



Diseño y Fabricación de un mini-turbojet

Rui Gonçalo Gonçalves Esteves Pereira

Disertación para la obtención del Grado de Maestro
en Ingeniería Aeronáutica

(Ciclo de estudios integrado)

(Versión revisada tras discusión)

Orientador: Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo

Agradecimientos

Hay muchas personas sin las cuales esta disertación no habría sido posible. Primero y ante todo, mis más sinceros agradecimientos a mi familia, que me apoyó durante todo este tiempo en estos cinco años. Su ayuda y aliento, sin duda, facilitaron la realización de este proyecto.

En segundo lugar, mi gratitud a mi supervisor, el Profesor Francisco Brójo, quien siempre estuvo disponible para ayudar y asegurar que todo el proyecto avanzara por el camino correcto. Además, la paciencia que el Profesor demostró a lo largo de este proyecto, ante varios desafíos inesperados, fue inmensamente apreciada, porque, sin ella, no habría podido cumplir con los objetivos preestablecidos para este proyecto. Profesor, mis más sinceros agradecimientos por permitirme desarrollar tal proyecto.

También me gustaría agradecer al Sr. Rui Paulo y al Sr. João Correia por la ayuda brindada durante la fase experimental. Sin su apoyo, este experimento habría sido ciertamente más difícil.

Finalmente, estoy agradecido por todo el apoyo y los momentos inolvidables en compañía de mis amigos, especialmente, José y João, durante mis años académicos.

Resumen

El desarrollo y producción de pequeños motores a propulsión a chorro es relativamente reciente, teniendo en cuenta que este tipo de turbina a gas comenzó a ser estudiado y desarrollado mucho antes. Sin embargo, con la evolución de los tiempos, las turbinas a gas se han convertido en un desafío cada vez más difícil de desarrollar y mejorar. Este tipo de motor requiere un estudio intenso de las diversas áreas relacionadas con su funcionamiento, exigiendo cada vez más conocimientos y pericia, para que un pequeño detalle sea mejorado. A pesar de que el detalle puede ser pequeño, el efecto en el rendimiento general es considerable.

Hasta tiempos recientes, estos pequeños motores se desarrollaron sin un papel significativo en la industria aeronáutica, siendo utilizados únicamente para aeromodelos. Sin embargo, gracias a la evolución en la ciencia, estos motores comienzan a ser estudiados y preparados para integrarse en Vehículos Aéreos No Tripulados, VANT, como su sistema de propulsión [1].

Este proyecto consiste en el desarrollo de un turbojet, respetando las dimensiones de dos componentes previamente obtenidos, el compresor y la turbina, del modelo de turbo IHI RHB31 VZ21. Para entender cómo se ejecuta el diseño con el dimensionamiento adecuado, se llevó a cabo el estudio de cada componente presente en un turbojet, en paralelo con las áreas fundamentales relacionadas con el funcionamiento del turbojet, por ejemplo, ciclos termodinámicos. Al final de un estudio general del turbojet, el autor avanzó a la fase de diseño, en la cual el proceso de dimensionamiento comienza con base en la información contenida en las diversas fuentes de información, encontradas en la bibliografía. El dimensionamiento se realizó mediante el uso de un factor de escala. Este factor de escala se obtuvo a partir de una razón de diámetros de compresores. Sucintamente, en el libro del Sr. Thomas Kamps, el autor aconseja al novato dividir el tamaño de su compresor por el del compresor utilizado para el motor del Sr. Thomas Kamps. La razón de diámetros, o factor de escala, se aplicó a los demás componentes, producidos por el Sr. Thomas Kamps, permitiendo llegar a las medidas para esta turbina a gas, respetando lo recomendado. Las dimensiones de la cobertura del compresor, brida de entrada, difusor, eje, túnel de acoplamiento del eje, cámara de combustión, anillo de distribución del combustible, boquilla anterior a la turbina con palas guías para el flujo, boquilla de los gases de escape y, por último, el envolvente externo, fueron obtenidas. El siguiente paso fue el proceso de diseño de los componentes mencionados, en relación con los diseños observados en la literatura estudiada, utilizando el software de tres dimensiones CATIA V5R18. El diseño es un proceso empírico, que se vuelve extremadamente difícil de considerar como un diseño absoluto.

El proceso de fabricación del turbojet se llevó a cabo una vez que se completó el proceso de diseño. La siguiente acción fue obtener los materiales necesarios para la producción de las piezas, esencialmente, aluminio y acero inoxidable. El aluminio utilizado fue aluminio fundido, que luego fue mecanizado para adquirir las formas requeridas según el diseño establecido. La mayoría de los componentes se produjeron con hojas de chapa de acero inoxidable, en las que las piezas fueron cortadas de acuerdo con sus dimensiones y forma, en geometría plana. El capítulo que describe el proceso de manufactura, así como el proceso de diseño, se explica para permitir una futura reproducción del trabajo completado o adaptación para un conjunto compresor/turbina diferente.

tenían dimensiones extremadamente pequeñas para ser producidas en una fresadora vertical de control numérico de cinco ejes. Además, la soldadura aplicada en las piezas producidas no se realizó con la calidad exigida, a pesar de haberse aumentado el grosor de las piezas para facilitar el proceso, como se explicó en el capítulo 4.3. Por lo tanto, uno de los objetivos no se alcanzó debido a los medios insuficientes que impidieron la fabricación de las partes del motor a chorro.

Palabras clave

Turbojet Model, Mini-turbojet, Ciclos termodinâmicos, Diseño, Dimensionamiento, CATIA V V5R18 , Proceso de manufactura.

Resumen

El desarrollo y la producción de pequeños motores con un sistema de propulsión a chorro es, relativamente reciente, teniendo en cuenta que este tipo de turbina de gas comenzó a ser estudiado y desarrollado muchos años antes de la primera construcción de estos pequeños turbojets. Sin embargo, con la evolución del tiempo, las turbinas de gas resultaron ser un desafío mayor, volviéndose cada vez más difícil de desarrollar y mejorar. La turbina de gas requiere un estudio intenso de las diversas áreas relacionadas con su funcionamiento, exigiendo conocimientos y habilidades adicionales para mejorar un pequeño detalle. Aunque el detalle podría ser pequeño, el efecto en el rendimiento general sería considerable.

Hasta tiempos recientes, estos pequeños motores se desarrollaron sin un papel significativo en la industria de la aviación, siendo utilizados solo para motores de jet de modelo. Sin embargo, en el contexto de la evolución científica, estos motores están siendo estudiados y preparados para integrar Vehículos Aéreos No Tripulados, VANT, como su sistema de propulsión [1].

Esta disertación consiste en el desarrollo de un turbojet, a pequeña escala, respetando las dimensiones de los dos componentes, previamente obtenidos, el compresor y la turbina, del modelo turbo IHI RHB31 VZ21. Para entender cómo ejecutar un diseño con dimensiones adecuadas, se llevó a cabo el estudio de cada componente presente en un turbojet, en paralelo con las áreas fundamentales, respecto al funcionamiento de un turbojet, como los ciclos termodinámicos. Al final de un estudio general del turbojet, el autor procedió a la fase de diseño, en la cual el proceso de dimensionamiento comienza basado en la información contenida en las diversas fuentes de información, encontradas en la bibliografía. El dimensionamiento se realizó mediante el uso de un factor de escala. Este factor de escala se obtuvo a partir de la relación de diámetros del compresor. En resumen, en el libro del Sr. Thomas Kamps, el autor aconseja al novato dividir el diámetro de su compresor por el compresor utilizado para el motor del Sr. Kamps. La relación de diámetros, o el factor de escala, se aplicó a los componentes restantes, producidos por el Sr. Thomas Kamps, con el fin de alcanzar las medidas para esta turbina de gas, respetando lo recomendado. Se obtuvieron las dimensiones de la cubierta del compresor, brida de entrada, difusor, eje, carcasa del eje, cámara de combustión, anillo de distribución de combustible, palas guía de boquilla, boquilla de escape y, por último, carcasa exterior. El siguiente paso fue el proceso de diseño de los componentes mencionados, en relación con los diseños observados, encontrados en la literatura estudiada, utilizando el software de diseño tridimensional CATIA V V5R18 . El diseño es un proceso empírico, que se revela como extremadamente difícil considerar un diseño como absoluto.

El proceso de fabricación del turbojet se llevó a cabo, en ese momento, el proceso de diseño había sido concluido. La siguiente acción fue adquirir el material necesario para la producción de las piezas, esencialmente, aluminio y acero inoxidable. El aluminio utilizado fue aluminio fundido, que luego fue trabajado para adquirir la forma solicitada en relación con el diseño establecido. La mayoría de los componentes fueron fabricados con hojas de acero inoxidable, en las cuales las piezas fueron cortadas, de acuerdo con sus dimensiones y forma, en geometría plana. El capítulo que describe el proceso de fabricación, así como el proceso de diseño, se explica para permitir una futura reproducción del trabajo completado o adaptación para un conjunto diferente de compresor/turbina.

Desafortunadamente, la fabricación del difusor y la cubierta del compresor no fue posible, ya que tenía dimensiones extremadamente pequeñas para ser producidas en el centro de mecanizado vertical 5-. Además, la soldadura aplicada a las piezas fabricadas no se ejecutó con la calidad requerida.

idad, incluso habiendo aumentado el grosor del material para facilitar el proceso, como se explica en el capítulo 4.3. Por lo tanto, uno de los principales objetivos no se logró debido a los medios insuficientes que deshabilitaron la fabricación de las partes del motor a reacción.

Palabras clave

Modelo de motor a reacción, Mini-turbojet, ciclos termodinámicos, Diseño, Dimensionamiento, CATIA V V5R18 , Proceso de fabricación.

Contenido

1 MMotivación y Objetivos	1
1.1 Motivación.1 1.2 Objetivos.2 1.3 Estructura del documento.2	
2 BRevisión Bibliográfica	3
2.1 Revisión Histórica de Turbinas de Gas.3 2.1.1 Tipos de Turbinas de Gas.4 2.2 Revisión del Ciclo.7 2.2.1 Ciclo de Trabajo.7 2.2.2 Ciclo Termodinámico.8 2.2.2.1 Notiones Teóricas.8 2.2.2.2 Ciclo Brayton.10 2.2.2.3 Análisis del Comportamiento del Ciclo.12 2.3 Componentes.18 2.3.1 Boquilla de Entrada.18 2.3.2 Compresor.19 2.3.2.1 Centrífugo.19 2.3.2.2 Axial.21 2.3.3 Difusor.22 2.3.4 Cámara de Combustión.23 2.3.5 Turbina.26 2.3.5.1 Axial.26 2.3.5.2 Radial.28 2.3.6 Boquilla de Escape.29 2.3.7 Sistema de Combustible.30 2.3.7.1 Combustibles.30 2.3.7.2 Modos de Inyección de Combustible.31 2	
.4 Fundamentos del turbocompresor.	31
3 Mmetodología 3	5
3.1 Dimensionamiento g Proceso .	35
3.1.1 Compresor.35 3.1.2 Brida de entrada.35 3.1.3 Cubierta del compresor.36 3.1.4 Difusor.36 3.1.5 Eje y carcasa del eje.37 3.1.6 Cámara de Combustión.38 3.1.7 Distribuidor de Combustible.38 3.1.8 Sistema de Palas Guía de Boquilla.38 3.1.9 Turbina.39 3.1.10 Boquilla de escape.39 3.1.11 Cojinete, lubricación e inyección de combustible.39 3.1.12 Carcasa exterior.40	

3.2 Proceso de fabricación.4	0
4 Caso práctico	43
4.1 Resultados de dimensionamiento	43
4.2 Diseño del prototipo de mini-turbina	43
4.2.1 Compresor	43
4.2.2 brida de entrada	44
4.2.3 cubierta del compresor	45
4.2.4 Difusor	47
4.2.5 Eje y Carcasa del eje	48
4.2.6 Cámara de Combustión	49
4.2.7 Distribuidor de combustible	50
4.2.8 Sistema de palas guía de boquilla	51
4.2.9 Turbina	51
4.2.10 Boquilla de escape, carcasa exterior y rodamientos	52
4.3 Fabricación de Componentes	54
4.3.1 Proceso de Conformado.55 4.3.2 Proceso de Fresado.57 4.3.3 Proceso de Torneado.58 4.3.4 Proceso de soldadura.59 4.3.5 proceso de soldadura.60	
5 Conclusión	63
5.1 Desventajas.63 5.2 Trabajos futuros y recomendaciones.64	
Bibliografía	65
Apéndices	69

Lista de Figuras

2.1 Aeolípilo [5] .3	2.2 Ramjet [8] .5	2.3 Pulsejet [8] .5	2.4 Motor Cohete [8] .5	2.5 Turbojet [6] .5
5 2.6 Turbopropulsor [11] .6	2.7 Turboshaft [12] .6	2.8 Turbofan [6] .6	2.9 Motor de alta derivación, Rolls Royce RB. 211 [6] .6	2.10 Ciclo abierto [14] .11
2.11 Ciclo cerrado [14] .11	2.12 Componentes del motor a reacción y estados termodinámicos análogos [16]	11	2.13 Numeración de estaciones de turbojet [16] .12	2.14 Entrada subsónica [26].19
2.15 Entrada supersónica axisimétrica [26] .19	2.16 Entrada supersónica rectangular [26] .19	2.17 Compresor centrífugo [8] .19	2.18 Tipos de impulsor [27] .20	2.19 Evolución de presión y velocidad a lo largo del sistema impulsor-difusor [27] ..20
2.20 Compresor axial [6] .21	2.21 Cambios de presión y velocidad en un compresor axial [8] .21	2.22 Compresor axial de un solo eje [8] .22	2.23 Compresor axial de doble eje [8] .22	2.24 Tipos de difusor [29] .23
2.25 Cámara de combustión [8] .23	2.26 Distribución de aire dentro del quemador [8] .24	2.27 Cámara de combustión múltiple [8] .25	2.28 Cámara de combustión tubo-anular [8] .25	2.29 Cámara de combustión anular [8] .26
2.30 Turbina de impulso [8] .27	2.31 Variación de propiedades a lo largo de [8] .27	2.32 Turbina de entrada radial de voladizo [27] .28	2.33 Turbina de entrada radial mixta [27] .29	2.34 Boquilla convergente-divergente.30
2.35 Modos de Inyección de Combustible [29] .31	2.36 Turboalimentador, Patente de Alfred Büchi [32] .32	2.37 Componentes del turboalimentador.32	2.38 Trabajo del turboalimentador [35] .32	2.39 Ejemplo de un Mapa del Compresor [34] .33
2.40 Mapa del Compresor RHB31V ZZ21 [36] .34	3.1 Cubierta del compresor [29] .36	3.2 Difusor [29] .37		

3.3 Perfil de palas del difusor [29] .37 3.4 Eje [29] .37 3.5 Carcasa del eje [29] .37 3.6 Tubo de llama exterior [29] .38 3.7 Tubo de llama interior [29] .38 3.8 Boquilla de escape [29] .39 3.9 Procedimiento de diseño del difusor.42 4.1 Operación del eje CAD de compresor.44 4.2 Boceto de palas CAD de compresor.44 4.3 Vista CAD de compresor.44 4.4 Vista CAD de compresor.44 4.5 Vista frontal de entrada.45 4.6 Vista trasera de entrada.45 4.7 Vista lateral de entrada.45 4.8 Vista isométrica de entrada.45 4.9 Boceto de cubierta del compresor.46 4.10 Altura de planos de diseño de la cubierta del compresor.46 4.11 Vista lateral de la cubierta del compresor.46 4.12 Vista trasera de la cubierta del compresor.46 4.13 Vista isométrica de la cubierta del compresor.46 4.14 Base del difusor.47 4.15 Palas de forma en cuña del difusor.47 4.16 Perfil aerodinámico de palas axiales del difusor.47 4.17 Vista isométrica del difusor.48 4.18 Boceto de carcasa del eje.48 4.19 Boceto de eje.48 4.20 Boceto de tubo de llama exterior.49 4.21 Boceto de tubo de llama interior.49 4.22 Vista isométrica de tubo de llama interior.49 4.23 Vista isométrica de tubo de llama exterior.50 4.24 Anillo de combustible.50 4.25 Sistema NGV.51 4.26 Vista del sistema de palas guía de boquilla.51 4.27 Vista del sistema de palas guía de boquilla.51 4.28 Boceto de operación del eje de turbina.52 4.29 Boceto de alabe de turbina.52 4.30 Vista isométrica de turbina.52 4.31 Boceto de boquilla de escape.53 4.32 Vista isométrica de boquilla de escape.53 4.33 Vista isométrica de carcasa exterior.53 4.34 Boceto de carcasa de rodamiento.53 4.35 Boceto de esferas de rodamiento.53 4.36 Rodamiento 618/5 ejemplo.54 4.37 F horno.55 4.38 Aluminio fundido.55 4.39 Muestras de las piezas cortadas con el chorro de agua.55

4.40 Agujeros apuntados en los tubos de llama interior.56 4.41 Tubos de llama interior perforados.56 4.42 Boquilla de escape.56 4.43 Tubo de llama interior.56 4.44 Tubo de llama exterior.56 4.45 Carcasa exterior.56 4.46 Turbina perforada.57 4.47 Palas del sistema de álabes de guía de boquilla.57 4.48 Base de la turbina.58 4.49 Parte circundante y superior del sistema de álabes de guía de boquilla.58 4.50 Carcasa del eje.58 4.51 Brida de entrada.59 4.52 S haft.59 4.53 Soporte del anillo de combustible.60 4.54 Anillo de combustible.60 4.55 Boquilla de escape.61 4.56 Carcasa exterior.61 4.57 Vista frontal del tubo de llama interior.61 4.58 Vista trasera del tubo de llama interior.61 4.59 Tubo de llama exterior.62 4.60 Partes externas del sistema de álabes de guía de boquilla.62 4.61 Parte interna del sistema de álabes de guía de boquilla.62 B.1 Brida de entrada.70 B.2 Cubierta del compresor.71 B.3 Difusor.72 B.4 Carcasa del eje.73 B.5 Eje.74 B.6 Espaciadores.75 B.7 Tubo de llama interior con soporte del anillo de combustible.76 B.8 Tubo de llama exterior.77 B.9 Sistema de álabes de guía de boquilla.78 B.10 Carcasa exterior.79 B.11 Boquilla de escape.80 C.1 "Cámara de Combustión".81 C.2 "Vista frontal del turbojet".82 C.3 "Vista de sección media del turbojet".82 C.4 "Vista trasera del turbojet".83 C.5 "Vista isométrica 3D del turbojet w 1".84 C.6 "Vista isométrica 3D del turbojet w 2".85 C.7 "Vista isométrica de sección media del turbojet 3D".86

