difusor

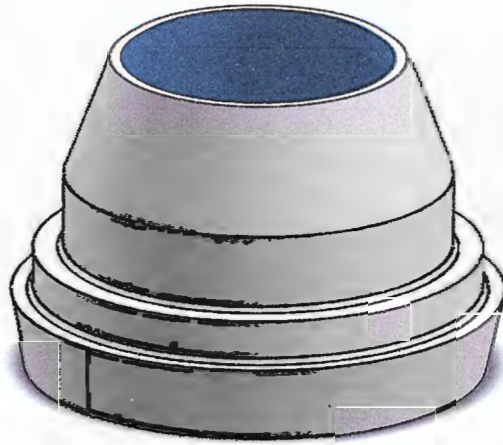


Figura 5.6. Cono difusor.

Cámara de combustión

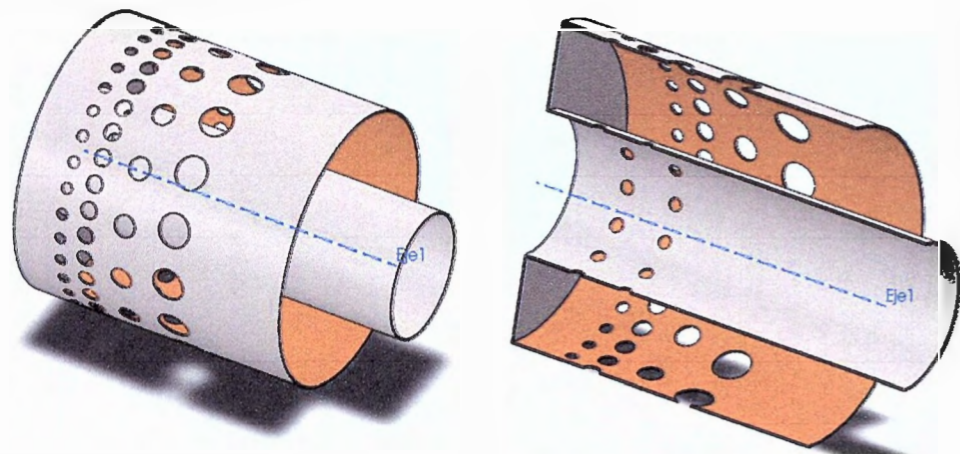


Figura 5.7-14 Cámara de combustión.

Turbina

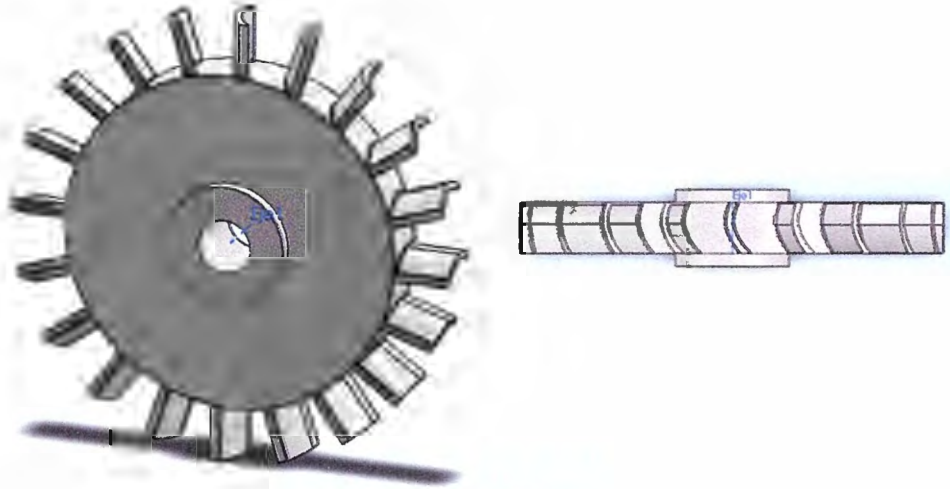


Figura 5.8-15 Turbina

NGV

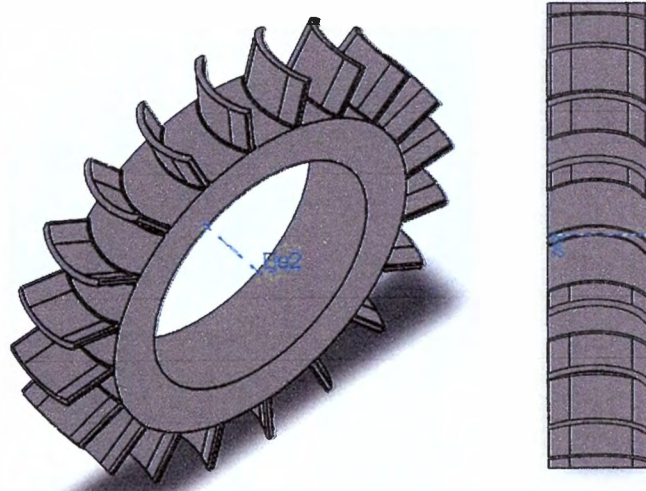


Figura 5.9-16 NGV

EJE



Figura 5.10-17 eje de la turbina.

Análisis CAE: en el análisis CAE entran en cuenta los análisis computacional de fatiga, vibraciones, estudio de diseño, flujo de fluidos etc. En el estudio de frecuencia se encuentra la frecuencia natural del sistema o las frecuencias que encuentre el programa, ya que pueden ser más de una frecuencia natural incluso cinco en algunos casos. En el análisis de flujo de fluido se verifica el comportamiento del flujo circundante.

Análisis de flujo en el conjunto estator-turbina de propulsión

En la figura 5.11-21, se muestra los resultados del análisis de flujo realizado para el estator y turbina de propulsión, los datos de entrada del programa son: velocidad a la entrada 342 m/s, 0.48 bar.

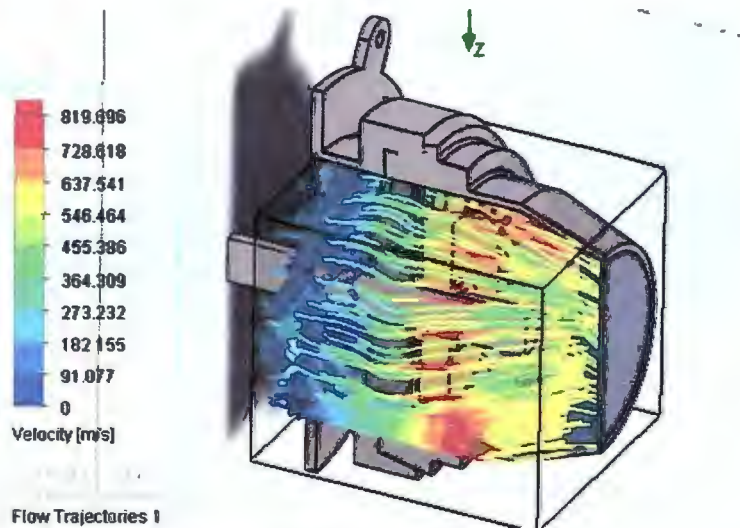


Figura 5.11-18 Velocidad entre los álabes.

Los resultados también pueden mostrarse en contornos, en la figura 5.12-22 se muestra dicha vista en la que se observa que las zonas de color rojo muestran las zonas con mayor velocidad y estas se encuentran justo a la salida de la turbina, lo cual es demasiado alta según la tabla de colores.