Lista de Tablas

2.1 Ventajas y desventajas de los diferentes impulsores [27] .21 2.2 Combustibles [29] .30 1
Lista de Partes.69 2 Turbo VZZ21 especificaciones técnicas [36] .87

Nomenclatura

A	Área de sección transversal	m^2
a	Velocidad del Sonido	m/s
c	Calor Específico	kJ/kgK
E	Potencia Total	W
F	Empuje	N
F/m	Empuje específico	Ns/kg
FHV	Valor de calefacción del combustible	J/kg
f	Relación de combustible a aire	
h	Entalpía específica	J/kgK
ke	Energía cinética	J
M	Número de Mach	
m	Masa	kg
\dot{m}	Tasa de flujo másico	kg/s
pe	Energía potencial	J
P	Presión	Pa
Q	Tasa de calor	W
R	Constante de Gas Real	kJ/kgK
S	Consumo Específico de Combustible	mg/Ns
T	Temperatura	K
V	Velocidad	m/s
W	Tasa de Trabajo	W
η_p	Eficiencia Propulsiva	
γ	Relación de Capacidad Calorífica	
π	Relación de Presión	
ρ	Densidad	kg/m^3
τ	Relación de Temperatura	
τ^λ	Entalpía de Estancamiento Máxima	
	Relación	
θ	Energía de Fluido en Movimiento	J

Subíndices

<i>a</i>	Aire
<i>b</i>	Quemador
<i>c</i>	Compresor
<i>cc</i>	Cámara de Combustión
<i>f</i>	Combustible
<i>in</i>	Entrada
<i>m</i>	Mecánico
<i>o</i>	General
<i>out</i>	Salida
<i>p</i>	Presión Constante
<i>r</i>	Condiciones de flujo libre
<i>t</i>	Turbina
<i>th</i>	Térmica
<i>v</i>	Volumen constante
0	Total
1	Estado inicial
2	Final state

Lista de Acrónimos

- CAD Diseño Asistido por Computadora
CATIA Aplicación Interactiva Tridimensional Asistida por Computadora
CC Cámara de Combustión
CNC Control Numérico
FABLAB Laboratorio de Fabricación
Guías de alabes de boquilla NGV
RC control remoto
TSFC Consumo de combustible específico de empuje
VANT Vehículo Aéreo No Tripulado
UBI Universidad de Beira Interior

Capítulo 1

Motivación y Objetivos

1.1 Motivación

El sueño de un ser humano de volar fue uno que nos intrigó y estuvo en nuestros pensamientos durante un tiempo prolongado. Comenzamos desde la observación de los pájaros volando, hasta la invención de una cometa, el ornithopter de Leonardo da Vinci, el primer globo de aire caliente, también conocido como el globo de Montgolfier, el planeador, el aeródromo y, finalmente, el planeador de los Hermanos Wright [2].

Desde el estudio para encontrar alas sostenibles, para la generación de sustentación, también se estaban realizando estudios de sistemas de propulsión, porque entendimos que para tener un vuelo sostenible, debíamos contar con una fuente de energía. Las máquinas de vapor fueron las primeras en ser creadas, luego siguió el motor de combustión interna, seguido por la turbina de gas. Finalmente, nuestro sueño se hizo realidad cuando los Hermanos Wright realizaron el primer vuelo.

Comenzamos a desarrollar nuevas alas de aeronaves, materiales, estructuras y sistemas de propulsión. Todos fueron sometidos a un intenso estudio e investigación hasta que alcanzamos las aeronaves modernas, y, aún así, no dejamos de investigar para lograr más mejoras. El desarrollo de las aeronaves modernas nos permitió cruzar continentes e interactuar con diferentes culturas. Además, para poder alcanzar otro continente en horas, la aeronave debe estar extremadamente bien diseñada, construida y equipada. Los motores de la aeronave proporcionan una cantidad considerable de tracción, lo que permite que la aeronave alcance la velocidad necesaria para la operación en cuestión. Es de acuerdo con el propósito de la aeronave, por ejemplo, operaciones militares de largo alcance, vuelos comerciales o situaciones de combate, que se desarrollan y mejoran hasta el más mínimo detalle. Por ejemplo, en situaciones de combate, las aeronaves están construidas para volar a una velocidad asombrosa que supera la velocidad del sonido, 343 m / s [3]. Los motores de turbina de gas, con el progreso tecnológico y científico, ya no están fuera del alcance de alguien que esté interesado y quiera construir uno. Afortunadamente, hoy en día, existen motores a reacción mini que se pueden construir y mejorar.

Los motores a chorro de ajuste manual aparecieron recientemente y se conocen como mini-turbojets o motores de jet de modelo. Estas pequeñas máquinas comenzaron a tener su lugar en la industria, donde están siendo desarrolladas y producidas por empresas para una posible aplicación en VANTS [1]. Estas turbinas de gas pueden aplicarse a un motor de jet de modelo de Control Remoto (RC).

El desafío de construir un mini-turbojet es en sí mismo atractivo para alguien interesado en sistemas de propulsión, así como el conocimiento de la posibilidad de contribuir a trabajos futuros, lleva a abrazarlo. Por lo tanto, a través del estudio del diseño y la fabricación de turbinas de gas, se diseñó un prototipo de mini-turbojet y algunas partes fueron construidas y, con esfuerzo, muy pronto se fabricarán las restantes y el motor final será sometido a un análisis experimental.

1.2 Objetivos

El objetivo principal de esta tesis se centra en el diseño y la construcción de un turbojet de pequeñas dimensiones. Inicialmente, se realizó un diseño tridimensional del pequeño motor a reacción en un software de Diseño Asistido por Computadora (CAD), en particular, CATIA. El diseño se llevó a cabo de acuerdo con los valores dimensionales logrados a lo largo del estudio del diseño de motores a reacción a pequeña escala.

Los criterios de dimensionamiento encontrados en la literatura disponible fueron adoptados por el autor. Este método se basa en datos empíricos, específicamente, en diseños desarrollados hasta ese momento. Esto fue una gran ayuda para obtener las medidas adecuadas de los componentes principales, proporcionando los medios para dimensionar las piezas restantes. El enfoque de dimensionamiento se explica debidamente en el capítulo 3.

El último y principal objetivo de este trabajo es describir la serie de pasos tomados para producir un motor a reacción en miniatura, para aplicaciones prácticas, de manera transparente, para ayudar al lector a producir su motor a reacción a escala pequeña.

1.3 Estructura del documento

El documento completo está organizado en cinco capítulos, donde cada capítulo se centra en varias partes, de acuerdo con el formato personalizado de la tesis de maestría.

El primer capítulo, y el actual, manifiesta la motivación del autor que precedió al desarrollo de esta tesis. Además, los objetivos y la organización del documento se presentan de manera lógica, para facilitar la comprensión de lo que se propone en esta tesis.

El segundo capítulo presenta una revisión de la literatura, introduciendo la turbina de gas, describiendo sus tipos, en particular, el turbojet. Seguido de una descripción general de los componentes que constituyen el motor a reacción, junto con los conceptos termodinámicos que nos permiten entender el funcionamiento general del motor a reacción.

El tercer capítulo informa cómo se llevó a cabo el proceso de dimensionamiento, justificando las elecciones para las medidas de los componentes.

El cuarto capítulo establece los procedimientos tomados para diseñar y fabricar los componentes requeridos, completado por su ensamblaje. Junto con las modificaciones adicionales realizadas a lo largo del proceso.

El quinto y último capítulo revela las conclusiones extraídas del procedimiento práctico, los obstáculos encontrados junto con el desarrollo de esta tesis y sugerencias para trabajos futuros.

Capítulo 2

Revisión bibliográfica

2.1 Revisión histórica de turbinas de gas

Un primer concepto surgió en la época del Egipto romano, creado por Hero, o Hero de Alejandría. El aeolípilo, el nombre de la invención de Hero, es una turbina de vapor radial, que combina dos boquillas, en lados opuestos, donde el vapor de agua sale debido al vapor formado por la ebullición del agua dentro de una esfera, haciendo que el centro de la esfera gire, generando par. Un ejemplo de la máquina de vapor se muestra en la figura 2.1.



Figura 2.1: *Aeolipilo* [5]

El principio físico de reacción se puso en práctica en el siglo XIII por el pueblo chino utilizando fuegos artificiales [6]. Después de tres siglos, en 1687, Sir Isaac Newton hizo un avance crucial al formular las tres leyes del movimiento:

1. Inercia: Un objeto, en línea recta, permanecerá en movimiento uniforme a menos que se aplique una fuerza externa al objeto, cambiando su estado [7]. 2. $F_{orce} = m \times g$, la variación en la velocidad, g , depende de la masa, m , del objeto, cuando se aplica una fuerza externa, F , [7]. 3. Ley de Acción-Reacción: por ejemplo, una piedra ejerce una fuerza sobre la tierra mientras que la tierra aplica una fuerza igual a la piedra [7].

Estas leyes nos permitieron dar, en su momento, pasos importantes hacia las turbinas de gas. El primero se dio en 1791, por John Barber, un inglés, que recibió una patente para el ciclo termodinámico de la turbina de gas, conocido como el ciclo Brayton, el mismo ciclo de las turbinas de gas actuales. Utilizando este ciclo, Hans Holzwarth desarrolló la ignición eléctrica de la mezcla, en la cámara de combustión, con válvulas controladas en 1908 [6].

En 1913, un motor que utilizaba el sistema de propulsión a chorro fue patentado por René Lorin. El primer ramjet subsónico, aunque, no fue posible concretar el proyecto debido a la calidad del

material en ese momento. Los materiales no podían resistir el calor, además, la evolución del sistema de propulsión a chorro estaba en sus primeros días, repercutiendo en las eficiencias de la aeronave [8].

Los motores de propulsión a chorro se lograron en 1930 cuando Sir Frank Whittle patentó el diseño de una turbina de gas centrífuga para la propulsión a chorro. Más tarde, en 1937, realizó la primera prueba estática en la historia del motor a reacción. A pesar de que Whittle realizó la primera prueba estática, fue Hans Joachim Pabst von Ohain, trabajando para la compañía aeronáutica Heinkel, quien creó un motor turbojet alimentado por hidrógeno gaseoso, similar al diseño de Whittle, que se utilizó como motor de propulsión para el avión He-178, realizando el primer vuelo de turbojet a nivel mundial, en 1939. Tres años después, el motor de Frank Whittle se utilizó por primera vez como propulsor de un avión [6].

El primer vuelo de turbojet de flujo axial fue en Alemania, en el mismo año en que ocurrió el vuelo del motor de Whittle. El turbojet axial, Jumo 004A, fue el sistema de propulsión del avión Me-262. El líder de este proyecto, elegido por la compañía Junkers, fue Anselm Franz [6]. A pesar de que el motor de Frank Whittle no pudo construirse tan rápidamente, sentó las bases de la turbina de gas moderna [8].

El sistema de propulsión a chorro fue y sigue siendo estudiado extensamente en busca de mejoras, con una futura aplicación exitosa en este tipo de motor. Solo años después, se aplicó el motor a chorro a una aeronave, y la idea de reproducir el mismo motor a escala pequeña comenzó a aparecer. La historia de los turbojets en miniatura es difícil de datar; sin embargo, se asume que fue iniciada por Kurt Schreckling, técnico alemán y astrónomo aficionado. Kurt fue el primero en replicar un turbojet a pequeña escala, abriendo puertas para los motores de jet de modelo pequeños o en miniatura [9]. Motores de turbina de gas para modelos de aeronaves, el libro de su autoría, explica cómo construyó el motor, el FD 3/64, que creó un punto de partida para los turbojets en miniatura en el futuro. Esto permitió a otros mejorar el turbojet de Kurt, así como desarrollar nuevas turbinas de gas a pequeña escala basadas en su motor, como el KJ66 [10].

2.1.1 Tipos de Turbinas de Gas

Los registros de la historia de las turbinas de gas nos muestran el enorme y rápido desarrollo de este motor. Es un producto de una mezcla de diversas áreas como la termodinámica, la mecánica, la aerodinámica y otras áreas, que aún se están estudiando en su máxima extensión para mejoras. Solo después de comprender estos campos se considera la utilidad de una turbina de gas y, luego, se diseña, dependiendo de si se utiliza para una misión espacial, transporte aéreo o situaciones de combate aéreo. Equipos de científicos, ingenieros y técnicos crearon turbinas de gas con diferentes formas de convertir y suministrar energía, de acuerdo con sus propósitos, como motores de propulsión a chorro: cohete, atodid, también conocido como ramjet, el motor a chorro pulsante y el motor a reacción, o motores a chorro de hélice: motor turbopropulsor, turbofan y turboshaft [8].

El ramjet, figura 2.2, se forma por una entrada divergente y una salida convergente o convergente-divergente. Este motor requiere movimiento hacia adelante para producir empuje. Sin partes rotativas, el aire es forzado hacia el conducto divergente, seguido de la combustión con combustible, donde los gases acelerarán a través de la sección de escape hacia la atmósfera [8].

Otro motor de propulsión a chorro relacionado, el motor a chorro pulsante, figura 2.3, utiliza un conducto similar al del motor a chorro ram, pero más robusto debido a las presiones más altas involucradas. El aire pasa a través de válvulas abiertas en la entrada, llega a la Cámara de Combustión, donde se realiza la combustión del combustible, caus-

ando que el gas se expande, aumentando así la presión. Como consecuencia del aumento, las válvulas se cierran y el gas es expulsado por la parte trasera. Su alto consumo de combustible y rendimiento desigual en comparación con la turbina de gas actual hacen que este motor sea inadecuado para su uso en aeronaves [8].

El motor cohete, figura 2.4, se distingue de los otros motores por no utilizar el oxígeno del aire atmosférico para la combustión, sino que, en su lugar, utiliza un combustible específico, descompuesto químicamente con oxígeno [8].

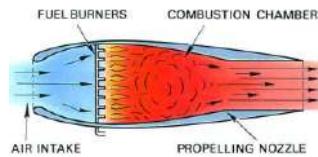


Figura 2.2: Ramjet [8]

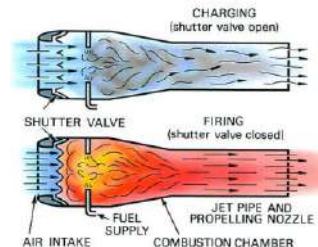


Figura 2.3: Pulsejet [8]

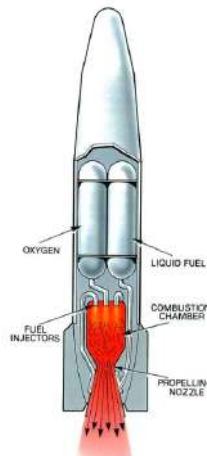


Figura 2.4: Motor Cohete [8]

El turbojet, mostrado en la figura 2.5, es la unión de un compresor, una Cámara de Combustión y una turbina, llamada generador de gas, con una entrada y una boquilla de escape. La boquilla de escape añadida convertirá la mayor parte de la energía del flujo de aire en velocidad.

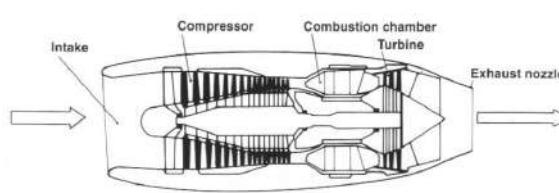


Figura 2.5: Turbojet [6]

Con la combinación de hélice/turbina viene el ventilador ductado, los ventiladores de hélice y los motores de derivación. En el motor turbopropulsor, mostrado en la figura 2.6, las funcionalidades de las dos turbinas son sostener la demanda de trabajo del compresor y hacer funcionar la hélice. En un motor similar, el turboshaft, mostrado en la figura 2.7, la turbina impulsará el compresor y la segunda turbina impulsará el

eje, que a su vez está conectado a un sistema de transmisión que rota las palas de helicóptero [6].

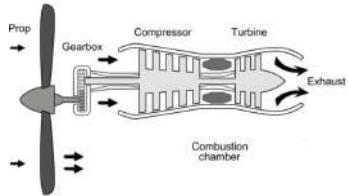


Figura 2.6: Turbopropulsor [11]

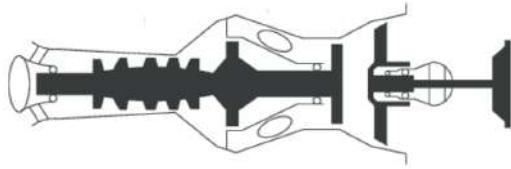


Figura 2.7: Turboshaft [12]

El turbofan, ilustrado en la figura 2.8, también tiene dos turbinas, en las cuales, una absorbe la energía del flujo de aire caliente y, la otra, utiliza el exceso de trabajo del eje para accionar un compresor de baja presión, un ventilador. Tiene una eficiencia propulsiva más baja en comparación con el turboprop, cuando se operan a la misma velocidad de crucero y a velocidades más bajas. Sin embargo, a velocidades más altas, el turbofan tiene ventaja. Motores como el turbofan comenzaron a ser y aún son, ampliamente utilizados debido a los altos valores de eficiencia propulsiva en comparación con un turbojet. Estos valores se explican por el flujo de aire derivado [6].

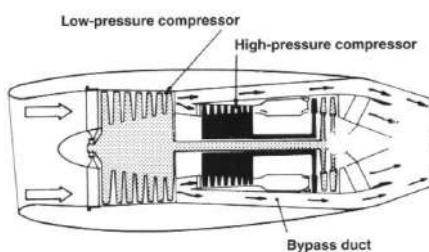


Figura 2.8: Turbofan [6]

Los motores de flujo de aire derivado se distinguen en dos tipos: de baja relación de derivación y de alta relación de derivación, en los cuales la relación de derivación representa la cantidad de aire que se desvía en relación con el aire que pasa por el núcleo del motor. El motor está constituido por un compresor de alta y baja presión y las turbinas correspondientes, que son impulsadas por dos ejes coaxiales. El aire es aspirado por el compresor de baja presión, el ventilador, que dividirá el aire en dos flujos. La mayor parte del aire se canaliza a través de los lados del núcleo del motor y una pequeña parte va a la combustión, uniéndose luego los dos flujos de aire en la sección de escape. Esto significa un menor consumo de combustible que los motores anteriores de empuje similar sin esta tecnología, permitiendo que el motor funcione de manera eficiente en vuelos a gran altitud. El uso dominante de esta tecnología, en particular, de motores de alta relación de derivación, en los sistemas de propulsión de la aviación civil y en misiones militares de largo alcance se justifica por el bajo consumo de combustible, considerado el parámetro de rendimiento más importante [6]. Un ejemplo de un motor de alta derivación se demuestra en la figura 2.9.