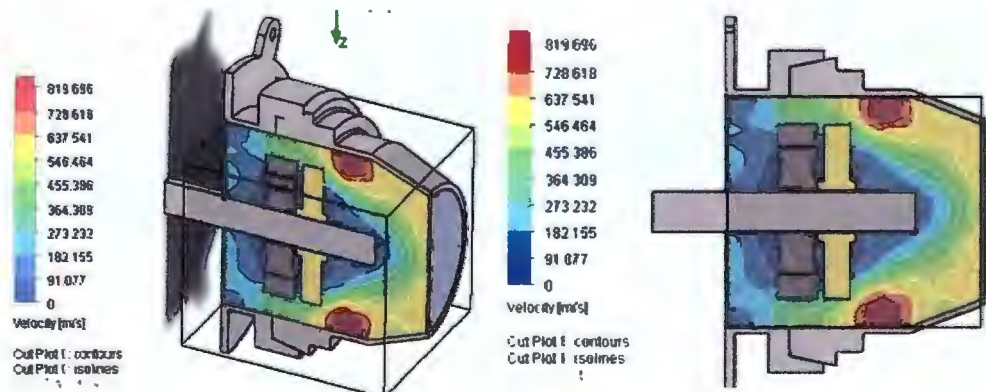


Figura 5.12-19 Velocidad entre álabes, vista de contorno.

La simulación nos permite acercarnos y ver de cerca las líneas de flujo sobre los álabes, esto nos permite verificar si el flujo presenta turbulencia al paso de los álabes.

En la figura siguiente se observa que las líneas de flujo siguen el contorno del álabe y no presentan desviaciones considerables.

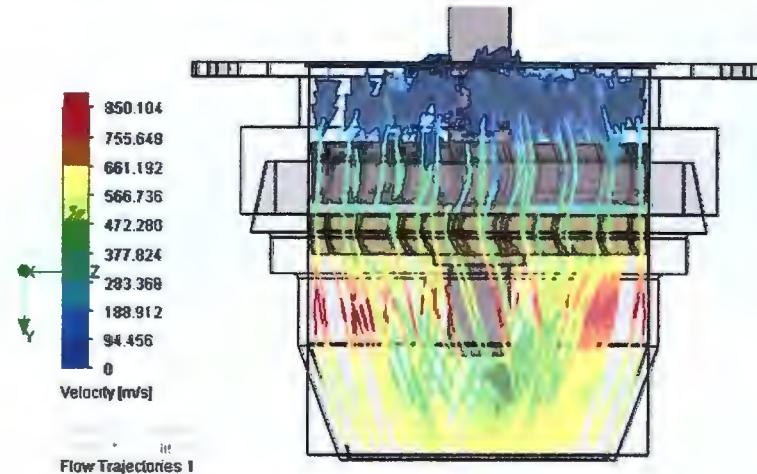


Figura 5.13-20 Velocidad del flujo, vista superior.

El choque entre el fluido y los alabes hace que la turbina gire en su propio eje, transmitiendo la fuerza hacia el eje principal y al compresor, en la figura se observa más detalladamente las líneas de flujo que chocan en el álabe de estudio, la velocidad ronda los 280 m/s al paso de los álabes.

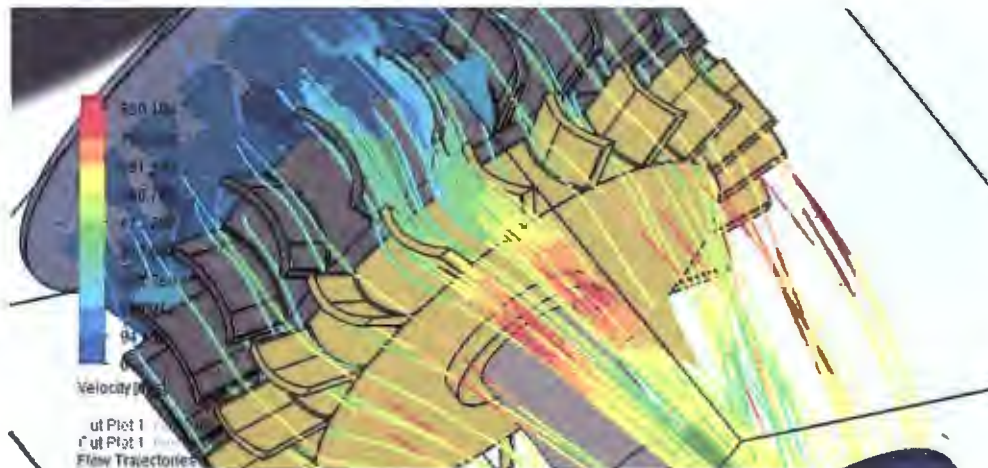


Figura 5.14-21 Flujo entre álabes.

Análisis de diseño

En el análisis de diseño se verifica que los elementos se encuentren con las dimensiones adecuadas para que no ocurra fallo. En los siguientes cuadros se revisa las propiedades bajo las cual se ha realizado el estudio. Es necesario realizar el estudio de diseño para verificar que las dimensiones son adecuadas, de lo contrario será necesario realizar algunos cambios para optimizar la pieza.

Estudio de diseño para el eje

En el cuadro siguiente se muestra un resumen sobre los requerimientos y tipo de análisis que se ejecutara.

Nombre de estudio	Estudio de diseño 1
Tipo de análisis	Estudio de diseño (Optimización)
Calidad del estudio de diseño	Alta calidad (más lento)

Tabla II. Propiedades de estudio en el programa.

Se toma como variable el diámetro más pequeño del eje que se ha estimado, este diámetro es el más crítico debido a que es el de menor sección y puede provocar un fallo estructural, por lo que se toma como base de estudio para verificar si el diámetro asignado es lo suficiente para soportar las cargas y la alta velocidad de rotación.

Nombre	Tipo	Valor	Unidades
diámetro turbina	Valores discretos	8	mm

Tabla III. Variables de diseño.

Se asigna una condición de restricción al ensayo para que el programa se base en ello y optimizar el diámetro buscado.

Nombre del sensor	Condición	Límites	Unidades	Nombre de estudio
Deformación unitaria1	es mayor que	Mín:0.000000		Análisis estático

Tabla IV. Restricciones.

Resultados

Los resultados muestran que el diámetro que tiene actualmente es lo suficiente y no necesita cambios en su estimación

Nombre del componente	Unidades	Actual	Inicial	Óptimo	Escenario 1	Escenario 2
diámetro turbina	mm	8	8	8	8	8
Deformación unitaria1		0.000156	0.000156	0.000156	0.000156	--
Masa1	g	273.6037 3	273.6037 3	273.6037 3	273.60373	--

Tabla V. Escenarios de resultados.

Para el estudio de diseño en la parte del eje con sección de 16 mm

De igual manera como en la sección anterior se realiza el estudio de diseño en la sección de 16 mm

Resultados del estudio:

Nombre del componente	Unidades	Actual	Inicial	Óptimo	Escenario 1	Escenario 2
diámetro turbina	mm	16	16	16	16	16
Tensión1	psi	7754.4	7754.4	7754.4	7754.4	-
Masa1	g	273.60373	273.60373	273.60373	273.60373	-

Tabla VI. escenarios, sección de 16mm.