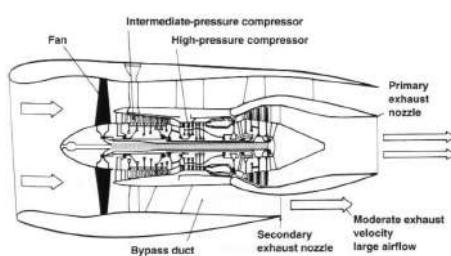


Figura 2.9: Motor de alta derivación, Rolls Royce RB. 211 [6]

El turbojet es un turbofan más simple, lo que significa que no tiene un flujo de aire derivado. Esto resulta en una menor eficiencia, aunque compensa con velocidad. Estos motores pueden alcanzar velocidades supersónicas, siendo una de las razones de su uso en aviones militares [6].

2.2 Revisión del Ciclo

La literatura revisada posee información densa y vasta sobre ciclos termodinámicos junto con sus propiedades. Por lo tanto, solo se presentará un resumen para evitar un análisis extenso y profundo. Para obtener información más detallada sobre ciclos termodinámicos y las correspondientes turbinas de gas, el autor recomienda al lector visitar los siguientes libros, donde se puede encontrar más información en los libros *Termodinámica: Un Enfoque de Ingeniería de Çengel, Yunus A. y Boles, Michael A.* y *Aerotermofluidodinámica de Turbinas de Gas y Propulsión de Cohetes de Oates, George C.*, capítulos 5.3, 7.4, 9.8 y capítulo 2, respectivamente. No obstante, no se desestimó otra literatura.

En resumen, se presentará el funcionamiento general de la turbina de gas, seguido por el ciclo termodinámico ideal junto con el análisis del comportamiento ideal de los componentes del turbojet. Posteriormente, se demuestran las ecuaciones de rendimiento del motor a reacción para cumplir con el análisis de un ciclo de motor a chorro.

2.2.1 Ciclo de Trabajo

El subcapítulo del ciclo de trabajo tiene como objetivo explicar el funcionamiento de un motor con un sistema de propulsión a chorro, describiendo su ciclo termodinámico junto con las propiedades relacionadas con este último.

El ciclo de trabajo comienza con la entrada de aire en el compresor, cuya función es aumentar la presión a través de la potencia mecánica del eje [6]. El aumento de presión tiene un efecto disminuible sobre el volumen del flujo de aire, elevando posteriormente la temperatura del aire [8]. El aire presurizado se descarga a la Cámara de Combustión, donde se añade y quema co mbustible, elevando la temperatura a valores extremadamente altos. Mientras se quema el gas, el volumen, al igual que la temperatura, aumenta debido a la estructura abierta de la cámara de combustión, manteniendo la presión constante [8]. El proceso de combustión eleva el estado energético de las moléculas a niveles altos, permitiendo que la cantidad necesaria de energía sea efectivamente aprovechada por la turbina [6]. Como efecto del trabajo extraído del gas, la turbina comienza a girar, convirtiendo el excedente de energía del gas en potencia mecánica al generar movimiento. Este movimiento giratorio forzará al rotor del compresor a rotar debido al trabajo proporcionado por la turbina, que se transfiere mediante la rotación del eje al compresor, en el otro extremo del carrete [6]. En esta etapa, las variables del gas, presión y temperatura disminuyen, mientras que el volumen aumenta. Finalmente, el flujo de gas alcanza la etapa final, e n la boquilla de escape, donde el gas es expulsado al ambiente a altas velocidades, produciendo empuje [8].

Hay tres condiciones principales en el ciclo del motor que se deben retener:

- En la compresión, hay un aumento de presión con una consiguiente disminución de volu men y un aumento de temperatura [8].
- En la combustión, ocurre un aumento en la temperatura, mientras que la presión se mantiene constante y el volumen aumenta [8].

- En la expansión, el volumen aumenta junto con una disminución en la presión y la temperatura [8].

El ciclo de trabajo de una turbina de gas se compara, en general, con el ciclo de trabajo de un motor de pistón de cuatro tiempos, teniendo en cuenta las cuatro etapas similares de cada motor. Ambos motores inician su ciclo con la fase de inducción, seguida de compresión, combustión y expansión. Sin embargo, todas las etapas del motor de pistón se realizan dentro de un cilindro, mientras que en un motor a reacción, cada componente tiene la función correspondiente, lo que resulta en una acción continua, en lugar de intermitente. Además, la combustión en un motor a reacción ocurre a presión constante, a diferencia del motor de pistón, donde el proceso de combustión tiene lugar en un espacio cerrado. Por lo tanto, el motor a reacción es capaz de operar grandes masas de aire con componentes ligeros. En la etapa final, la fase de escape, los gases, expandidos por la turbina, salen por la boquilla, generando una fuerza propulsora esencial para este motor. En contraste, los gases de escape del motor de pistón no tienen los mismos efectos significativos [6]. Considerando las diferencias mencionadas, el motor de turbina de gas elimina tres ciclos inactivos, por lo tanto, se puede quemar más combustible en un período más corto. Dado que el motor a chorro es un motor térmico, con más combustible quemado, mayor es la temperatura de la cámara de combustión, por lo que ocurre una expansión sustancial de los gases. Además, se produce una mayor cantidad de potencia para un tamaño dado [8]. Para que un motor de pistón genere la misma cantidad de potencia, tendría que ser extremadamente grande, pesado y la fabricación sería un desafío serio [6].

A medida que el gas se descarga de la boquilla, se dispersará progresivamente a las condiciones ambientales, volviendo a su estado original. El retroceso del gas a su condición original implica que las variables de estado también regresan a sus condiciones originales, lo que se denomina un proceso reversible. Un proceso que se considera reversible debe combinar la reversibilidad interna y externa. Si los estados del gas pudieran restaurarse en una secuencia inversa, mientras un sistema está sometido a un proceso en el que los gradientes de presión y temperatura son menores, el proceso se define como internamente reversible. Mientras tanto, para que un proceso se considere externamente reversible, los cambios atmosféricos que acompañan al proceso pueden ser revertidos en secuencia. Sin embargo, el proceso reversible es imposible de lograr debido a factores irreversibles, como los gradientes de temperatura, presión y velocidad provocados por la transferencia de calor, la fricción, la reacción química y el trabajo aplicado al sistema. A pesar de la irreversibilidad de los procesos reales, el proceso reversible se estandariza para estimar el éxito de los procesos reales teniendo en cuenta las pérdidas, así como para permitir que se deriven las relaciones termodinámicas para estimar la realidad [13].

2.2.2 Ciclo termodinámico

2.2.2.1 Notiones Teóricas

Se presentan además nociones que deben ser reconocidas, para entender las condiciones y propiedades detrás del ciclo termodinámico ideal que comprende todas las turbinas de gas, en particular, el motor a chorro.

- Proceso de Flujo Estable

Las turbinas de gas se construyen, en general, para operación continua, en la que hay una aproximación de las condiciones en las que operan. Suponiendo que funcionan bajo las mismas condiciones a medida que pasa el tiempo, el proceso se denomina como un proceso de flujo estable. Esto significa que las propiedades del fluido permanecen iguales a lo largo de todo el proceso. Fluyendo en un volumen de control, las propiedades del fluido pueden alterar de diferentes puntos fijos pero se mantienen constantes, desde

el inicio hasta el final. Como resultado, la masa, \dot{m} , el volumen, V , y la tasa de energía total o potencia total, E , son constantes a lo largo de este proceso [14].

Se aplica el principio de conservación de la masa, que establece que, considerando un volumen de control, la tasa total de masa que entra es igual a la tasa total de masa que sale [14]. Dado que no hay aumento ni reducción de masa, la tasa de flujo másico, \dot{m} , es igual desde el principio hasta el final del proceso [14]. Se expresa en la forma de,

$$\sum_{in} \dot{m} = \sum_{out} \dot{m} \quad [14] \quad (2.1)$$

Considerándolo para un flujo uniforme único, denotando los estados de entrada y salida, 1 y 2, respectivamente, el balance de masa se convierte en,

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_2 \rightarrow \rho_1 V_1 A_1 = \rho_2 V_2 A_2 \quad [14] \quad (2.2)$$

Donde ρ , V y A representan densidad, velocidad de flujo y área de sección transversal.

En el contexto de la tasa de energía total, la energía permanece constante dentro de un volumen de control, indicando que no hay cambios en la potencia total. Esto simplifica el balance de energía a [14],

$$\dot{E}_{in} = \dot{E}_{out} \quad [14] \quad (2.3)$$

Recordando que las transferencias de energía ocurren en forma de masa, \dot{m} , trabajo, W y calor, Q , el balance de energía se representa como,

$$Q_{in} + W_{in} + \sum_{in} \dot{m}\theta = Q_{out} + W_{out} + \sum_{out} \dot{m}\theta \quad [14] \quad (2.4)$$

Donde la energía de un fluido en movimiento, θ , se describe como,

$$\theta = h + ke + pe \quad [14] \quad (2.5)$$

Donde h , ke y pe se definen como entalpía o energía interna, energía cinética y energía potencial.

La interacción entre calor y trabajo se define por una transferencia de calor hacia el sistema, entrada de calor, y el trabajo producido por el sistema, salida de trabajo [14]. Considerando que no hay cambios en la energía cinética y potencial, el balance de energía se expresa de la siguiente manera,

$$Q - W = h_2 - h_1 \quad [14] \quad (2.6)$$

- Propiedades de estancamiento

En el análisis de volúmenes de control, es habitual juntar la energía interna y la energía del fluido para formar una variable ya mencionada, la entalpía específica, h . En la mayoría de los casos, se desestiman la energía cinética y la energía potencial, definiendo la entalpía como la energía total del fluido. Sin embargo, cuando la energía cinética no se ignora, generalmente es apropiado convertir la energía cinética en entalpía del fluido, combinándolas en un término definido como entalpía específica de estancamiento o total, mostrado en la ecuación 2.7 [14].

$$h_o = h + \frac{V^2}{2} \quad [14] \quad (2.7)$$

En la ecuación 2.7, la entalpía se distingue por dos tipos, la entalpía estática y la entalpía de estancamiento, h y h_o , respectivamente.

Como resultado de la conversión de energía cinética a entalpía, la temperatura y la presión aumentan. Estas propiedades del fluido se reconocen como propiedades de estancamiento o propiedades de estancamiento isentrópico. La entalpía y la temperatura de estancamiento de un estado de estancamiento isentrópico, y el real, son las mismas, dado que el fluido es un gas ideal. La presión de estancamiento real difiere de la presión de estancamiento isentrópico porque la entropía aumenta debido a la fricción del fluido [14]. Suponiendo que el fluido es un gas ideal, la entalpía puede ser sustituida por el calor específico constante multiplicado por la temperatura, mostrado en la ecuación 2.9.

$$c_p T_o = c_p T + \frac{V^2}{2} \quad [14] \quad (2.8)$$

Considerando que el fluido es un gas ideal, la entalpía se expresa como la energía interna más la energía cinética, y la temperatura es la medida de la energía interna. La ecuación 2.8 se simplifica para obtener la ecuación 2.9:

$$T_o = T + \frac{V^2}{2c_p} \quad [14] \quad (2.9)$$

Donde T_o indica la temperatura de estancamiento o temperatura total, en otras palabras, la temperatura que el gas ideal alcanza cuando se detiene en un proceso adiabático, y el término $\frac{V^2}{2c_p}$ representa el aumento de temperatura a lo largo del proceso denominado temperatura dinámica [14].

La relación entre la temperatura y la presión se demuestra en la ecuación 2.10.

$$\frac{P_0}{P} = \frac{T_0}{T}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad [14] \quad (2.10)$$

Donde P_0 y γ se denominan presión de estancamiento y relación de calor específico.

2.2.2 Ciclo Brayton

Es un ciclo termodinámico, idealizado, presente en todas las turbinas de gas equipadas con los componentes fundamentales, como el compresor, la cámara de combustión y la turbina [15]. El ciclo se divide en dos tipos: ciclo abierto y ciclo cerrado. El ciclo anterior consiste en aire, a presión atmosférica

que es aspirado hacia el compresor que eleva la temperatura y la presión del aire. El aire presurizado seguirá hacia la cámara de combustión, donde se mezcla con el combustible, seguido de la combustión, a presión constante. Cuando el proceso de combustión ha finalizado, el gas sale hacia la turbina, a temperaturas extremas, donde ocurre la expansión del gas [14]. En esta fase, la interacción del gas con la turbina se utiliza para accionar el compresor. El trabajo restante del gas se utiliza para acelerar el fluido conducido por la boquilla de escape hacia el exterior [16]. Debido a que el gas se expande hacia el exterior, el ciclo se clasifica como un ciclo abierto. Por el contrario, si el gas hubiera sido recirculado, el ciclo se consideraría cerrado. Las figuras 2.10 y 2.11 describen un ciclo abierto y un ciclo cerrado [14].

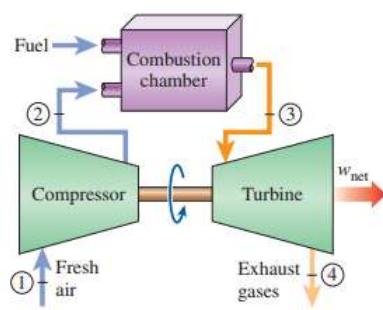


Figura 2.10: Ciclo abierto [14]

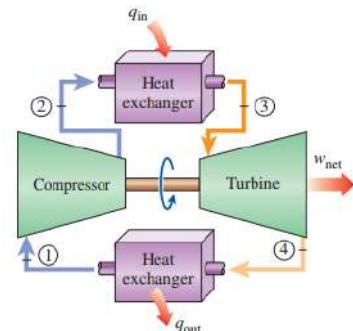


Figura 2.11: Ciclo cerrado [14]

Observando en el ciclo cerrado, el proceso de combustión fue sustituido por un calor adicional a presión constante, acompañado por el reemplazo del proceso de escape por un proceso de rechazo de calor, a presión constante, hacia el exterior [14].

El ciclo de trabajo del motor a chorro corresponde a un ciclo Brayton abierto, que es el tipo de ciclo habitual para las turbinas de gas [14]. La figura 2.12 ilustra los componentes de un dispositivo de propulsión a chorro con el correspondiente ciclo Brayton.

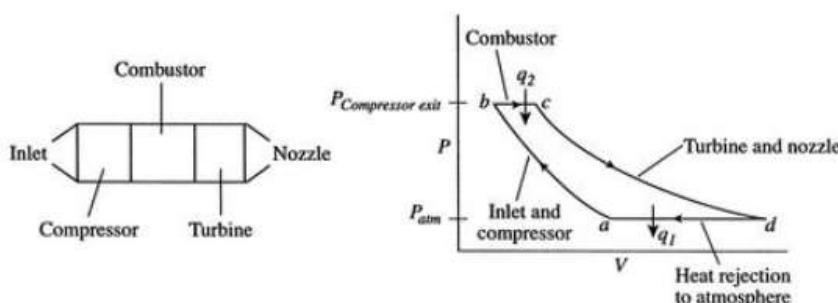


Figura 2.12: Componentes del motor a reacción y estados termodinámicos análogos [16]

Los estados termodinámicos observados en la figura 2.12 se distinguen en cuatro procesos. La leyenda de este ciclo se formula de la siguiente manera:

- a-b: Compresión en la entrada y compresor, en un proceso isentrópico [16].
- b-c: Combustión de combustible a presión constante [16].
- c-d: En la expansión, el volumen aumenta junto con una disminución en presión y temperatura. [16].
- d-a: Enfriamiento por aire a presión constante [16].

2.2.2.3 Análisis del Comportamiento del Ciclo

El análisis del ciclo es un proceso para obtener estimaciones de parámetros de rendimiento como el empuje o el consumo específico de combustible, calculado tras asumir algunas condiciones y especificaciones de diseño, presentadas a continuación [17].

Condiciones

- El fluido de trabajo se considera un gas ideal con capacidad calorífica constante y relación de calor específico [17].
- Compresión/Expansión Isentrópica [17].
- La fuente externa de calor para la combustión y la masa de combustible se desestima [17].

Diseño

- La presión atmosférica y los valores de temperatura [17].
- Relación de compresión [17].
- Número de Mach de entrada [17].

En esta subsección, se presentan el comportamiento ideal y real de los componentes, indicando la temperatura y presión para cada estación. Las estaciones se distinguirán por un número para facilitar la referencia, como se demuestra en la figura 2.13. El análisis real del ciclo de turbojet se presenta en el Apéndice D.