Nombre del componente	Unidades	Escenario3	Escenario4
diámetro turbina	mm	16	16
Tensión1	psi	-	-
Masa1	g	-	-

Tabla VII. escenarios, sección de 16 mm continuación.

Estudio de frecuencia del eje

El estudio de frecuencia permite encontrar las frecuencias naturales de la pieza o del sistema, estas frecuencias son las que no se debe permitir que la pieza alcance debido al riesgo de resonancia, que puede provocar armónicos y destruir el sistema. Debido a tal complicidad se realiza el estudio de frecuencia al eje mediante una herramienta propia del programa. En la figura 5.15 se muestra la información del modelo antes de la simulación donde se ha aplicado apoyos de rodamiento marcado con las flechas azules y la velocidad de rotación marcada con la flecha de color naranja



Figura 5.15-22 Información del modelo.

Vista general de análisis de frecuencias

Es importante entender la frecuencia natural para predecir posibles modos de fallos o los tipos de análisis requeridos para comprender mejor el rendimiento. Todos los diseños tienen sus frecuencias de vibración preferidas (también llamadas frecuencias resonantes) y cada una de ellas se caracteriza por una forma (o modo) de vibración específica.

El análisis de frecuencias con SolidWorks Simulation utiliza un enfoque de autovector para determinar los modos naturales de vibración de cualquier geometría. Si los modos naturales del diseño y su entorno de vibración previsto coinciden, puede producirse una resonancia armónica y provocarse cargas excesivas que generarán fallos.

Al entender los modos de vibración natural del diseño, puede llevar a cabo medidas preventivas, como cambios en el material, secciones de componentes, amortiguadores de masa, etc., de modo que las frecuencias naturales del componente no coincidan con la frecuencia del entorno de carga. Esto dará lugar a un diseño que no solo funcionará como se desea, sino que tendrá una vida útil más larga.

Para hacer salir la frecuencia natural de un diseño del intervalo crítico, puede:

- Cambiar la geometría.
- Cambiar los materiales (las frecuencias resonantes son directamente proporcionales a los materiales [módulos (elásticos) de Young]).
- Cambiar las características de los aisladores de choque.
- Colocar estratégicamente elementos de masa.

En la tabla siguiente se muestra un resumen de las propiedades de entrada al programa.

Nombre de estudio	Estudio de frecuencia
Tipo de análisis	Frecuencia
Número de frecuencias	5
Opción térmica	Incluir cargas térmicas
Temperatura a tensión cero	298 Kelvin
Referencia de modelo	Propiedades

Tabla VIII. Propiedades del estudio de frecuencia del eje


	Nombre:	AISI 304
	Tipo de modelo:	Isotrópico elástico lineal
	Criterio de error predeterminado:	Desconocido
	Límite elástico:	2.06807e+008 N/m ²
	Límite de tracción:	5.17017e+008 N/m ²
	Densidad:	8000 kg/m ³
	Módulo elástico:	1.9e+011 N/m ²
	Coefficiente de Poisson:	0.29
	Coefficiente de dilatación térmica:	1.8e-005 /Kelvin

Tabla IX. Propiedades del eje principal

La carga asignada es de velocidad angular y se desarrolla para 100,000 rpm de operación. En las siguientes tablas se muestra un detalle dicha aplicación.

Nombre de carga	Cargar imagen	Detalles de carga	
Centrífuga		Velocidad angular:	100000 rpm

Tabla X. Cargas y sujeciones

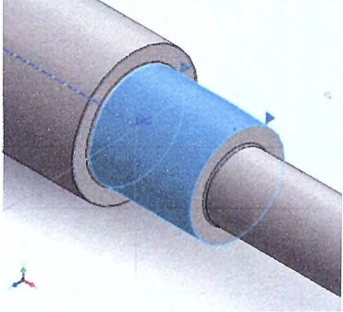
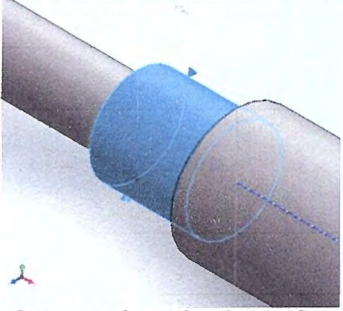
Referencia de modelo	Detalles del conector	
 <p data-bbox="594 623 893 652">Soporte de rodamiento-1</p>	Entidades: Tipo:	1 cara(s) Rodamiento
 <p data-bbox="594 969 893 998">Soporte de rodamiento-2</p>	Entidades: Tipo:	1 cara(s) Rodamiento

Tabla XI. definición de los apoyos de baleros

Resultados del estudio

Lista de modos: la lista de modos está asociada a cada una de las frecuencias naturales encontradas en la simulación.

Frecuencia n°.	Rad/seg	Hertz	Segundos
1	7937.4	1263.3	0.00079159
2	7937.7	1263.3	0.00079157
3	10050	1599.5	0.00062521
4	12947	2060.5	0.00048532
5	12949	2060.9	0.00048524

Tabla XII. lista de modos.

Cada frecuencia de la lista de modos es analizada para encontrar su amplitud resultante.

Estudio de cada frecuencia.

El primer modo que se simula es el correspondiente a la frecuencia número 1 y así sucesivamente, dadas las condiciones que se establecieron inicialmente se realiza el análisis a cada frecuencia natural encontrada anteriormente.

En el análisis de la frecuencia número 1, se encuentra un valor máximo de amplitud resultante AMPRES de 5.48 por lo que representa un gran riesgo a esa frecuencia.

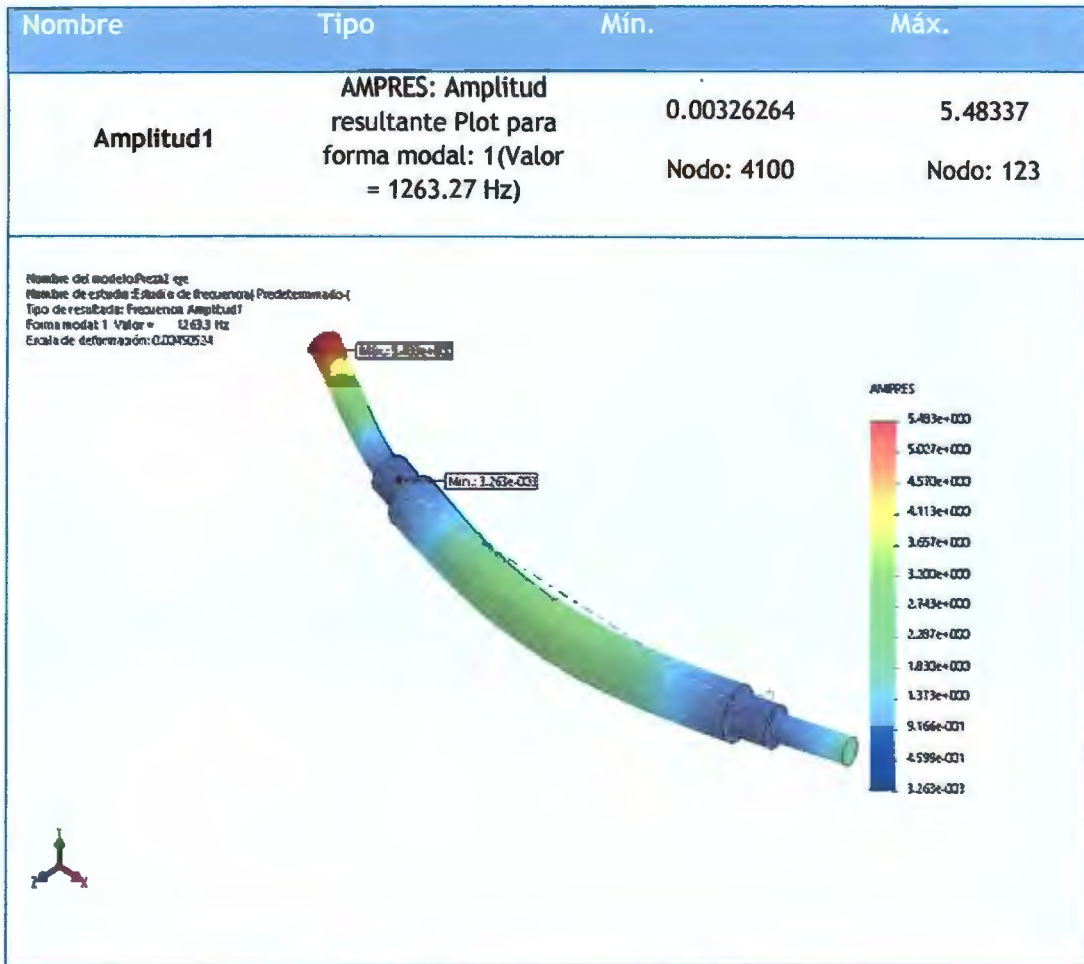


Tabla XIII. Estudio de frecuencia-Amplitud de Amplitud 1.

En el análisis de la frecuencia número 2, se encuentra un valor máximo de amplitud resultante AMPRES de 5.48 similar al modo número 1.

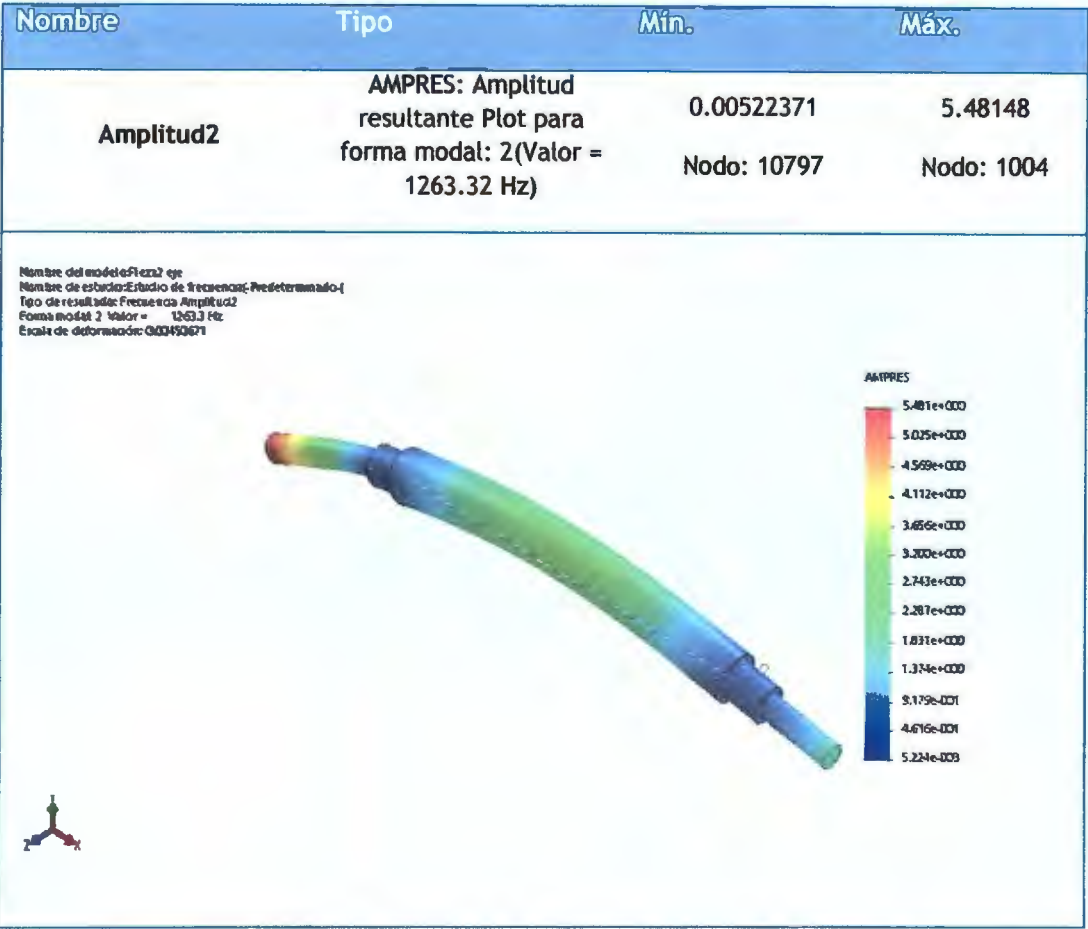


Tabla XIV. Estudio de frecuencia-Amplitud de Amplitud 2.

En el análisis de la frecuencia número 3, se encuentra un valor máximo de amplitud resultante AMPRES de 5.48 por lo que representa un gran riesgo a esa frecuencia.