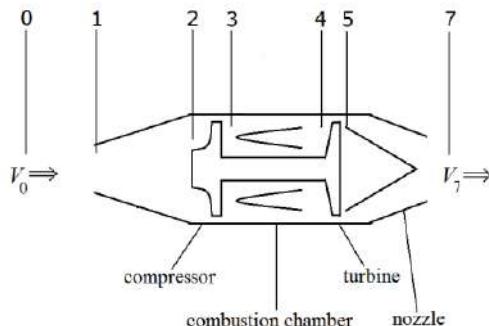


Figura 2.13: Numeración de estaciones de turbojet [16]

Descripciones de estaciones

- 0 : Flujo libre
- 1 : Entrada de admisión
- 2 : Entrada del compresor
- 3 : Salida del compresor
- 4 : Entrada de la turbina
- 5 : Salida de la turbina
- 6 : Entrada de la boquilla
- 7 : Salida de la boquilla

Análisis del Comportamiento Ideal de Componentes

- Entrada(i)

Para el caso ideal, cuando el flujo atraviesa la entrada, se considera que es isentrópico. Esto hará que la inducción, un proceso con la entalpía constante. Las relaciones que resumen el comportamiento ideal de la entrada se presentan en la ecuación 2.11 y la ecuación 2.12, [19].

$$\pi_i = \frac{\text{Pressure at Inlet Entry}}{\text{Free stream Air Pressure}} = \frac{P_{02}}{P_{0r}} = 1 \quad [19] \quad (2.11)$$

$$\tau_i = \frac{\text{Temperature at Inlet Entry}}{\text{Free Stream Air Temperature}} = \frac{T_{02}}{T_{0r}} = 1 \quad [19] \quad (2.12)$$

- Compresor (c)

En esta fase, el compresor añadirá energía al flujo en forma de trabajo y, en consecuencia, aumentará la temperatura y la presión del mismo. La ecuación 2.13 que expresa el trabajo del compresor se demuestra a continuación [20].

$$W_c = \dot{m}_a c_p (T_{03} - T_{02}) \quad [20] \quad (2.13)$$

La temperatura en la salida del compresor se puede obtener utilizando la relación entre temperatura y presión que se encuentra en la ecuación 2.14.

$$\tau_c = \pi_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} \quad [20] \quad (2.14)$$

Siendo la relación de presión, ecuación 2.15 y la relación de temperatura, ecuación 2.16

$$\pi_c = \frac{\text{Pressure at Compressor Exit}}{\text{Pressure at Compressor Entry}} = \frac{P_{03}}{P_{02}} \quad [20] \quad (2.15)$$

$$\tau_c = \frac{\text{Temperature at Compressor Exit}}{\text{Temperature at Compressor Entry}} = \frac{T_{03}}{T_{02}} \quad [20] \quad (2.16)$$

- Quemador/Combustor (b)

Como se explicó anteriormente en el ciclo de trabajo, el proceso de combustión se lleva a cabo a presión constante, que en el caso ideal, la relación de presión, ecuación 2.17, y la relación de temperatura, ecuación 2.18 son,

$$\pi_b = \frac{\text{Pressure at Turbine Entry}}{\text{Pressure at Compressor Exit}} = \frac{P_{04}}{P_{03}} \quad [21] \quad (2.17)$$

$$\tau_b = \frac{\text{Temperature at Turbine Entry}}{\text{Temperature at Compressor Exit}} = \frac{T_{04}}{T_{03}} \quad [21] \quad (2.18)$$

Recordando que este es un proceso adiabático y a presión constante, con combustión completa, por lo tanto, la eficiencia de combustión, η^b , es igual a uno. Además, la entalpía es el producto del coeficiente de calor específico a presión constante y temperatura [21]. Por lo tanto, la ecuación de energía 2.19 es,

$$(1 + f)c_{pt}T_{04} = c_{pc}T_{03} + fFHV \quad [21] \quad (2.19)$$

Donde FHV y f se refieren al valor de calefacción del combustible y a la relación de combustible a aire. Utilizando la ecuación 2.19, se puede relacionar con la relación de temperatura, ecuación 2.20.

$$\tau_b = \frac{T_{04}}{T_{03}} = \frac{1 + fFHV/c_p T_{03}}{1 + f} \quad [21] \quad (2.20)$$

Donde,

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \quad [22] \quad (2.21)$$

- Turbina (t)

El flujo calentado que pasa a través de la turbina está sujeto a una disminución de presión y temperatura. La turbina, como se explicó anteriormente, aprovecha el flujo energizado realizando trabajo. En la ecuación 2.22, se ilustra el trabajo de la turbina por masa del flujo de aire.

$$\Delta W_m = c_{pt}T_{04}(1 - \tau_t) \quad [17] \quad (2.22)$$

En el análisis del ciclo ideal, se considera que la etapa de expansión es un proceso i sentrópico. Así, la turbina no tiene pérdidas, aprovechando completamente el excedente de energía debido a la etapa de combustión, resultando en un valor de eficiencia igual a uno [17]. La relación entre la relación de temperatura y presión de la turbina se puede describir como se muestra en la ecuación 2.23.

$$\tau_t = \pi_t^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1}} \quad [23] \quad (2.23)$$

¿Dónde,

$$\pi_t = \frac{\text{Pressure at Turbine Exit}}{\text{Pressure at Turbine Entry}} = \frac{P_{05}}{P_{04}} \quad [23] \quad (2.24)$$

And,

$$\tau_t = \frac{\text{Temperature at Turbine Exit}}{\text{Temperature at Turbine Entry}} = \frac{T_{05}}{T_{04}} \quad [21] \quad (2.25)$$

- Boquilla (n)

El comportamiento de la boquilla en comparación con el comportamiento de la entrada es igual, es decir, el flujo es isentrópico, mientras pasa por la etapa especificada [17]. Concedidas estas condiciones, el

Diseño y Fabricación de un motor a reacción mini

presión total y temperatura, ecuación 2.26, de la boquilla son,

$$\pi_n = \frac{P_{07}}{P_{05}} = \tau_n = \left(\frac{T_{07}}{T_{05}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 1 \quad [24] \quad (2.26)$$

Rendimiento del motor a chorro

Esta parte comprende las medidas principales para evaluar el rendimiento del turbojet en un escenario ideal. Suponiendo que el gas es caloríficamente perfecto a lo largo del ciclo, la presión en la salida del turbojet es equivalente a la presión ambiental, así como la relación combustible-aire es mucho menor que la unidad [17].

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0 = \frac{T_{0r}}{T_r} \quad [17] \quad (2.27)$$

$$\pi_r = (1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \frac{P_{0r}}{P_r} \quad [17] \quad (2.28)$$

Sin embargo, es frecuente limitar el diseño en relación con la temperatura de estancamiento máxima permitida en la entrada de la turbina, de ahí el término establecido en la ecuación 2.29 [17].

$$\tau_\lambda \equiv \frac{c_{pt} T_{04}}{c_{pc} T_{0r}} \quad [17] \quad (2.29)$$

El empuje (F), ecuación 2.30, y el empuje específico ($\frac{F}{\dot{m}}$), ecuación 2.31, ahora se pueden obtener.

$$F = \dot{m}(V_7 - V_0) \quad [17] \quad (2.30)$$

$$\frac{F}{\dot{m}} = a_0 \left(\left[\frac{2\tau_r}{\gamma - 1} \left(\frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} - 1 \right) (\tau_c - 1) + \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} M_0^2 \right]^{\frac{1}{2}} - M_0 \right) \quad [17] \quad (2.31)$$

Donde la velocidad del sonido se encuentra en la ecuación 2.32.

$$a = \sqrt{\gamma R T} \quad [17] \quad (2.32)$$

Finalmente, el consumo específico de combustible, S se puede obtener mediante la ecuación 2.33.

$$S = \frac{f}{\frac{F}{\dot{m}}} \quad [17] \quad (2.33)$$

Análisis del Comportamiento Real de Componentes

El análisis del ciclo real, o no ideal, presenta las ecuaciones para el análisis de los componentes y el rendimiento del motor, ignorando las velocidades del gas a lo largo del generador de gas. Las únicas velocidades consideradas son en la entrada, la admisión y la boquilla de salida, escape. Además, los componentes se consideran irreversibles, pero adiabáticos. Por lo tanto, se asumen eficiencias isentrópicas para la entrada, el compresor, la turbina y la boquilla [11].

• Entrada

En la entrada, cuando el aire se conduce al compresor, hay una reducción de la presión total desde la presión del flujo libre. Esto ocurre debido a la fricción durante la entrada. En consecuencia, la temperatura aumenta, siendo más alta que en el caso ideal, que está condicionada por la eficiencia de la entrada, η_i . Las ecuaciones 2.34 y 2.35 presentadas a continuación obtienen la presión y la temperatura en la entrada, en las que la temperatura de salida se calcula como en el ciclo ideal [11].

$$P_{02} = P_{0r} \left(1 + \eta_i \frac{\gamma_c - 1}{2} M_r^2 \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad [11] \quad (2.34)$$

$$T_{02} = T_{0r} \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_r^2 \right) \quad [11] \quad (2.35)$$

La relación de presión, la ecuación 2.36 es,

$$\pi_i = \frac{P_{02}}{P_{0r}} \quad [11] \quad (2.36)$$

- Compresor

En esta etapa, la compresión ocurre en un proceso adiabático irreversible. Así, se asocia con la eficiencia isentrópica del compresor, η_c [11]. Dado que este es un ciclo real, la compresión del aire sufre pérdidas en el camino debido a la fricción, la turbulencia y muchos otros factores desfavorables, lo que causará un aumento de la temperatura. Este aumento está relacionado con la eficiencia del compresor, η_c [11]. Por lo tanto, las condiciones de salida, presión, ecuación 2.37, y temperatura, ecuación 2.38, en la salida del compresor son,

$$P_{03} = P_{02} \pi_c \quad [11] \quad (2.37)$$

$$T_{03} = T_{02} \left[1 + \frac{\pi_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1}{\eta_c} \right] \quad [11] \quad (2.38)$$

- Que
mador

Durante la combustión, hay pérdidas derivadas de una combustión defectuosa, por ejemplo, conducción, radiación, que se contabilizan introduciendo la eficiencia del quemador, η^b [11]. Como resultado, la presión en la salida del quemador, ecuación 2.39, es,

$$P_{04} = P_{03} (1 - \Delta P_{cc} \%) \quad [11] \quad (2.39)$$

La temperatura de la salida de la turbina se determina de antemano para respetar las limitaciones del material. Por lo tanto, la relación combustible-aire, la ecuación 2.40, se puede calcular mediante,

$$f = \frac{c_{pt}T_{04} - c_{pc}T_{03}}{\eta_b FHV - c_{pt}T_{04}} \quad [11] \quad (2.40)$$

- Turbina

Para este proceso, la potencia disponible de la turbina es menor que en el proceso ideal. Así, la eficiencia de la turbina está vinculada a la expansión, en la que la expresión de la relación de presión de la turbina, ecuación 2.41 se convierte en,

$$\pi_t = \left(1 - \frac{(c_{pc}/c_{pt})T_{02}}{\lambda(1+f)\eta_c\eta_t T_{04}} \left[\left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} - 1 \right] \right)^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t-1}} \quad [11] \quad (2.41)$$

Donde, λ representa la relación entre la potencia requerida para accionar el compresor y la potencia disponible generada por la turbina. Los valores de este parámetro varían de 75% a 85% [11].

La última ecuación se puede asociar a la ecuación 2.42, para obtener la temperatura de salida [11].

$$\frac{P_{05}}{P_{04}} = \left[1 - \frac{1}{\eta_t} \left(1 - \frac{T_{05}}{T_{04}} \right) \right]^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t-1}} \quad [11] \quad (2.42)$$

- Boquilla

En esta etapa, se introduce una presión crítica para verificar si la boquilla está estrangulada o no. Por lo tanto, la presión crítica se obtiene mediante la ecuación 2.43 [11].

$$\frac{P_{06}}{P_{crit.}} = \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{\eta_n} \left(\frac{\gamma_t-1}{\gamma_t+1} \right) \right]^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t-1}}} \quad [11] \quad (2.43)$$

Si $\frac{P_{06}}{P_{crit.}} > \frac{P_{06}}{P_{0r}}$, la boquilla no está estrangulada. La velocidad de escape se calcula a partir de la ecuación 2.44.

$$V_7 = \sqrt{\frac{2\gamma_t \eta_n R T_{06}}{(\gamma_t - 1)} \left[1 - \left(\frac{P_{0r}}{P_{06}} \right)^{\frac{(\gamma_t-1)}{\gamma_t}} \right]} \quad [11] \quad (2.44)$$

A partir de la ecuación anterior, la temperatura de escape se obtiene de la ecuación 2.45.

$$T_{07} = T_{06} - \frac{V_7^2}{2c_{pt}} \quad [11] \quad (2.45)$$

Si $\frac{P_{06}}{P_{crit.}} < \frac{P_{06}}{P_{0r}}$, la boquilla está estrangulada, alterando la ecuación de temperatura de escape, 2.46, a,

$$\frac{T_{06}}{T_{07}} = \frac{\gamma_t + 1}{2} \quad [11] \quad (2.46)$$

Transformando la ecuación de velocidad de escape, 2.47, a,

$$V_{07} = \sqrt{\gamma_t R T_{07}} \quad [11] \quad (2.47)$$

Parámetros de rendimiento del motor a reacción

El Empuje específico, ecuación 2.48, ahora se expresa como,

$$\frac{F}{\dot{m}_a} = [(1 + f)V_{07} - V] + \frac{A_7}{\dot{m}_a}(P_{07} - P_{0r}) \quad [11] \quad (2.48)$$

Y, la ecuación del consumo específico de combustible del empuje, ecuación TSFC 2.49, se puede demostrar como,

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F} \quad [11] \quad (2.49)$$

2.3 Componentes

En esta sección, se proporciona información de fondo sobre cada componente, así como los diferentes tipos y sus funcionalidades.

2.3.1 Boquilla de Entrada

La boquilla de entrada es como un filtro de aire para el compresor. En otras palabras, cuando el aire se canaliza hacia el compresor, la boquilla de entrada es responsable de asignar y controlar el flujo de aire, es decir, proporcionar la cantidad requerida de flujo de aire al motor. Antes de que el flujo de aire entre suavemente en el compresor, la boquilla de entrada realizó su tarea al proporcionar un flujo de aire uniforme, estable y de alta calidad al compresor. La entrada es, indirectamente, responsable de generar empuje, siendo considerada uno de los principales componentes que pertenecen a un turbojet [6].

El desarrollo de la boquilla de entrada es un estudio extenso y aplicación de las leyes de dinámica de fluidos con el fin de controlar el flujo de aire a velocidades de vuelo subsónicas o supersónicas. La distinción del régimen de vuelo se hace de acuerdo con el número de Mach, en el cual la entrada está operando. Para un número de Mach menor que 1.0, opera en una condición subsónica y, si el número de Mach es mayor que 1.0, la velocidad de vuelo es supersónica [25]. El número de Mach se muestra en la ecuación 2.50.

$$M = \frac{V}{a} \quad (2.50)$$

Considerar que el flujo de aire entra al compresor de manera uniforme es una suposición idealizada porque, en realidad, componentes como el pilón del motor, el ala y el fuselaje se desvían de lo ideal, lo que afecta el flujo de aire y socava el rendimiento de la boquilla de entrada. El viento cruzado y el vórtice son ejemplos de cómo se socava el rendimiento de la entrada. En un escenario de viento cruzado, cuanto más fuerte sea, más arriesgado se vuelve, ya que la velocidad en el labio podría superar la velocidad del sonido en esa zona, poniendo en peligro las palas debido al consiguiente aumento de la velocidad del flujo añadido por el lado de barlovento de la entrada de aire. Un ejemplo de un vórtice es el vórtice de suelo.

Puede desarrollarse como resultado de la colocación del motor debajo de las alas, siendo luego absorbido por la entrada, lo que podría tener un impacto negativo en el rendimiento de la entrada [6].

El diseño de la entrada para un flujo de aire subsónico tiene un labio bien redondeado, que se encuentra en la figura 2.14, para prevenir la separación del flujo, resultando en un labio más grueso en comparación con un labio afilado para un flujo de aire supersónico. En cuanto a la sección transversal de entrada, para la velocidad subsónica, tienen una forma redonda o elíptica, mientras que, para las entradas de velocidad supersónica, tienen un cono central para reducir drásticamente el flujo a velocidades subsónicas o una entrada de forma rectangular, como se muestra en las figuras 2.15 y 2.16 [26].



Figura 2.14: Entrada subsónica [26]



Figura 2.15: Entrada supersónica axisimétrica [26]



Figura 2.16: Entrada supersónica rectangular [26]

2.3.2 Compresor

La compresión del aire es vital para las turbinas de gas y la responsabilidad de asegurarla recae en el compresor. Su principio es convertir la energía mecánica, que es suministrada por la turbina en forma de trabajo, en energía de presión. Por lo tanto, cuanto mejor sea la conversión, mejor será el funcionamiento general de la turbina de gas. Para mejorarla, hay tres parámetros importantes que caracterizan el rendimiento de un compresor. El primero, la eficiencia del compresor, indica la pérdida de energía durante la conversión; en otras palabras, muestra la energía que el compresor necesita para aumentar la energía de presión. El segundo, la relación de presión del compresor, es la relación entre la presión total en la salida del compresor y la entrada del compresor. El tercero, la tasa de flujo de aire, significa el volumen de flujo de aire que el compresor es capaz de procesar en un tiempo unitario. Estos tres parámetros están interrelacionados y juegan un papel importante en el rendimiento del compresor. Por ejemplo, la relación de presión del compresor está conectada directamente al empuje, el consumo de combustible y la eficiencia del motor [6].

2.3.2.1 Centrífugo

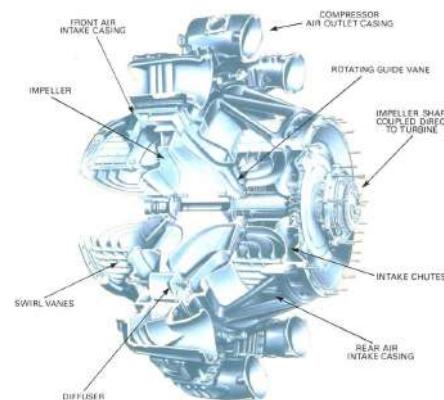


Figura 2.17: Compresor Centrífugo [8]

Este compresor, figura e 2.17, tiene un impulsor rotativo para acelerar el aire y un difusor fijo, que produce el aumento de presión requerido. El impulsor rota a alta velocidad, induciendo continuamente el aire hacia su centro, generando un flujo de aire radial orientado por alabes hacia la punta del impulsor, que cambia el flujo de aire a perpendicular en relación con el eje de rotación. La acción del impulsor acelerará el flujo de aire, causando el aumento de presión [8]. En la salida del impulsor, el aire pasa a través de un espacio sin alabes seguido de un difusor con alabes constituido por alabes tangentes al impulsor que convierten la energía cinética en energía de presión [27]. Cuando el aire sale del impulsor, depende de la configuración del impulsor que dictará la dirección del flujo de aire. Los diferentes tipos de impulsores se ilustran en la figura 2.18.

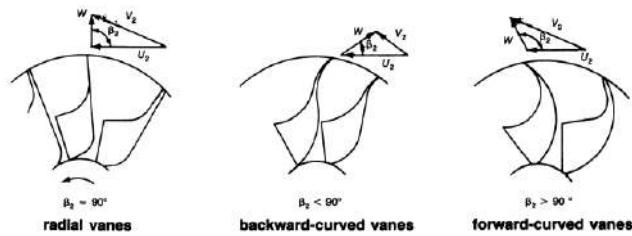


Figura 2.18: Tipos de impulsor [27]

Cuando el aire pasa a través del impulsor, hay cambios en la presión y la velocidad. Estas alteraciones se pueden ver en la figura 2.19, donde se traza un gráfico de presión y velocidad, describiendo el paso del flujo de aire a través de los elementos del compresor.