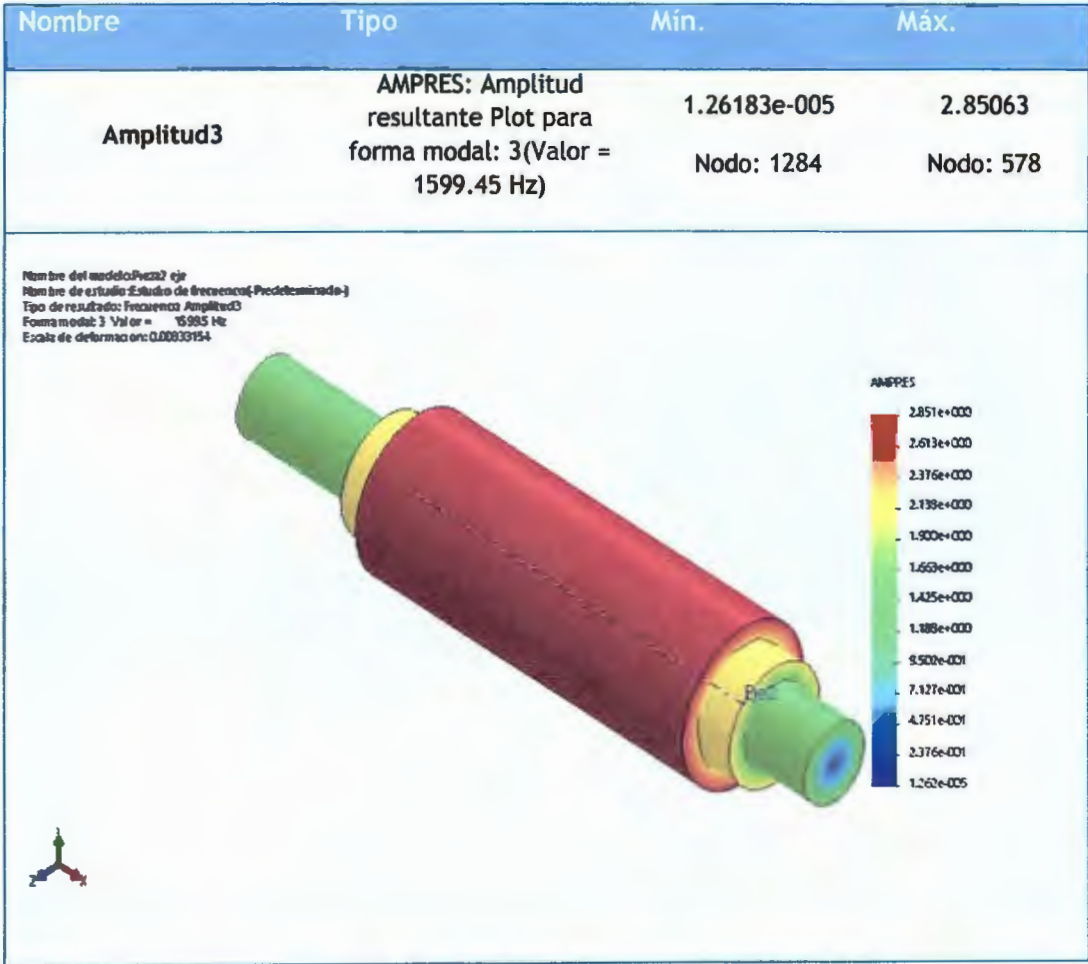


Tabla XV. Estudio de frecuencia-Amplitud-Amplitud 3.

En el análisis de la frecuencia número 3, se encuentra un valor máximo de amplitud resultante AMPRES de 12.45 por lo que representa un riesgo aun mayor que las demás.

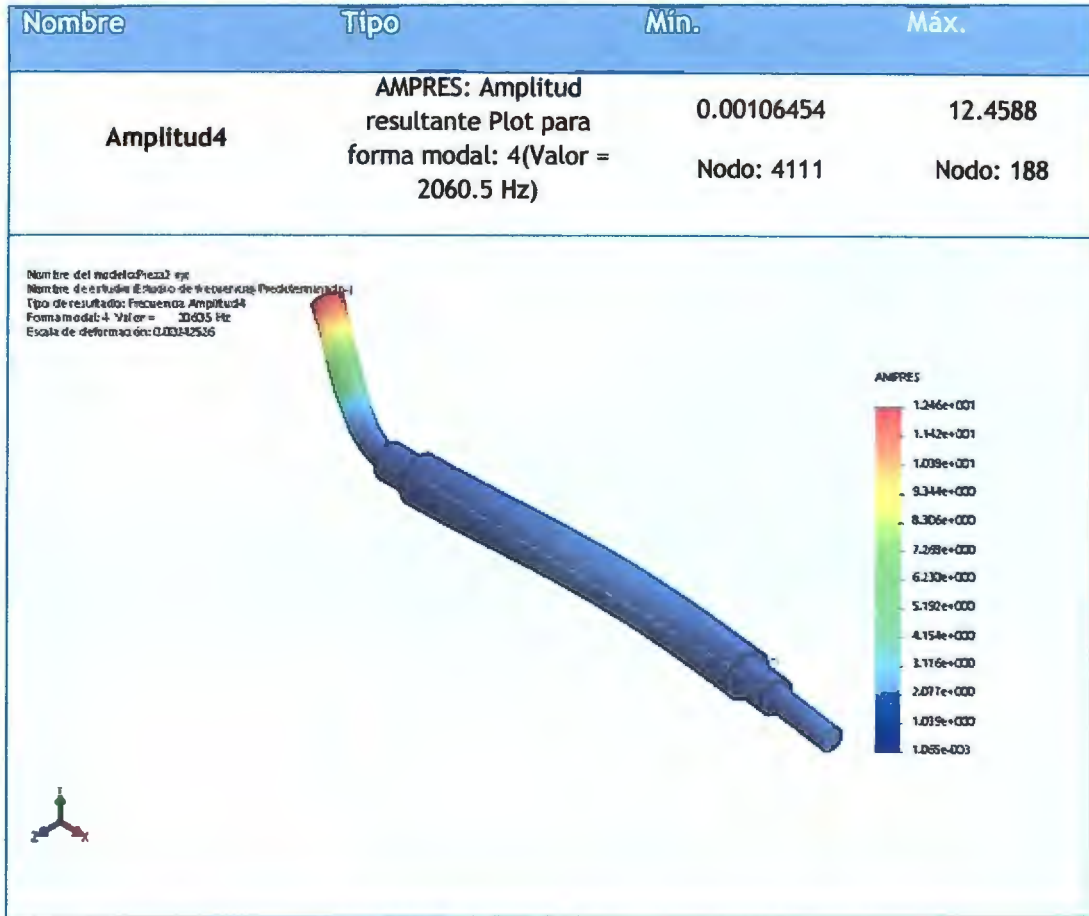


Tabla XVI. Estudio de frecuencia-Amplitud-Amplitud 4.

En el análisis de la frecuencia número 3, se encuentra un valor máximo de amplitud resultante AMPRES de 12.45 por lo que representa un riesgo aun mayor que las demás

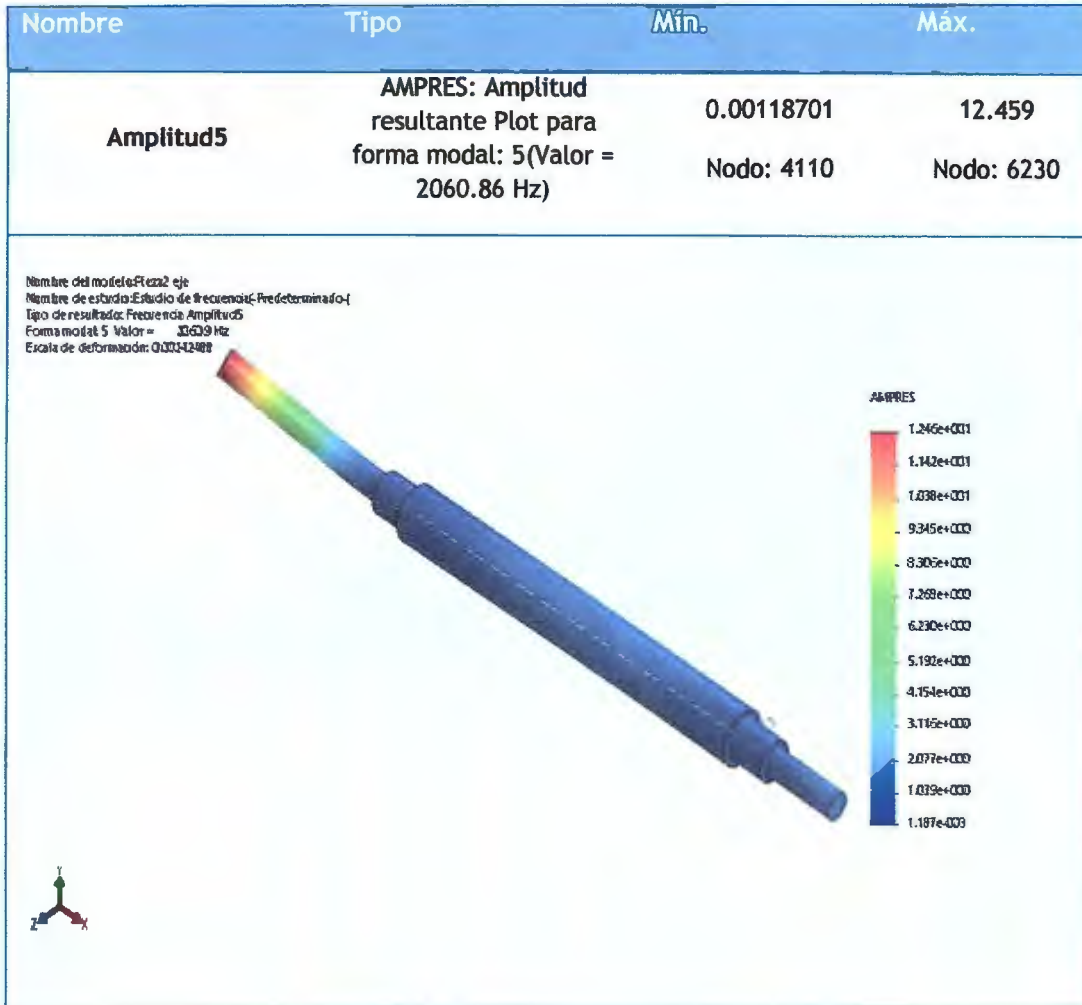


Tabla XVII. Estudio de frecuencia-Amplitud-Amplitud 5.

En el siguiente cuadro se muestra una gráfica de los modos vs. Frecuencia en la que se observa la tendencia al alza de la frecuencia Hz

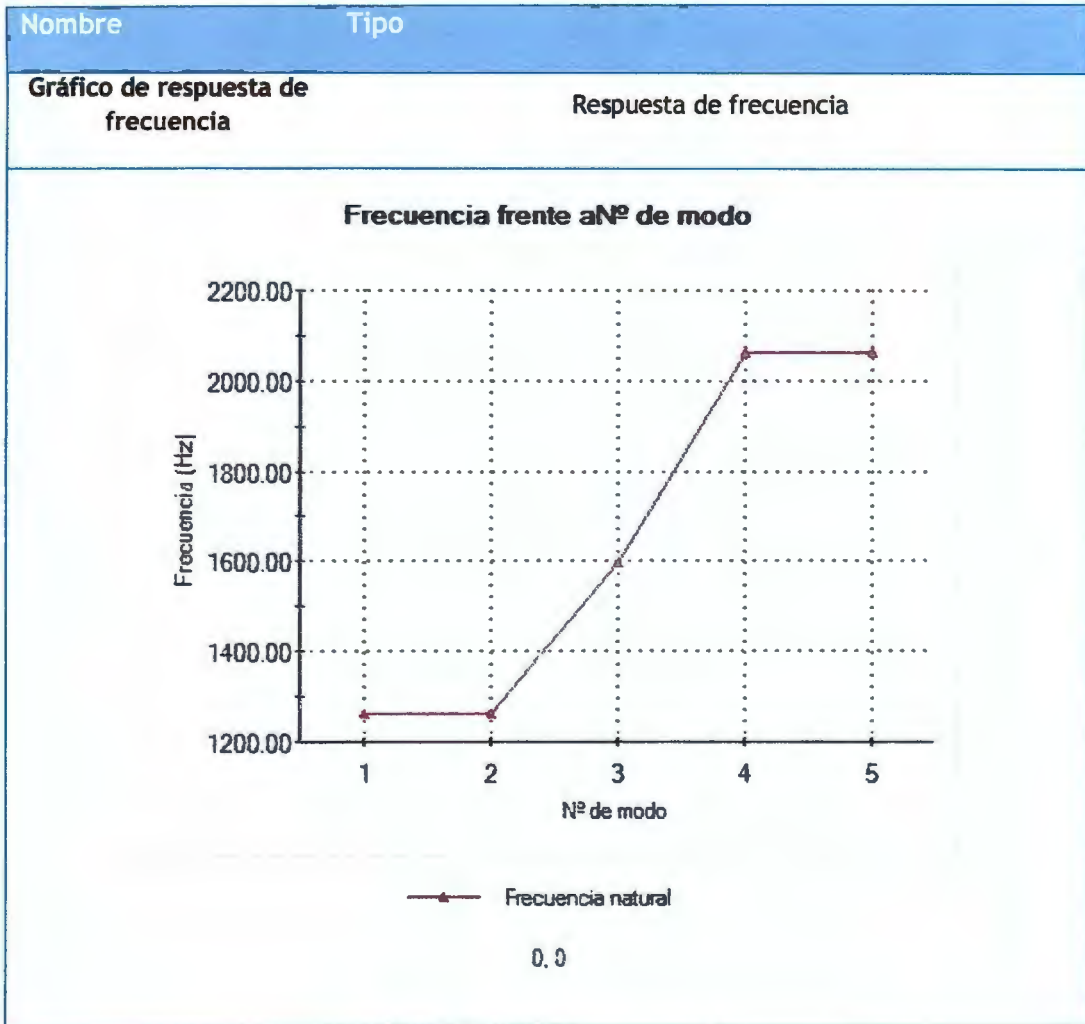


Tabla XVIII. Gráfico de respuesta de frecuencia.

Capítulo VI. Fabricación

6.1 Introducción

En este capítulo se presenta las piezas fabricadas en el taller de la Universidad Don Bosco, muchas de las cuales utilizando el torno convencional como el eje, cilindro del case, flanges y otros manualmente como la cámara de combustión. El compresor y la turbina necesitan maquinas herramientas CNC para poder fabricar su complicada geometría, en las siguientes secciones se muestra en pequeño detalle sobre el procedimiento que se realizó para la fabricación de cada pieza.

6.2 Fabricación de piezas

6.2.1 Cámara de combustión

La cámara de combustión se fabricó de lámina de acero inoxidable de 3 mm de espesor, se corta a medida según su respectivo plano, luego se dibuja en una de sus caras todos los centros de los agujeros y se marca con un centro punto, posteriormente se realiza cada agujero en un taladro de banco. A continuación las siguientes imágenes muestra el proceso:



Figura 6.16-23 Lámina para la cámara de combustión.

En la figura se muestra el trazado de los centros de cada punto utilizando un centro punto



Figura 6.17-24 Trazado de agujeros.

En el siguiente paso se realiza cada uno de los agujeros.



Figura 6.18-25 Taladrado de agujeros.

Como siguiente paso, se realiza el rolado de la lamina para que la curvatura sea perfecta; para unir la lamina se utilizo soldadura con proceso MIG el cual es el mas adecuado para el espesor de la lamina.



Figura 6.19-26 Rolado de lámina.

6.2.2 Carcasa exterior

La carcasa fue contruida a partir de tubería de acero inoxidable de 3.5", el cual se corto a la medida según el plano respectivo.



Figura 6.20-27 Corte del case.

La fabricación de los flanges que se utilizarán para sujetar los rodamientos y mantenerlos asegurados en el guarda rodamientos.



Figura 6.21-28 Flange y guarda rodamiento.