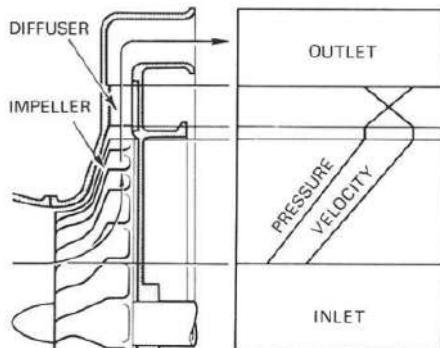


Figura 2.19: Evolución de la presión y la velocidad a lo largo del sistema impulsor-difusor [27]

Este compresor es una opción para turbinas de gas más pequeñas porque es más simple, tiene un costo de fabricación bajo y alta estabilidad, lo que significa un mayor rango de operación. Los compresores radiales obtienen una alta relación de presión, como 13:1 en modos experimentales y, en promedio, 5:1 [17]. Un balance general de los puntos positivos y negativos sobre los tres impulsores se puede ver en la tabla 2.1.

Tabla 2.1: Ventajas y desventajas de los diferentes impulsores [27]

Types of Impellers	Advantages	Disadvantages
<i>Radial vanes</i>	1. Reasonable compromise between low energy transfer and high absolute outlet velocity 2. No complex bending stress 3. Easy manufacturing	1. Surge margin is relatively narrow
<i>Backward-curved vanes</i>	1. Low-outlet kinetic energy = low-diffuser inlet mach number 2. Surge margin is wide	1. Low-energy transfer 2. Complex bending stress 3. Hard manufacturing
<i>Forward-curved vanes</i>	1. High-energy transfer	1. High-outlet kinetic energy = High-diffuser inlet mach number. 2. Surge margin is less than radial vanes 3. Complex bending stress 4. Hard manufacturing

2.3.2.2 Axial

El compresor axial, figura 2.20, es el más utilizado en los diseños de motores para los aviones actuales porque puede entregar altas relaciones de presión y altas tasas de flujo máscio al mismo tiempo, permitiendo la fabricación de motores de alto empuje. Este compresor está formado por varios rotores, conectados al eje central, que aumentan la energía cinética y la presión estática. Cada rotor va acompañado de estatores, que son rotores fijos que reducen la energía cinética, aumentando así la presión estática y evitando que el flujo se espiralice [28]. Actuando como enderezadores de aire que eliminan el remolino, las palas de estator hacen esto debido a su ángulo variable que corrige el flujo del rotor y dirige el flujo en la dirección correcta para el siguiente rotor [6]. Al reducir el ángulo de ataque, los estatores variables disminuyen la tendencia a la pérdida de carga [17]. La presión y la velocidad a lo largo del compresor axial se demuestran en la figura 2.21.

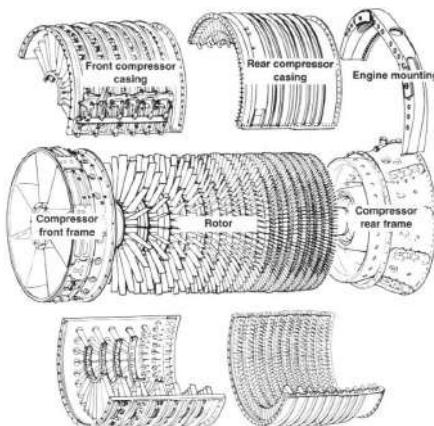


Figura 2.20: Compresor Axial [6]

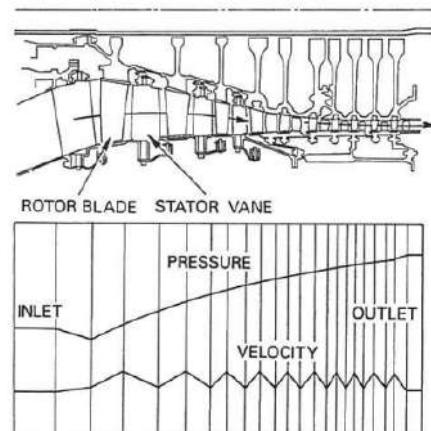


Figura 2.21: Cambios de presión y velocidad en un compresor axial [8]

Una fila de un rotor, con una fila de palas de estator se llama una etapa. Cada etapa tiene un bajo aumento de presión. El aumento es pequeño debido al ángulo de deflexión de las palas, y, la tasa de difusión debe ser limitada para prevenir la separación del aire en las palas que podría ser seguida por el estancamiento de las palas. Para suprimir este efecto, se crearon "válvulas de purga" para liberar parte del aire de las palas en las filas intermedias y el estator variable. Controlando tanto como sea posible para prevenir estas pérdidas, el cuerpo del compresor puede ser construido para tener múltiples etapas, que,

al comparar con el compresor centrífugo con la misma área frontal, obtiene relaciones de presión más altas, generando mucho más empuje. Por eso se elige el compresor axial para la mayoría de los motores de aeronaves [6]. Otras ventajas son la reducción de la resistencia aerodinámica debido a una sección transversal más pequeña y no hay necesidad de desviar el flujo porque el flujo de aire se dirige en una dirección uniforme hacia la turbina [8].

Estos motores pueden estar compuestos por más de un eje. El eje es el que conecta el compresor y la turbina, en el que esta última rota. Si solo hay un conjunto de compresor y turbina, el dispositivo de propulsión se clasifica como mono-eje, como se muestra en la figura 2.22. Un sistema multi-eje consiste en dos o más conjuntos de motores, siendo cada motor impulsado por su propia turbina [8]. Un ejemplo de un sistema multi-eje se demuestra en la figura 2.23.

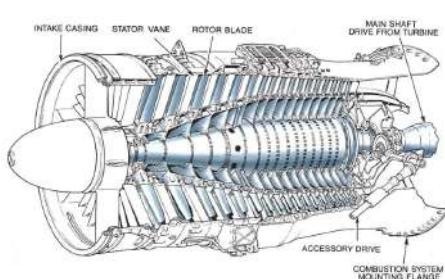


Figura 2.22: Compresor axial de un solo eje [8]

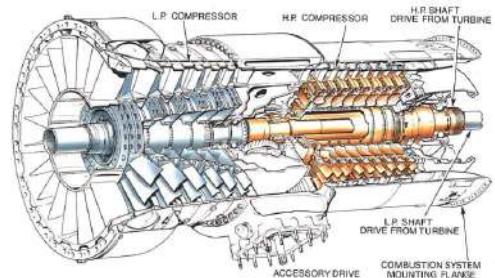


Figura 2.23: Compresor axial de doble eje [8]

Si el compresor rota a una velocidad óptima, alcanza relaciones de presión más altas. Con valores de relación de presión alta, se mejora la eficiencia del combustible, pero tiene limitaciones. La carcasa tiende a expandirse y distorsionarse, lo que hace necesario un casing de compresor más pesado para soportar las tensiones por vibración.

[8].

2.3.3 Difusor

El difusor o estator es un subcomponente del sistema de compresor, que redirige el flujo de aire radial de alta velocidad que proviene del impulsor hacia la Cámara de Combustión, convirtiendo la energía de velocidad residual en energía de presión [29].

El sistema de difusor se puede distinguir entre dos tipos, con palas o sin palas. El espacio anular sin palas es fácil de producir y podría ser eficiente. Dado que no tiene palas, el ángulo correcto de la pala no se convierte en una preocupación con la consecuencia de romper el flujo. Sin embargo, el difusor sin palas no sería la opción adecuada porque el conducto de flujo se ensancharía, por lo tanto, la posibilidad de ruptura del flujo. Considerando la ley de Bernoulli, la energía total del flujo permanece constante, en otras palabras, si la velocidad aumenta, la presión disminuye. Además, dado que la relación entre la velocidad y el diámetro del difusor, basada en la ley del vórtice, es constante, se concluye que ensanchar el flujo no tendría el impacto deseado en la conversión de presión, por lo tanto, el flujo podría descomponerse [29].

El difusor con palas puede tener las aletas guía curvadas en la dirección de la rotación del compresor o curvadas en la dirección opuesta, o incluso palas que se ensanchan, formando cuñas gruesas que pueden ser perforadas. Lo último permite la fijación de tornillos sin interferencia en el flujo de gas. Estos tipos, mostrados en la figura 2.24, se identifican como palas de difusor rectas, palas curvadas hacia adelante y difusor de palas en forma de cuña, respectivamente. Además, este tipo de difusor posee palas.

que contrarrestan el movimiento de torsión de los gases, evitando una caída de la presión del gas, al eliminar el movimiento espiral residual [29].

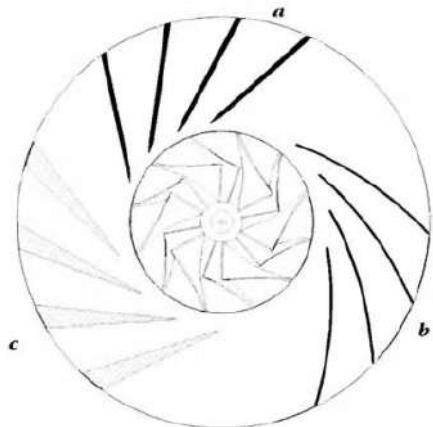


Figura 2.24: Tipos de difusor [29]

2.3.4 Cámara de Combustión

Es en la cámara de combustión, ver figura 2.25, donde se realiza casi todo el aumento de energía interna y es uno de los componentes más importantes para el empuje generado. Está concebida para proporcionar una combustión eficiente limitando las pérdidas de presión al mínimo debido al papel relevante que tiene en los costos operativos y de alcance [17]. Es donde se quema el combustible después de mezclarlo con el aire inducido por el compresor, seguido de una liberación de energía térmica, después de la combustión, donde el aire se expandirá y acelerará a través de un chorro [6]. Para que el aire sea uniformemente

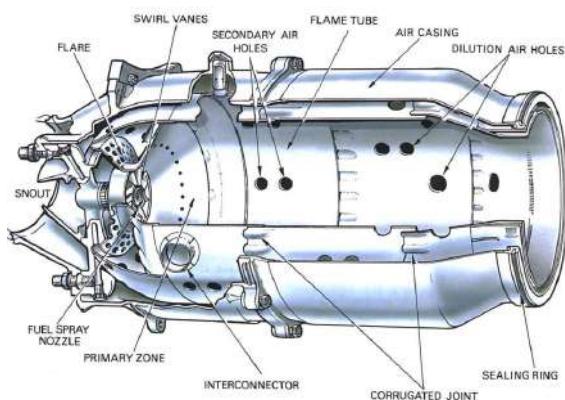


Figura e 2 .25: Cámara de Combustión [8]

calentado, debe haber un control de temperatura en el momento de la combustión y material adecuado para resistir temperaturas extremas a lo largo del proceso de combustión. La Cámara de Combustión soporta diferencias de aumento de calor de 650 a 1150 grados Celsius de aire precalentado, que entra en la cámara a 250 a 550 grados Celsius. Sin embargo, solo el 20 por ciento del flujo de masa de aire pasa a la zona primaria (donde tiene lugar la quema de combustible) de la Cámara de Combustión, a través de palas de remolino para estimular la recirculación del gas caliente y pequeños orificios de disco que soportan el generador de remolino. Esta recirculación es creada por las palas de remolino, que pertenecen a una parte completa designada como hocico, que reduce la velocidad de flujo de aire para estar en los valores deseados para mantener la llama encendida, constantemente, a lo largo del rango de la operación en curso. Además,

también hay otro 20 por ciento que pasa a través de los orificios de aire secundarios, uniendo el gas caliente para reducir la temperatura antes de que llegue a la turbina [8].

En los orificios de aire secundarios, el aire pasa a través de las paredes externas e internas del tubo de llama, ingresando después de que el flujo adyacente atraviesa la zona primaria. Al unir estos dos flujos, se crea una recirculación de baja velocidad, originando un vórtice toroidal para lograr una llama estabilizada [8].

Con temperaturas tan altas, sería extremadamente difícil para un material soportar y mantener el mismo rendimiento independientemente de cuán alta sea la temperatura. Por lo tanto, para permitir el correcto funcionamiento del material, se diseñó la cámara de combustión para dictar el curso del flujo de aire. Esto permite el enfriamiento del material y del gas caliente. Para prevenir un rendimiento no deseado de la cámara, se desarrolló un espaciado en el tubo de llama, de modo que el flujo de aire enfrié las paredes del tubo de llama, evitando que se sobrecaliente. En promedio, para fines de enfriamiento se utiliza d 40 p por ciento de un total de 60 p por ciento de aire que no se utiliza para la combustión [6]. Luego, otro 20 p por ciento de aire pasa a través de los orificios de aire secundarios, hacia la zona de dilución, reduciendo las temperaturas del gas caliente de 1800 a 2000 grados Celsius antes de que llegue a la turbina [8]. La distribución del aire dentro del quemador se demuestra, a continuación, en la figura 2.26.

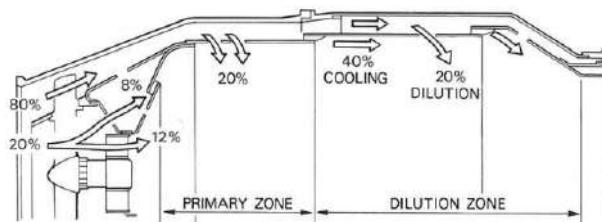


Figura 2.26: Distribución del aire dentro del quemador [8]

- Cámaras de combustión múltiples o cámara de combustión tipo lata

Tiene múltiples cámaras individuales en paralelo formando un círculo alrededor del eje central. La combustión es fácilmente alcanzable ya que solo es necesaria la ignición en uno o dos quemadores. Crear una llama que se propaga de tubo de llama a tubo de llama mediante un enlace de conexión llamado interconector, permite que los quemadores operen a presión igualada [6]. Un ejemplo de esta cámara se muestra en la figura 2.27.

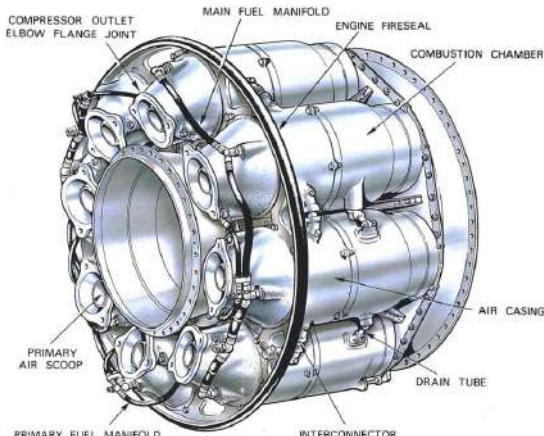


Figura 2.27: Cámara de combustión múltiple [8]

- Cámara de combustión tubo-anular o cámara de combustión can-anular

Se presentó como un término intermedio entre la cámara de tipo can y la cámara anular, mejorando los defectos de cada una, combinando sus características más fuertes. Esta cámara de combustión, mostrada en la figura 2.28, se diferencia de las cámaras de combustión múltiples por tener una carcasa exterior que rodea las varias cámaras para el suministro de aire secundario, volviéndose más mecánicamente estable que antes. Esta mejora permitió un uso más eficiente del espacio disponible [6].

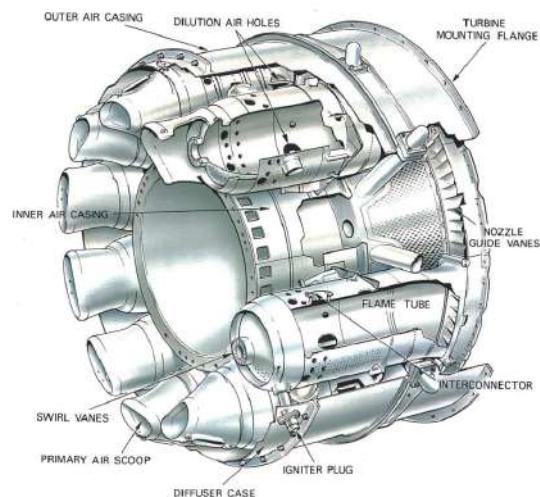


Figura 2.28: Cámara de combustión tubo-anular [8]

- Cámara de combustión anular

Es un tubo de llama único, demostrado en la figura 2.29, en forma anular, que utiliza de manera más eficiente el espacio volumétrico, permitiendo un proceso de combustión uniforme. Su diseño más simple tiene una reducción beneficiosa del peso total, ya que la energía expandida a través de los quemadores es la misma, con un 25 por ciento menos de longitud. Posteriormente, impacta en el costo de producción al disminuirlo [8].

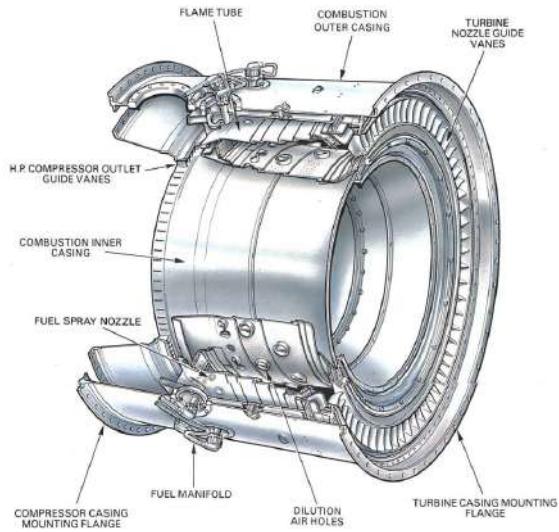


Figura 2 .29: cámara de combustión anular [8]

2.3.5 Turbina

La turbina es un componente principal del generador de gas, que impulsa el compresor. Es prioridad de su funcionalidad extraer la energía contenida en el gas caliente, que proviene de la combustión, al absorber la energía del impacto del flujo de gas con las palas. Extrae la energía cuando el gas caliente, a altas temperaturas, alcanza el límite del espacio disponible en la turbina. Este ciclo, repetidamente, promoverá la rotación, a alta velocidad, de la turbina. Lo suficiente rápidamente como para impulsar el compresor en forma de potencia mecánica del eje, lo cual se logra al convertir energía cinética en energía de presión y trabajo [8].