Flanges del case: se fabrican en el torno y se utilizaran para acoplar estratégicamente el CASE con la unión racor.



Figura 6.22-29 Flanges para el CASE.

Si se extiende el agujero con un buril de exteriores, el resultado será un domo al otro extremo de la lámina debido al aumento de temperatura, el domo formado se muestra en la siguiente figura.



Figura 6.23-30 Formación del domo al utilizar un buril de exteriores

6.2.3 Sistema de combustible

el sistema de combustible es el encargado de suministrar la cantidad de combustible necesaria para llevar a cabo la combustión, consta de una bomba de combustible de 1000 cc/min , regulador de caudal, manómetro y tuberías flexibles para el transporte del combustible. La bomba es especial para mini turbinas de aeromodelismo y fue importada.



Figura 6.24-31 Sistema de combustible.

6.2.4 Difusor del compresor

el difusor se encarga de distribuir adecuadamente el aire que sale del compresor. Se fabricó de lámina de 3mm de espesor de acero inoxidable 316.



Figura 6.25-32 Difusor del compresor.

Cono difusor: el cono se adaptó a nuestras condiciones con un reductor de acero inoxidable, el cual se soldó a un cilindro y un flange para formar un solo cuerpo, como se muestra en la figura siguiente.



Figura 6.26-33. Cono difusor.

6.2.3 Eje

El eje fue fabricado de acero inoxidable en un torno convencional de acuerdo con los planos adjuntos en el anexo.



Figura 6.26-34 Eje.

6.3 Conclusiones del capítulo

El proceso de manufactura presentó varios inconvenientes debido a la falta adecuada de herramientas y otros aspectos, por ejemplo:

- formación del domo al realizar un agujero en una lamina.
- falta de buril de alta dureza para cilindrar el eje de acero inoxidable.
- Necesidad de una fresa CNC de 4 ejes.
- Obtener materiales capaces de resistir altas temperaturas

CONCLUSIONES

GLOSARIO DE TÉRMINOS

Propulsión a chorro: o propulsión a reacción. Procedimiento que se utiliza para mover hacia adelante un vehículo mediante la expulsión de una corriente de gases, producidos a gran presión por el motor, en dirección contraria a la marcha.

Motor de reacción: reactor o jet, es un tipo de motor que descarga un chorro de fluido a gran velocidad para generar un empuje de acuerdo a las leyes de Newton. Esta definición generalizada del motor de reacción incluye turborreactores, turbofanés, cohetes, estatorreactores y pulsorreactores, pero, en su uso común, el término se refiere generalmente a una turbina de gas utilizada para producir un chorro de gases para propósitos de propulsión.

Generador eléctrico: es todo dispositivo capaz de mantener una diferencia de potencial eléctrica entre dos de sus puntos (llamados polos, terminales o bornes) transformando la energía mecánica en eléctrica.

Turbina: máquina que consiste en una rueda en el interior de un tambor provista de paletas curvas sobre las cuales actúa la presión de un fluido haciendo que esta gire.

Turbina de vapor: es una turbo máquina motora, que transforma la energía de un flujo de vapor en energía mecánica a través de un intercambio de cantidad de movimiento entre el fluido de trabajo (entiéndase el vapor) y el rodete, órgano principal de la turbina, que cuenta con palas o álabes los cuales tienen una forma particular para poder realizar el intercambio energético.

Turbocompresor: turbina acoplada a un compresor centrífugo de alta presión y que se destina a la compresión de un fluido.

Motor aeronáutico: es aquel que se utiliza para la propulsión de aeronaves mediante la generación de una fuerza de empuje.

Turborreactor: motor a reacción, utilizado principalmente en la propulsión de aeronaves, que está provisto de una turbina de gas que, al expandirse por medio de toberas, produce un efecto de propulsión.

Estatorreactor: es un tipo de motor de reacción que carece de compresores y turbinas, pues la compresión se efectúa debido a la alta velocidad a la que ha de funcionar. El aire ya comprimido se somete a un proceso de combustión en la cámara de combustión y una expansión en la tobera de escape. El régimen de trabajo de este motor es continuo. También conocido por su nombre inglés «ramjet», si el estatorreactor es de combustión subsónica, y «scramjet», si el estatorreactor es de combustión supersónica.

Pulsorreactor: es un tipo de reactor nacido en Alemania creado por Paul Schmidt alrededor de 1920. Fue el primer reactor fabricado en serie para fines bélicos de la historia. Concretamente, el modelo Argus I, fue diseñado para propulsar la bomba voladora V1.

Turbohélice: es un tipo de motor de turbina de gas que mueve una hélice. Comparado con un turborreactor, los gases de escape apenas contienen energía para producir un empuje significativo. En su lugar, se utilizan para mover una turbina conectada a un eje. Aproximadamente un 90 % del empuje es producido por la hélice y el 10 % restante por los gases de escape.

Motor cohete: es un motor de reacción que genera empuje mediante la expulsión a la atmósfera de gases que provienen de la cámara de combustión. Los motores cohete incorporan tanto el combustible, que suele ser queroseno o hidrógeno líquido, como el comburente (oxígeno en estado gaseoso o generalmente líquido).

Entalpía: es una magnitud termodinámica, simbolizada con la letra H mayúscula, cuya variación expresa una medida de la cantidad de energía absorbida o cedida por un sistema termodinámico, es decir, la cantidad de energía que un sistema intercambia con su entorno.

Entropía: simbolizada como S, es una magnitud física que para un sistema termodinámico en equilibrio mide el número de micro estados compatibles con el macro

estado de equilibrio, también se puede decir que mide el grado de organización del sistema, o que es la razón incremental entre un incremento de energía interna frente a un incremento de temperatura del sistema.

Calor desarrollado: es el calor liberado debido a la quema de combustible.

Combustor: es el interior de la cámara de combustión donde ocurre la reacción química de la combustión del aire/combustible.

Poder calorífico: es la cantidad de energía por unidad de masa o unidad de volumen de materia que se puede desprender al producirse una reacción química de oxidación quedando excluidas las reacciones nucleares, no químicas, de fisión o fusión nuclear, ya que para ello se usa la fórmula $E = m \cdot c^2$.

ANEXOS

Medias de seguridad

Se debe considerar que la turbina de gas no es ningún juguete y es potencialmente peligrosa si no se utiliza bajo la supervisión de un adulto y cumpliendo todas las medidas de seguridad necesarias.

- Siempre se debe tener a mano un extintor de CO₂ de unas 4 libras.
- protegerse los ojos y oídos en todo momento.
- El tubo de admisión debe estar despejado y libre de cualquier pieza que pueda ser absorbida.
- Utilizar la máquina en espacios amplios y al aire libre. Los gases de escape se liberan a alta temperatura y contienen partículas contaminantes y nocivas.
- No tocar la turbina cuando está en funcionamiento. La turbina gira a elevadas revoluciones y la temperatura de las piezas puede producir quemaduras en la piel.

- Durante el funcionamiento mantener lejos de gases, líquidos y materiales inflamables.
- Radio de seguridad de 10 [m] para personas observadoras.
- Mantener el queroseno y el aceite en recipientes adecuados por su inflamabilidad.

5.8.2 Comprobaciones previas

- El motor debe haber sido montado con las correas originales o algunas semejantes.
- El cableado debe estar bien colocado y sin riesgo de que sea absorbido por el tubo de admisión. Lo mismo sucede para el tubo de inyección de queroseno.
- La bomba de combustible debe estar montada preferentemente con el cabezal en la posición vertical respecto a la parte más alta del motor. En el caso de cualquier fuga de combustible no pasará a través del cableado eléctrico.
- El centro del tanque de combustible debe ser montado lateralmente tan cerca del centro de gravedad del motor como sea posible.
- Es importante asegurarse que ninguna pieza ha quedado suelta dentro del motor ya sea cuando proveniente de fábrica o bien en el caso de haber hecho algún tipo de modificación después de haber sido comprado.
- Asegurarse de que las baterías de los componentes están cargadas.

5.8.3 Arranque del motor

Una vez se han realizado todas las comprobaciones previas y se ha instalado el motor correctamente en el aeroplano se procede con el arranque.

- La centralita eléctrica (Engine Control Unit) se encarga del proceso de arranque. Dispone de un software que controla temperatura de la cámara de combustión y [RPM].
- Con el mando a distancia se mueve el comando a máxima y mínima potencia y esa es la señal de encendido (Puede ser distinta según el usuario).
- En primer lugar se pone en marcha el motor de arranque. Éste hace girar el eje a unas 3000-4000 [RPM]. A partir de esas revoluciones la bomba de combustible empieza a suministrar queroseno.
- Una bujía se encarga de iniciar la combustión. Si el sensor de temperatura no detecta que la temperatura en la cámara de combustión se eleva significativamente se activa un mecanismo de seguridad y se para el suministro de queroseno.
- Durante el transitorio, el motor sube de vueltas progresivamente hasta que alcanza las revoluciones establecidas en ralentí, que son aproximadamente 40.000 [RPM].

5.8.4 Parada del motor

Para apagar el motor simplemente se ha de pulsar el botón STOP del comando a distancia. Es aconsejable que se realice cuando el motor está en ralentí. Si se hace cuando está en funcionamiento a potencia alta puede provocar un aumento de temperatura peligroso en la turbina.

5.8.5 Mantenimiento

Se deben seguir los siguientes puntos para un correcto mantenimiento del propulsor:

- Se deben mantener siempre limpios y secos los accesorios del motor.
- Realizar comprobaciones rutinarias del cableado.
- Realizar comprobaciones periódicas del tubo de combustible y de los inyectores.
- Asegurar el montaje de las piezas para evitar que se desacoplen o se produzcan juegos entre piezas no deseados.
- Asegurarse de mantener el tanque de combustible limpio de polvo y suciedad. Asimismo, cambiar el filtro de combustible cuando se requiera.

Conclusiones

Un buen compresor permite un buen rendimiento del motor de turbina en general, debido a ello el diseño y fabricación del compresor conlleva a tener una gran precisión en la manufactura.

La turbina es un elemento crítico en diseño y manufactura, debido a que rotará a regímenes de revoluciones superiores a 100,000 rpm, en resumen, por ser una parte móvil de gran velocidad requiere mucho detalle en su construcción.

Para el maquinado de piezas en acero inoxidable, se necesita tiempo y refrigerante para obtener un buen acabado en las piezas.

Dentro del proceso de manufactura se debe tener cuidado especial en la utilización de la herramienta adecuada, debido a que se trabaja con acero inoxidable, material muy duro para maquinar, por ello en el proceso de torneado se necesitan utilizar utillaje que soporte los esfuerzos a los que se someterá.

Se concluye qué si es posible diseñar y fabricar un motor a reacción en nuestro país, hay suficiente material y equipo de manufactura ideal para la manufactura de cada pieza.

Este trabajo es un primer paso en ese sentido. Serán necesarios otros pasos sucesivos para alcanzar el nivel tecnológico requerido para el diseño y fabricación de motores a reacción de categoría comercial. La oportunidad queda abierta para otros investigadores.

Recomendaciones

Para el maquinado de compresor y del rotor de turbina lo adecuado es un equipo CNC centro de maquinado de cuatro ejes.

A la unión de piezas soldables se recomienda utilizar un proceso TIG sin aporte, es decir que las uniones se hagan a tope.

Para los inyectores se recomienda utilizar un proceso de gasificado e inyectores del menor diámetro posible para asegurar la óptima mezcla de aire combustible.

Para los procesos de calculo que implica iteraciones, es decir calcular observar resultados y volver a calcular, resulta una buena estrategia el diseñar programas de cálculo, donde podamos colocar los parámetros de control del diseño y el programa calcule los resultados y los muestre, esto agiliza mucho el proceso de diseño.

Bibliografía

- <https://es.wikipedia.org/wiki/Turbina>
- <https://es.wikipedia.org/wiki/Turbina>
- <http://carf-models.com/en/products/jetcat-p140-rx>

Artículos

- Unidad VIII: Combustión en turbinas de gas, Dr. Ing. E. Brizuela – Ing. J. C. Loza
- Aplicación de dos metodologías para el diseño de turbocompresores centrífugos, XII congreso Latinoamericano de turbo maquinaria, Filiberto Salazar Franco, Raúl Lugo Leyte
- Design and Analysis of Gas Turbine Combustion Chamber, P.Sravan Kumar, P.Punna Rao, PG Student, Department of Mechanical Engineering, Nimra College of Engineering & Technology, International Journal Of Computational Engineering Research (ijceronline.com) Vol. 03 Issue. 12
- Aungier, R. H., Centrifugal Compressors: A Strategy for Aerodynamic Design and Analysis (ASME Press, New York, 2000)
- Design and Fabrication of an Annular Combustion Chamber for the Micro Gas Turbine Engine Applications, Syed Alay Hashim, Asst. Professor, Department of Aeronautical Engineering, Vel Tech Dr. RR & Dr. SR Technical University, Chennai, India

Investigaciones

- Tesis Estudio y diseño de una micro-turbina de gas para aviones de aeromodelismo AA-80, Universidad Carlos III de Madrid, Mayo 2013
- Cesar Gil Tomo, selección y diseño de compresores centrífugos, Universidad Carlos III de Madrid, Enero 2013.
- Una metodología para diseño de turbinas de flujo axial, Yury Mike Alvarado Vicuña, Universidad de Piura Enero 2009
- Tesis: Simulación del flujo en una etapa de compresor Centrífugo, Javier Azcona Pérez, Director D. Francisco Alcrudo Sánchez, Departamento de Ciencia y Tecnología de

Materiales y Fluidos, Área de Mecánica de Fluidos, Centro Politécnico Superior Zaragoza, Diciembre 2011.

- Tesis: Diseño básico de una mini turbina a gas para cogeneración, pablo Esteban Maldonado Aylwin, profesor guía Ing. Juan Cortés, universidad de Chile Diciembre 2011

Libros

- Manuel Marquez Martinez. Combustion y quemadores, Marcombo Boixareu Editores Biblioteca Rafael Meza Ayau Universidad Don Bosco de El Salvador, Campus Soyapango. Libro: 621.402 M357 1989
- Flagan, Richard C. and Seinfeld, John H. (1988). Fundamentals of air pollution engineering. Prentice-Hall Cap 2 y Cap 4
- G. Geoffrey Smith, M.B.E. Gas Turbine and Jet Propulsion for Aircraft

ANEXOS