2.3.5.1 Axial

La mayoría de los motores en aeronaves tienen turbinas de flujo axial debido a la mayor entrada de masa. Este tipo de turbina se caracteriza por un conjunto de un estator y un rotor, en ese orden respectivo. Un estator es una boquilla estacionaria con aletas guía de una sección de perfil aerodinámico que ajusta el flujo de la cámara de combustión a la turbina al enderezar la trayectoria de flujo, acelerando el gas y creando un efecto de boquilla, de ahí su nombre. Seguido por una rueda giratoria que utiliza la energía cinética para crear movimiento [8].

Para que la extracción de energía sea exitosa, las palas de la turbina inducen un remolino en el flujo de gas para obtener un trabajo uniforme a lo largo de la longitud de las palas. El diseño de las palas tendrá un efecto en el flujo expulsado de la turbina, convirtiéndose en un flujo más axial, antes de entrar en el sistema de escape [6].

Para que una turbina sea eficiente, su diseño y desarrollo deben ajustarse a las especificaciones del motor. Una especificación importante es la demanda de potencia, que afectará el número de etapas en una turbina. Sin embargo, el número de etapas que se deben añadir no solo depende de la demanda de potencia, sino también de la velocidad de rotación, el diámetro máximo permisible de la turbina y el número de ejes de compresor. Por ejemplo, los motores con una alta relación de compresión suelen tener dos ejes para accionar el compresor de baja y alta presión [6].

El movimiento rotacional causa tensión en el disco de turbina que se acumula junto con el cuadrado de la velocidad [8].

Se desarrollaron nuevos materiales y técnicas de enfriamiento para soportar las altas temperaturas y presiones. Un material, generalmente utilizado, en las velocidades de las palas, son las superaleaciones a base de níquel debido a su alta resistencia a la fluencia y a la resistencia a altas temperaturas [30]. Aun así, se están realizando esfuerzos para prevenir y gestionar las pérdidas en cualquier parte y funcionamiento de la turbina. Sin embargo, es extremadamente difícil prevenir pérdidas como la fricción, el giro del flujo o el despeje de punta [6].

La forma en que una turbina convierte energía designa su tipo, distinguiéndola en tres tipos: impulso, reacción e impulso-reacción.

La turbina de impulso, mostrada en la figura 2.30, es similar a una rueda de agua que extrae energía del flujo de gas mediante el impacto del gas en las palas de la turbina. El gas fluye a través de las aletas guía de boquilla saliendo con una mayor velocidad, disminuyendo la presión y la temperatura. En la etapa del rotor, el flujo acelerado impactará en las palas del rotor, reduciendo la velocidad debido a la energía transferida del gas a las palas. Este intercambio de momento resultará en la rotación de la rueda.

[6].

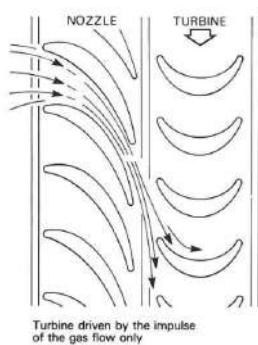


Figura 2.30: Turbina de impulso [8]

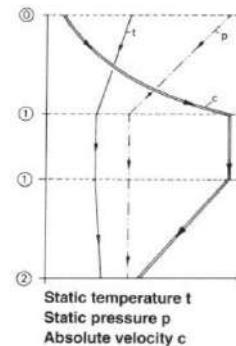


Figura 2.31: Variación de propiedades a lo largo de [8]

Observando la figura 2.31, hay tres fases distintivas. Cuando el gas entra en las palas guía de boquilla, correspondiente a la fase cero a uno, sufre una disminución de presión y temperatura con un aumento de velocidad. Posteriormente, a lo largo de la fase uno, a medida que el gas sale de las palas guía de boquilla y alcanza las palas del rotor, la temperatura, la presión y la velocidad son constantes. Luego pasa por la trayectoria de las palas del rotor, fase uno a dos, donde se extrae energía en forma de trabajo, reduciendo la velocidad del flujo de gas. Se puede observar un ligero aumento de temperatura como consecuencia de la fricción [8].

La turbina de reacción no difiere mucho de la turbina de impulso. La diferencia radica en las palas del rotor. En otras palabras, la trayectoria de las palas del rotor, debido al diseño de la pala, crea un efecto de boquilla, acelerando más el flujo de gas. Debido a su diseño, también se genera una fuerza aerodinámica, además del momento generado por el impacto del gas en las palas, lo que provoca que el rotor gire [8].

La restricción en las secciones transversales de la trayectoria de flujo causa el efecto de boquilla explicado anteriormente. Además, hay una reducción ligeramente menor de temperatura y presión que en la turbina de impacto.

2.3.5.2 Radial

Desde el primer uso en un vuelo de motor a reacción, al final de f 1930 , hasta la utilidad de los turbocompresores, la turbina de entrada radial se utiliza para diversos propósitos, por ejemplo, expansores de licuefacción de gas en la industria petroquímica, pequeñas turbinas de gas que proporcionan energía a helicópteros o como unidades generadoras [27] .

Una turbina radial presenta un gran beneficio para la producción de trabajo. Este tipo de turbina proporciona más potencia que dos o más etapas de una turbina de flujo axial. Además, el costo de su fabricación es menor que el de una turbina axial de una o múltiples etapas. Sin embargo, en términos de eficiencias, este tipo de turbina pierde frente a la de tipo axial, que es la principal razón por la cual el tipo axial se aplica mayormente en motores de aeronaves [27] .

La turbina de entrada radial se divide en dos tipos:

- Turbina de entrada radial de voladizo

Esta turbina, observada en la figura 2.32, es similar a una turbina de baja reacción o de impulso debido a que no hay aceleración del flujo a través de la turbina. Se caracteriza por no utilizar ángulos de entrada radial y tener palas de voladizo bidimensionales. Los bajos valores de eficiencia y las complicaciones en la fabricación son la razón de su uso poco frecuente [27] .

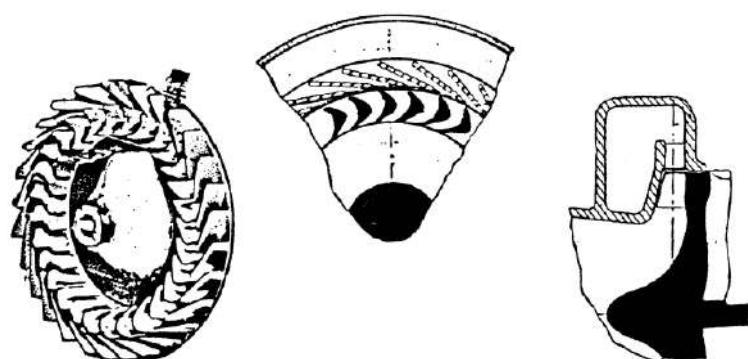


Figura 2.32: turbina de entrada radial de voladizo [27]

- turbina de entrada radial de flujo mixto

Esta turbina, mostrada en la figura 2.33, está compuesta, en primer lugar, por un caracol que recoge, de un solo conducto, el flujo, hacia las palas de la boquilla que a menudo se utilizan como boquillas sin palas, como en los turbocompresores donde la eficiencia no es importante debido al exceso de energía en los gases de escape. Con un diseño de alabe, el flujo es dirigido por las palas, acelerándolo. Estas palas se fusionan en el cubo o el disco, provocando una fuerza normal a la guía del flujo. Cuando el flujo alcanza la sección final curva de las palas o exductor, parte de la fuerza de velocidad tangencial se elimina. Finalmente, el flujo llega al difusor de salida, donde la alta velocidad absoluta del exductor se transforma en presión estática [27] .

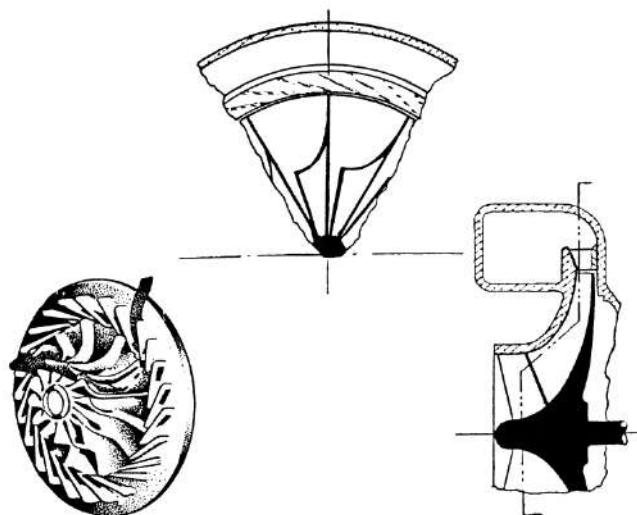


Figura 2.33: Turbina de entrada radial mixta [27]

2.3.6 Boquilla de escape

El último componente de un turbojet es responsable de la generación de empuje, separando al turbojet de ser un generador de gas, como se mencionó anteriormente. Su método de producción de empuje consiste en convertir la entalpía restante en velocidad de escape [29].

La boquilla se desarrolla de acuerdo con el rendimiento requerido y adopta diversas formas. En cuanto al diseño, se distinguen tres tipos:

- Boquilla convergente

El área de la sección transversal del conducto disminuye a lo largo de la dirección de la corriente, terminando con un área de sección transversal más pequeña, acelerando así el flujo. La aceleración ocurre debido a una presión más alta, en la entrada de la boquilla, que la presión ambiental, descargando el flujo hasta que alcanza la presión ambiental, donde el gas se expandirá completamente. Si esta boquilla descarga a velocidad sónica, donde la tasa de flujo máxico es máxima, se considera que la boquilla está estrangulada. Se aplica principalmente en aviones comerciales y militares de alta velocidad subsónica [6].

- Boquilla divergente

El área de la sección transversal aumenta, alcanzando su tamaño máximo en la descarga. Esto provoca que el chorro de fluido se expanda a través de la boquilla, desacelerando el flujo [31].

- Boquilla convergente-divergente

Caracterizado por una sección transversal variable. En la parte delantera, el área de sección transversal disminuye, seguida de un aumento adicional en el área de sección transversal. Controlar la parte convergente y divergente hace que la boquilla de geometría variable se utilice a menudo para añadir más empuje [6]. La figura 2.34 es un boceto de la boquilla convergente y divergente.

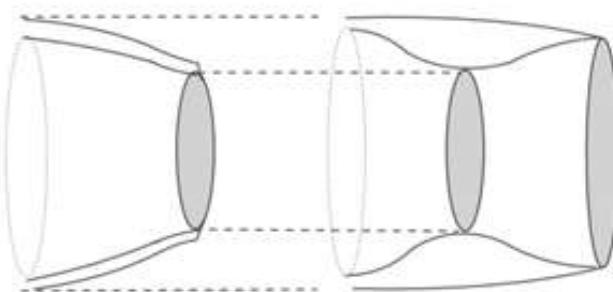


Figura 2 .34: Boquilla Convergente-Divergente

2.3.7 Sistema de combustible

2.3.7.1 Combustibles

Seleccionar el combustible adecuado para un motor a chorro de pequeño tamaño depende de la energía máxima disponible por kilogramo de combustible [10]. Los combustibles con un alto calor específico de combustión incluyen gasolina, queroseno, diésel, JP1 a JP8, que son diferentes tipos de gasolina de aviación, propano y gas butano. Si es posible, el uso de gasolina de aviación tipo cuatro queroseno y gasolina son las mejores opciones para utilizar en el proceso de combustión. La fuerte presencia de hidrocarburos volátiles en estos dos combustibles los convierte en favoritos [29]. Sin embargo, el combustible diésel, que es similar al queroseno, tiene una alta densidad de energía, lo que lo hace preferible para su uso porque se obtiene fácilmente, encontrándose en cada gasolinera [10]. Además, la mezcla de vapor de diésel y aire tiene una temperatura de ignición más baja, aproximadamente 300 grados Celsius, que la mezcla de vapor de gasolina y aire que necesita una temperatura superior a 600 grados Celsius para encenderse [10].

Los combustibles más apropiados para motores a chorro de pequeño tamaño son el combustible gaseoso, particularmente, propano o butano. Además de estos gases, se podría considerar el uso de metanol, aunque su baja densidad de energía juega en contra de su selección. La bomba de combustible para este tipo de combustible es prescindible ya que el gas presurizado fluye a través del motor de forma espontánea [29]. De los tipos de combustible gaseoso mencionados, el propano se considera más adecuado para pruebas estáticas o trabajo de desarrollo [10]. A pesar de los beneficios, este gas requiere un tanque de presión con el doble del volumen para la misma masa de combustible diésel, debido a su baja densidad de energía [10]. Las diferencias de los combustibles discutidos se pueden discernir en la tabla demostrada, tabla 2.2.

Tabla 2 .2: Combustibles
[29]

SPECIFICATION OF POSSIBLE MODEL JET ENGINE FUELS					
	Diesel	Petrol	JP1/Jet A	JP4	Propane
Density [kg/l]	0.85	0.76	0.804	0.76	0.5 ⁽¹⁾
H _m [MJ/kg]	42.8	42.5	43.3	>42.6	16.5
Boiling Range (°C)	190-334	80-130	160-260	60-240	-42
Fuel tank Capacity (ml)	880	990	920	990	1,380
(5 Minutes, 30 N Thrust) ⁽²⁾					2,080
Flammability/Fire Hazard	Low	High	Low	High	Very High
Price (€/l)	0.8	1.05	1.2	?	0.7

(1) Liquid Under Pressure
(2) Sufficient for 5 minutes of powered flight at a thrust of 30 Newtons. (Specific Consumption = 0.3 kg/N/h)

2.3.7.2 Modos de Inyección de Combustible

La mezcla de aire y combustible se puede llevar a cabo mediante la atomización o vaporización del combustible. La primera es una técnica común utilizada en aeronaves de tamaño completo, donde la calidad de la combustión depende, en gran medida, del tamaño de las gotas del combustible atomizado. La complejidad de esta técnica supera sus beneficios para la inyección en motores pequeños [29].

La vaporización del combustible consiste en pequeños tubos, conocidos como vaporizadores, donde fluye el gas precalentado, vaporizando parte del combustible antes de llegar a la zona primaria. El combustible es empujado a través de tubos delgados, donde cada uno está conectado a un solo tubo enganchado. El aspecto beneficioso de este sistema es que el combustible se mezcla con aire antes de entrar en la zona de combustión. Desafortunadamente, la efectividad de este método solo puede confirmarse a través de experimentos sistemáticos; por ejemplo, si el vaporizador se extiende demasiado, la temperatura tiende a aumentar [29]. Los tipos de inyección de combustible se pueden ver en la figura 2.35.

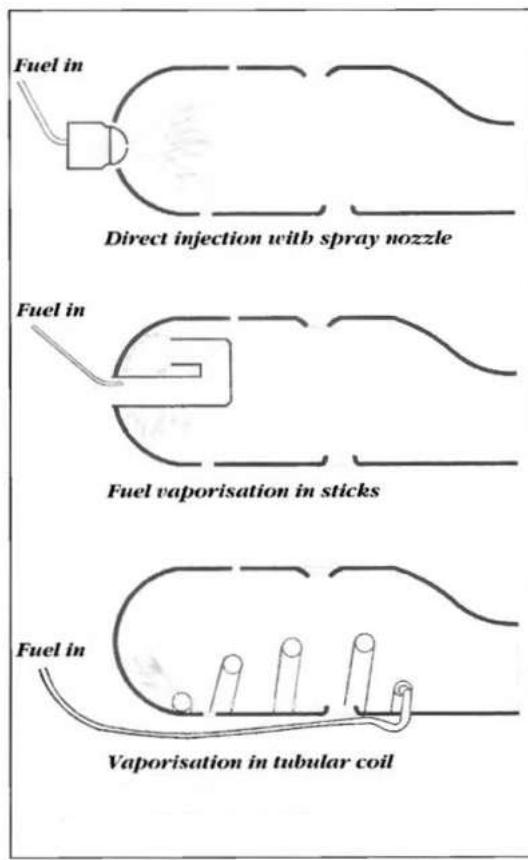


Figura 2 .35: Modos de Inyección de Combustible
[29]

2.4 Fundamentos del turbocompresor

El inicio del turbocompresor se remonta a 1885, cuando Gottlieb Daimler creó y patentó el proceso mecánico de precompresión del aire que entra en el motor. Aunque, el creador considerado del turbocompresor fue un ingeniero suizo, Alfred Büchi, quien patentó su invención en 1915, como se demuestra en la figura 2. 36 [32] .

This el dispositivo está compuesto por un compresor y una turbina conectados por un eje común, forzando el e

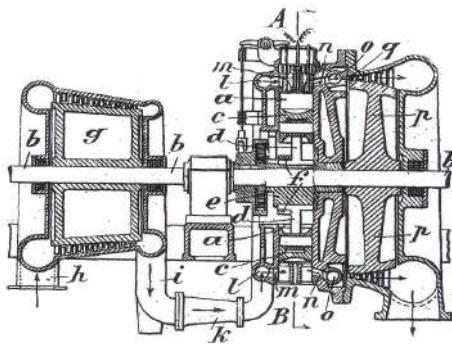


Figura 2.36: Turbocompresor, Patente de Alfred Büchi [32]

aire a la cámara de combustión de un motor de combustión interna. Los componentes del turbocompresor se ilustran en la figura 2.37.

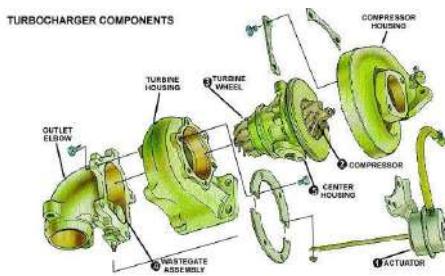


Figura 2.37: Componentes del turboalimentador

La turbina utiliza los gases de escape del motor como una forma de producir el trabajo necesario, impulsándola a través del eje, para que el compresor comience a girar. El compresor presuriza el aire, suministrándolo a la cámara de combustión. En la cámara de combustión, hay un aumento en el flujo de la mezcla de combustible y aire, ya que la cantidad de combustible es proporcional al excedente de aire [33].

Con más combustible quemado, la salida de potencia aumenta a medida que lo hace la eficiencia del motor de combustión interna. Este ciclo se demuestra en la figura 2.38. Estos resultados fueron descubiertos por primera vez por Alfred Büchi en su primera y exitosa aplicación, obteniendo un aumento de potencia superior al 40 por ciento [32]. Este aumento, tanto en potencia como en eficiencia, hizo que el turbocompresor fuera un dispositivo ampliamente utilizado en vehículos.

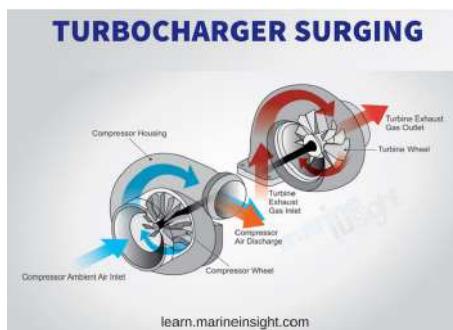


Figura 2.38: Trabajo del turboalimentador [35]

El desarrollo de un turbocompresor implica el diseño de las palas del compresor y de la turbina, así como de sus carcasa. Los diseños de las palas se analizan en CFD, Dinámica de Fluidos Computacional, para conocer cómo fluye el aire. En cuanto al diseño de las carcasa, el espacio entre el rotor debe ser lo suficientemente pequeño para que el rotor pueda conducir el flujo de aire. De lo contrario, existe la posibilidad de que el flujo se deslice.

entre el borde del rotor y la carcasa [33].

En general, si se necesita más información sobre un turbocompresor específico, el fabricante tiene un gráfico que describe el rendimiento del compresor del turbo, en el que se incluyen la relación de presión, la tasa de flujo másico, la velocidad del turbo y las regiones de eficiencia. El gráfico, conocido como mapa del compresor, proporciona detalles importantes, permitiendo conocer cuál sería la tasa de flujo de aire para, específicamente, este compresor, a una relación de presión dada. Se presenta la figura 2.39, reconociendo las diferentes características de rendimiento en el gráfico. Justo abajo, hay una breve explicación de las características observadas [34].

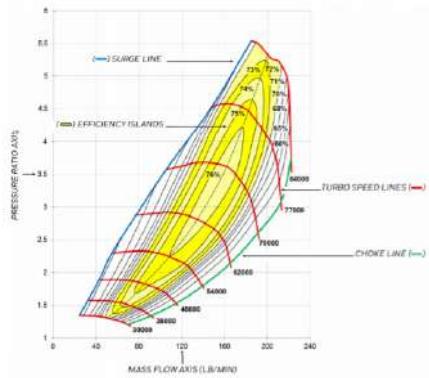


Figura 2.39: Ejemplo de un Mapa del Compresor [34]

- Relación de presión: relación de la presión absoluta de salida por la presión absoluta de entrada [34].
- Tasa de flujo másico: masa de aire que pasa a través del compresor durante un período de tiempo dado [34].
- La línea de inestabilidad: traza la línea que distingue una operación estable, encontrada en el lado derecho de la línea, de una región de inestabilidad de flujo que podría llevar a un fallo precipitado del turbo, causado por una gran carga de empuje [34].
- La línea de estrangulación: es la línea que separa la tasa de flujo másico máxima que el compresor puede procesar, en el lado izquierdo de la línea, de la incapacidad del compresor para procesar el flujo debido a las velocidades sónicas alcanzadas, en el rotor, entrada por el flujo, impidiendo el aumento de la tasa de flujo [34].
- Islas de eficiencia: regiones concéntricas en el mapa del compresor que corresponden a la eficiencia del compresor diferenciadas por los tamaños de las regiones. Cuanto más pequeña es la región, mayor es la eficiencia [34].

El mapa del compresor obtenido para esta tesis se ilustra en la figura 2.40, aunque no es el gráfico real del rendimiento del compresor, lo que dificultó obtener una tasa de flujo másico exacta para una relación de presión dada. El gráfico representa el mapa del compresor del modelo turbo, RHB B31 V Z21, similar al turbo IHI RHF F3 [36].

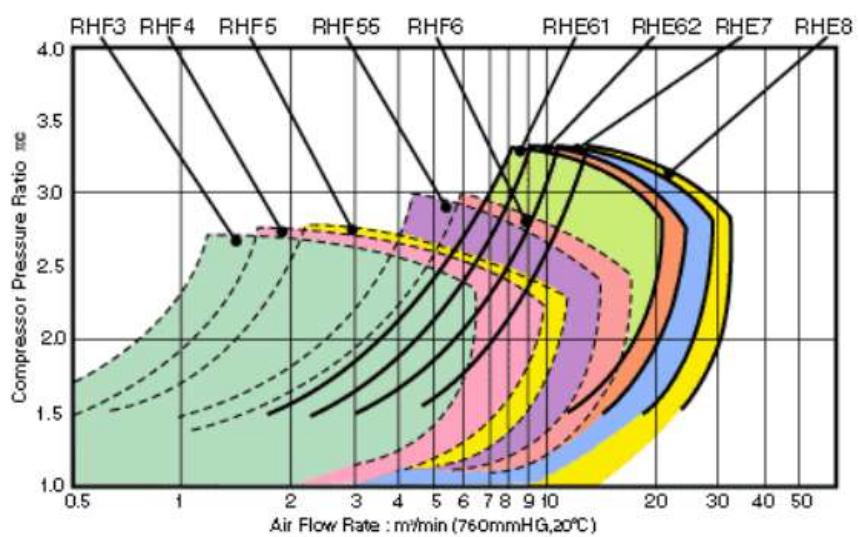


Figura 2.40: Mapa del Compresor RHB31V ZZ21 [36]

Capítulo 3

Metodología

Este capítulo señala cómo se llevó a cabo el proceso de diseño y fabricación de cada componente del mini-turbojet. Se diseña cada componente del motor, explicando cómo se obtuvieron las dimensiones para el diseño y cuáles son los materiales para cada componente. La segunda sección describe el proceso de fabricación elegido. Se presenta un diagrama de flujo de la metodología en la figura 3.9, que se encuentra al final del capítulo 3.

3.1 Proceso de Dimensionamiento

3.1.1 Compresor

El punto de partida para el dimensionamiento de este motor se encuentra en el compresor. El compresor elegido para este proyecto experimental es de la empresa de turbo IHI, el modelo RHB31 VZ21 .

A partir del examen de la literatura, los compresores utilizados en proyectos similares, por ejemplo, el turbojet de Kamps o el turbojet de WPI, eran centrífugos para ofrecer una mayor relación de compresión y eficiencia. Además, el turbo o el conjunto compresor/turbina está fácilmente disponible en línea y se puede adquirir a un costo relativamente bajo, en comparación con otros turbos. Dado que ya se había comprado, se utilizó este compresor para desarrollar esta tesis.

El diseño del compresor debe realizarse con las medidas exactas, para que el diseño sea preciso. Para ello, se contactó a los productores de turbo. Sin embargo, no fue posible que ellos proporcionaran estas dimensiones, ya que es información confidencial. La información a través de la investigación para el mapa del compresor se encontró en el documento de especificaciones técnicas de ECOTRON [36], que se muestra en la figura 2.40.

Las dimensiones básicas como el grosor de la base, la altura del impulsor/ala y el diámetro de entrada/salida del impulsor se midieron utilizando un calibrador. No obstante, solo se necesitaba el diámetro de salida del impulsor.

Según Kamps, se puede producir un modelo de un turbojet utilizando sus dimensiones de turbojet con un factor de escala, logrado a partir de una relación entre el diámetro del compresor, 36.6 milímetros, y el diámetro del compresor de Kamps, 66 milímetros [29] con un valor de aproximadamente 0.55. A partir de este valor, se obtuvieron las dimensiones estimadas de las piezas del motor.

3.1.2 Brida de entrada

Esta pieza es la cubierta del motor en el lado del compresor que fija el difusor a la carcasa exterior. Fue diseñada basándose en el proyecto del Instituto Politécnico de Worcester [37], adaptando su tamaño de acuerdo con las dimensiones de la cubierta del compresor y la carcasa exterior de este motor, para que el diseño encaje en la carcasa exterior con un espacio muy pequeño. Además, los agujeros para los tornillos

fueron hechos para estar alineados con el difusor y los agujeros de la carcasa exterior, para un mejor acoplamiento de ambos componentes.

Se optó por el aluminio como material para la fabricación de este componente. Sin embargo, no es posible especificar el tipo de metal, debido a que este material fue tomado de un bloque de motor de repuesto.

3.1.3 Cubierta del compresor

Este componente fue diseñado de acuerdo con el diámetro de los alabes del difusor, para no sobredimensionar la cubierta y alinear los agujeros de los tornillos con los agujeros de los alabes del difusor. Luego, se procedió a la parte que acomoda el compresor. La separación de la entrada que rodea el compresor no debe exceder los 0.3 milímetros para alcanzar eficiencias tolerables [29].

Sin embargo, para tener éxito en el diseño de la cubierta del compresor respetando la tolerancia, se debería haber realizado un escaneo 3D del compresor, para poder determinar la curvatura del compresor rotativo. Debido a que no fue posible obtener un escaneo 3D, la cubierta fue diseñada haciendo circunferencias del diámetro del exductor y del inducidior del compresor. En la figura 3.1, se encuentra el punto de partida para este diseño.

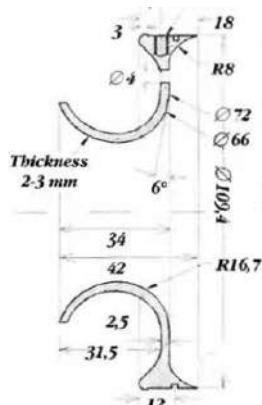


Figura 3.1: cubierta del compresor [29]

En la literatura examinada, el material recomendado para esta parte es el aluminio. Por lo tanto, se decidió construir utilizando este material. Lamentablemente, no es posible conocer la especificación del tipo de aluminio, ya que también se tomó de un bloque de motor de repuesto.

3.1.4 Difusor

La pieza más complicada y desafiante de diseñar fue el difusor. El primer paso a seguir fue elegir el estilo del difusor: sin palas o con palas, y, si es con palas, decidir entre palas rectas, curvadas hacia adelante o en forma de cuña. A partir de los ejemplos observados en la literatura, se optó por diseñar un difusor de palas en forma de cuña, teniendo en cuenta los tornillos de fijación, que permiten que la cubierta del compresor se adhiera al difusor y eviten fugas del flujo de gas [29].

Primero, se dimensionó el difusor en función del difusor de Kamps. El libro de Thomas Kamps, [29] indica las dimensiones del difusor e incluye el perfil de la pala axial, mostrado en la figura 3.2 y d 3.

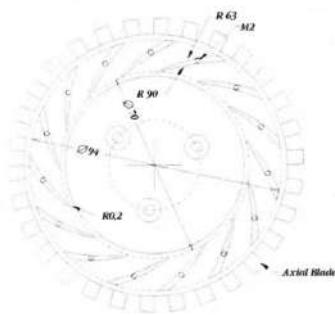


Figura 3.2: Difusor [29]

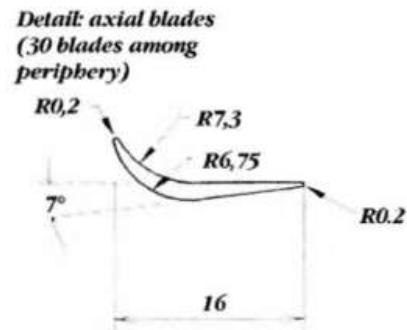


Figura 3.3: Perfil de palas del difusor [29]

3.1.5 Eje y carcasa del eje

Al revisar los diseños de ejes de mini-turbinas como el KJ66 , AMT Olympus o el motor de Kamps, se observó que los diseños eran, relativamente, iguales. Por lo tanto, se dimensionó el eje reduciendo las dimensiones del eje de Kamps descrito en la figura 3.4.

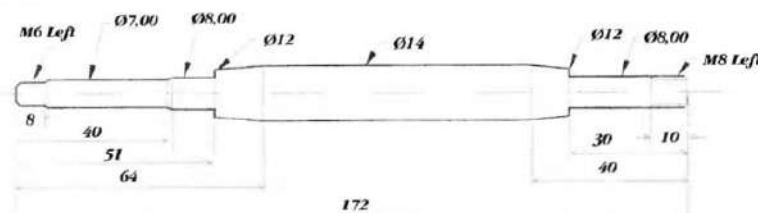


Figura 3.4: Eje [29]

El eje acomoda dos rodamientos, ubicados en los asientos de los rodamientos, posicionando el rodamiento a ambos lados del eje. Los escalones son para un ajuste ceñido de los rodamientos para evitar que se desplacen. Para producir este eje, se decidió utilizar una barra de acero inoxidable como material para ser mecanizado.

La carcasa del eje fue diseñada, al igual que el eje, para sostener en su interior el eje con los dos rodamientos y acoplar el difusor, fijado con tornillos a la carcasa, junto con la carcasa del estator, que también se fijará con tornillos a la carcasa. A pesar de la variedad de diseños de carcchas de eje, el diseño determinado sería simple y recto, ensanchándose en ambos extremos de la carcasa para permitir espacio para los tornillos que fijan el difusor y la carcasa del estator. El dimensionamiento se ejecutó adaptando a nuestra escala las dimensiones de la carcasa del eje que se representan en la figura 3.5.

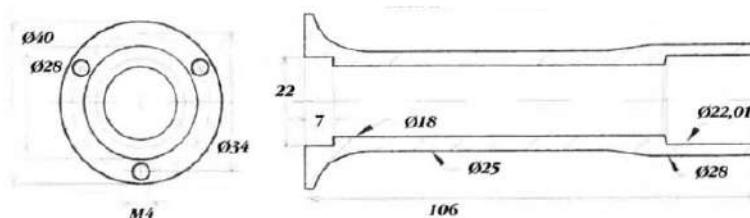


Figura 3.5: Carcasa del Eje [29]

El aluminio es el material del que está constituida la carcasa del eje, pero su tipo no es factible de determinar ya que fue retirado de un bloque de motor de repuesto.

3.1.6 Cámara de Combustión

El diseño para la Cámara de Combustión que se consideró óptimo fue una cámara anular. En consonancia con la literatura revisada, parecía la mejor opción por su diseño simple y practicidad, en otras palabras, facilitaría el proceso de fabricación en comparación con otros tipos. Además, el diseño del quemador, en general, proviene de datos empíricos y, dado que el objetivo no es mejorar un diseño, la elección de una cámara de combustión que había cumplido exitosamente su función fue la decisión más sabia. Por lo tanto, se decidió diseñarla basándose en la cámara de combustión de Kamps, adaptando su tamaño y orificios para esta cámara de combustión. Consiste en una hoja de acero inoxidable de 0.5 mm de ancho moldeada en un tubo con el diámetro deseado y una serie de orificios de diferentes diámetros. La figura 3.6 y 3.7 a continuación demuestra el diseño de la cámara de combustión en el que se confió [29]. La cámara de combustión

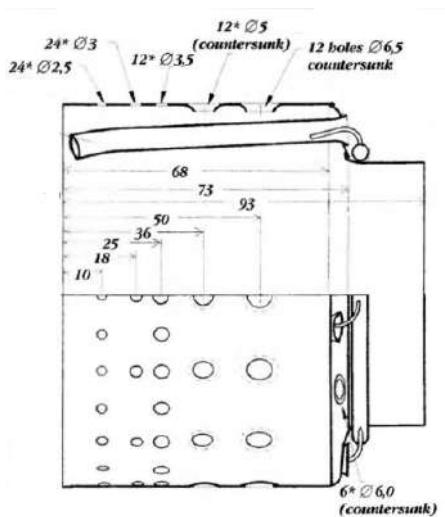


Figura 3.6: Tubo de llama exterior [29]

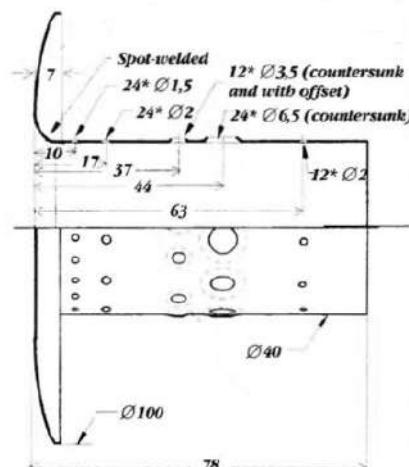


Figura 3.7: Tubo de llama interior [29]

tiene dos tubos, uno más pequeño que va dentro del más grande. Los diámetros de los agujeros y la distancia entre ellos se redujeron a un tamaño y distancia adecuados, en relación con este mini-turbojet.

3.1.7 Distribuidor de Combustible

El distribuidor de combustible, como su nombre indica, dispersa el combustible a los tubos de vaporización de la Cámara de Combustión. De las pequeñas turbinas de gas vistas, el diseño es, casi, el mismo. Por lo tanto, se diseñó un anillo inyector, con un diámetro adecuado, para la Cámara de Combustión diseñada. El anillo inyector se coloca en el lado interno de la Cámara de Combustión del lado de la turbina y tiene varios inyectores correspondientes a cada tubo de vaporización. El combustible proviene de una fuente externa que está conectada a un tubo que cruza la carcasa exterior hasta la Cámara de Combustión, donde también está vinculado al anillo inyector. El distribuidor de combustible está hecho de un tubo de acero inoxidable con 3 milímetros de diámetro [29].

3.1.8 Sistema de Palas Guía de Boquilla

Las aletas guía o el estator, fijos a la carcasa, redirigen el flujo hacia la turbina. La carcasa, además de sostener las aletas guía, está diseñada para tener el espacio necesario para que la turbina gire, manteniendo constante el espacio entre los dos componentes, de modo que la eficiencia no

se vea afectada. La mayoría de los diseños del sistema de palas guía de boquilla fueron realizados para turbinas axiales. Sin embargo, el sistema de palas guía de boquilla fue diseñado basado en otros diseños con el uso de una turbina radial.

[38].

El dimensionamiento se pensó, en cumplimiento con los componentes afectados por su diseño, como la cámara de combustión, el distribuidor de combustible y la carcasa del eje. La idea era acoplar el tubo de llama exterior con las palas guía de boquilla, donde el distribuidor de combustible se fijaría en una brida, en el tubo de llama interior.

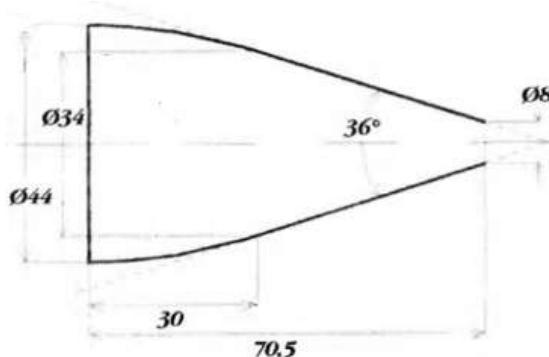
3.1.9 Turbina

La turbina, al igual que el compresor, fue recuperada del RHB31 VZ21 turbo.

3.1.10 Boquilla de escape

Este componente es responsable de la generación de empuje. Aunque esta disertación no tiene como objetivo principal la optimización del empuje generado, sino el diseño y la fabricación de una turbina de gas pequeña autosuficiente. El diseño de la boquilla es una boquilla convergente simple que garantiza una construcción sencilla, diseñada a partir del dimensionamiento de este componente, que se basó en la revisión de la literatura. La figura 3.8 demuestra las dimensiones de la boquilla de escape, aunque fue reducida y adaptada a este motor a reacción. El material recomendado para este componente es una hoja de acero inoxidable de 0.5 milímetros de espesor.

[29].



Figuræ 3 .8: Boquilla de Escape [29]

3.1.11 Rodamiento, Lubricación e Inyección de Combustible

La selección de rodamientos debe realizarse considerando el propósito del rodamiento. El rodamiento, para una turbina de gas pequeña, debe resistir condiciones de altas temperaturas y velocidades de rotación extremas. Con estos requisitos, se buscaron los fabricantes de rodamientos que tuvieran el conjunto de rodamientos con las medidas deseadas, para encajar adecuadamente en el eje.

Los rodamientos elegidos fueron rodamientos de bolas de surco profundo de acero inoxidable, de la empresa SKF, soportando hasta 120000 RPM [39] y son resistentes a altas temperaturas porque, cuanto mayor es el RPM, mayor será la temperatura del rodamiento [40]. Para un funcionamiento adecuado de los rodamientos, debe haber un sistema de lubricación, que debe ser creado implementando dos tubos delgados de acero inoxidable en la carcasa del eje, conectados a una bomba de aceite. Cada tubo entra en cada lado de un rodamiento, para el transporte del lubricante. Los tubos atraviesan el exterior

carcasa del eje y luego, detrás del difusor, insertado en la carcasa del eje.

La inyección de combustible se realiza a través de un tubo de combustible que va, desde el anillo de distribución de combustible por el lado de la turbina de la carcasa, hasta la fuente de combustible externa. En el anillo de distribución, el combustible pasa luego a los tubos de vaporización. La Cámara de Combustión fue diseñada para permitir que el motor funcione con diferentes combustibles en estado gaseoso o líquido.

3.1.12 Carcasa exterior

La parte final de este motor consiste en un tubo de acero inoxidable con 0.5 milímetros de grosor.

[29] . En el lado del compresor, se hicieron algunos agujeros para permitir que los pernos pasen a través de la carcasa, alcanzando el difusor. Los pernos fueron atornillados, fijando la carcasa exterior con el difusor. En el otro extremo, la carcasa exterior está fijada a las palas guía de boquilla. El diseño de este componente, dado que fue uno de los últimos en ser diseñado, no necesitó ser reducido en base a la literatura. Con los otros componentes diseñados, la carcasa exterior debe cubrir, adecuadamente, el generador de gas.

3.2 Proceso de fabricación

Las directrices de construcción para esta tesis, basadas en la literatura revisada y videos en línea sobre la fabricación de motores de jet de modelo, se dividen en dos subsecciones, distinguidas por los dos materiales principales utilizados para producir los componentes necesarios para el motor. Uno es aluminio y el segundo es acero inoxidable.

Los componentes basados en aluminio son la brida de entrada, la cubierta del compresor y el difusor. La producción de estas piezas se realizó, con la ayuda del FABLAB de UBI, Laboratorio de Fabricación, en la máquina de fresado CNC de 5- ejes. Se consideró hacerlo allí debido a la precisión de la producción, que es imposible igualar si se hiciera a mano, mediante el uso de máquinas de fresado manuales. Para que la máquina de fresado CNC de 5- ejes produzca el componente deseado, se requiere un archivo en formato .stp obtenido del software de diseño, en este caso, software CATIA, opciones de guardado. Con este procedimiento, bloques redondos de aluminio se transforman en la forma esperada, con un margen de error operativo extremadamente bajo. Sin embargo, la carcasa del eje se creó a través de la operación manual de un torno.

Los elementos de acero inoxidable se fabricaron con el uso de una máquina de perforación vertical, un torno, un rodillo y una máquina de chorro de agua. Primero se utilizó la máquina de chorro de agua para cortar las piezas diseñadas para cada componente. Las piezas se cortaron de una hoja de acero inoxidable; en consecuencia, los componentes diseñados tuvieron que ser dibujados en su forma plana, que luego se trabajaron para lograr la forma deseada. La siguiente acción fue perforar los agujeros en las piezas planas, pertenecientes al tubo de llama interior y exterior, y a la cámara de combustión. Las perforaciones se realizaron utilizando una máquina de perforación vertical.

Las "arandelas planas" se fijarán, más adelante, a los respectivos componentes, específicamente, al sistema de palas guía de boquilla, la parte trasera de la Cámara de Combustión y la carcasa. El siguiente paso a seguir fue moldear las piezas planas de la Cámara de Combustión, el sistema de palas guía de boquilla y la carcasa al diámetro requerido. Al finalizar el moldeo de la pieza, las "arandelas planas" se soldaron para obtener los tubos y anillos planos. El último componente, el eje, con la ayuda

Diseño y Fabricación de un motor a reacción mini

de un diseño de boceto bidimensional, fue fabricado con un torno.

En general, las piezas fueron diseñadas y fabricadas utilizando un procedimiento similar al utilizado para el difusor, visto en la figura 3.9.

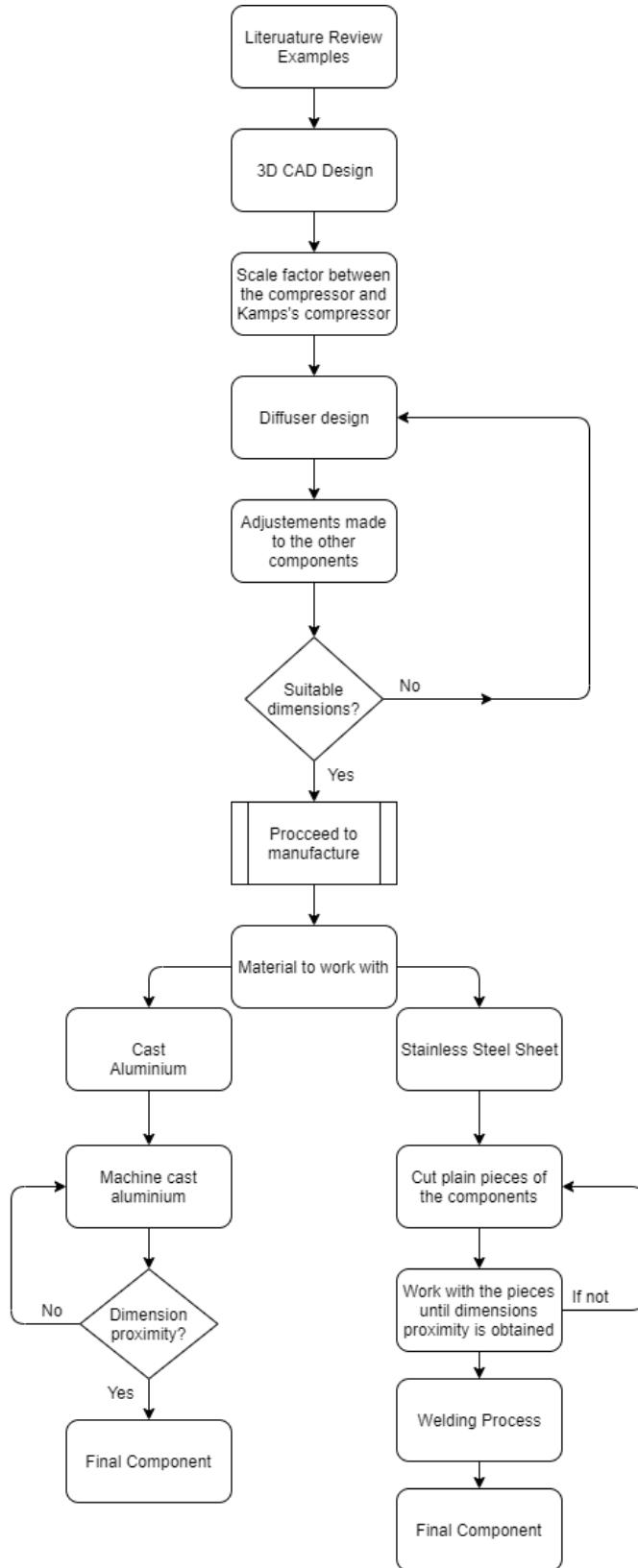


Figura 3.9: Procedimiento de diseño del difusor

Capítulo 4

Caso práctico

En este capítulo, se presentarán los resultados del dimensionamiento de los componentes, así como su diseño. También se explicará, en profundidad, el proceso de fabricación seguido para obtener los componentes y cómo fueron mecanizados.

4.1 Resultados de dimensionamiento

Las dimensiones finales del mini-turbojet se describen junto con el diseño del ensamblaje, en el Apéndice B y C. El dimensionamiento, como se indicó anteriormente, se llevó a cabo mediante la comparación de datos empíricos, en los cuales se comparó y adoptó este diseño. Hay algunas piezas que no siguieron el factor de escala, precisamente, debido a ajustes realizados durante el diseño de todos los componentes. El diseño se finalizó cuando las piezas fueron ensambladas, para verificar si todos los componentes estaban alineados y encajaban correctamente.

4.2 Diseño del prototipo de mini-turbina

El diseño de los componentes de esta pequeña turbina de gas se explicó brevemente en el capítulo 3 anterior, mientras que en esta sección se describirán las técnicas de diseño aplicadas para obtener la forma y dimensiones de las piezas que componen la turbina de gas. El plano se delineará mediante el uso del software CATIA V V5R18 , propiedad de Dassault Systèmes.

4.2.1 Compresor

El diseño del compresor fue un desafío para entender y se intentó duplicarlo en el software CATIA, desviándose lo menos posible de sus dimensiones físicas. Para comenzar, se dibujó la base del compresor como se muestra en la figura 4.1. Seguido de la operación CAD del eje, se dibujó, desde una perspectiva visual, el perfil de los alabes del compresor que se encuentra en la figura 4.2. Finalmente, se aplicó el sólido de múltiples secciones para crear los alabes sólidos a partir del boceto, concluyendo el diseño general con un agujero, a través del compresor, para encargar el eje. El producto final se muestra en la figura 4.3.

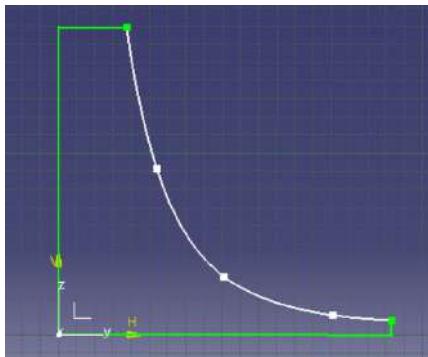


Figura 4.1: operación del eje CAD de compresor

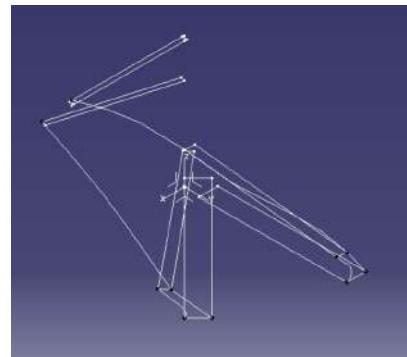


Figura 4.2: Boceto de palas CAD de compresor

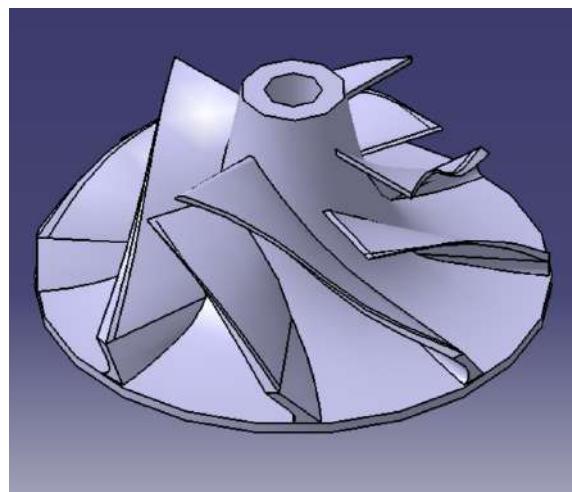


Figura 4.3: vista CAD de compresor

4.2.2 Brida de entrada

El diseño de este componente fue simple y directo. Para comenzar, se diseñó el boceto, respetando la dimensión de la cubierta del compresor, para que encajara adecuadamente. Además, se dejó el espacio suficiente para el acoplamiento del difusor y la carcasa exterior. El boceto de la brida de entrada, figura 4.4, se aplicó en una operación del eje, dándole forma al sólido demostrado en las figuras 4.5, 4.6 y 4.7, acompañado de agujeros para fijarlo al difusor (lado frontal) y a la carcasa exterior.

(vista lateral). Una vista isométrica de la pieza diseñada se ilustra en la figura 4.8.



Figura 4.4: vista CAD de compresor

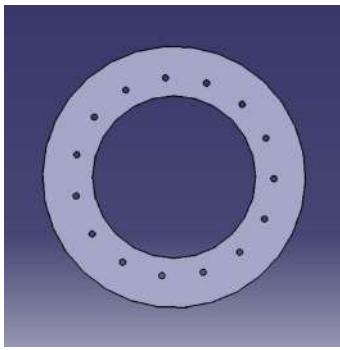


Figura 4.5: Vista frontal de la entrada

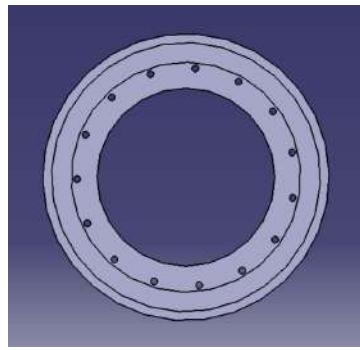


Figura 4.6: Vista trasera de la entrada



Figura 4.7: Vista lateral de la entrada

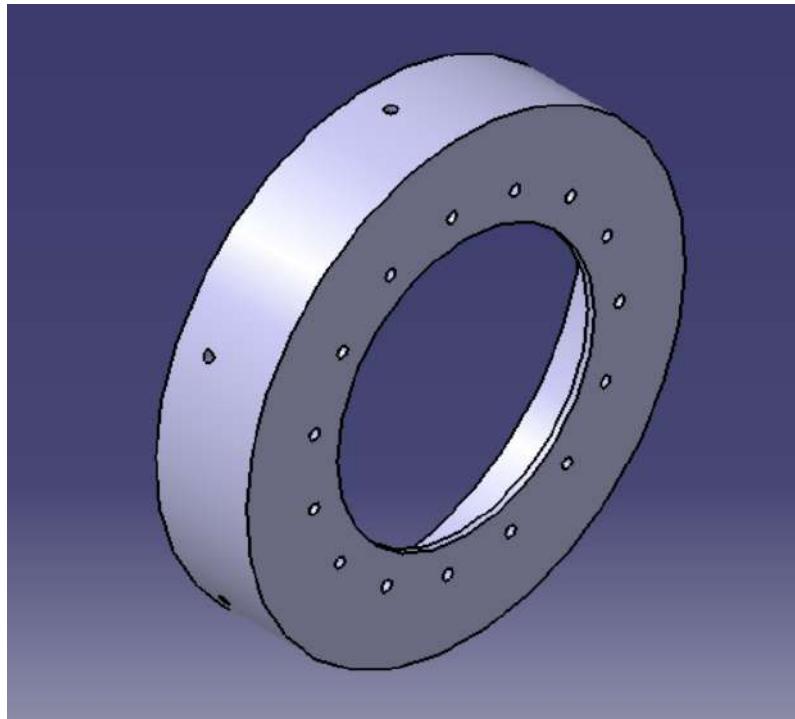


Figura 4.8: Vista isométrica de la entrada

4.2.3 cubierta del compresor

Este diseño se basa en los diámetros del exductor y del inducidor del compresor. Se diseñó aplicando el sólido de múltiples secciones, utilizando los bocetos presentados en la figura 4.9. Las circunferencias internas se dibujaron teniendo en cuenta los 0.3 m milímetros de tolerancia entre el rotor y las paredes internas de la cubierta del compresor. Las circunferencias externas se diseñaron, al aplicar el sólido de múltiples secciones y la función de eliminación de sólido, para otorgar los 2 milímetros de grosor recomendados [29]. La altura de las circunferencias se dibujó en relación a la altura de las palas del compresor y la altura del exductor. La figura 4.10 describe el boceto de las circunferencias con medidas de altura. Además, los agujeros se hicieron después de que se diseñó el producto sólido, con el diámetro correcto para la fijación al difusor. El diseño de la cubierta del compresor se muestra en la figura 4.13 junto con la vista lateral, figura 4.11 y la vista trasera, figura 4.12.

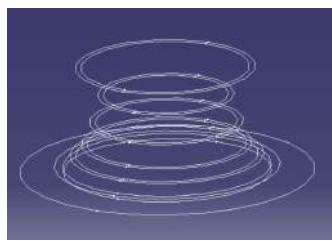


Figura 4.9: Esquema de la cubierta del compresor

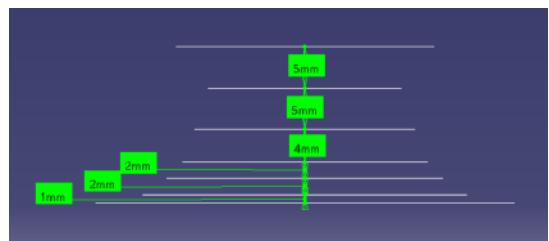


Figura 4.10: Altura de los planos de diseño de la cubierta del compresor



Figura 4.11: Vista lateral de la cubierta del compresor

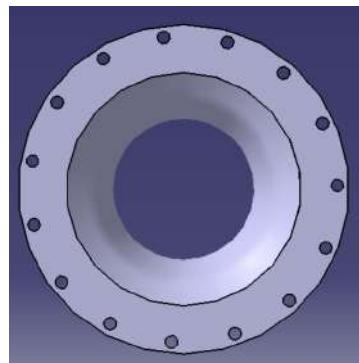


Figura 4.12: Vista trasera de la cubierta del compresor

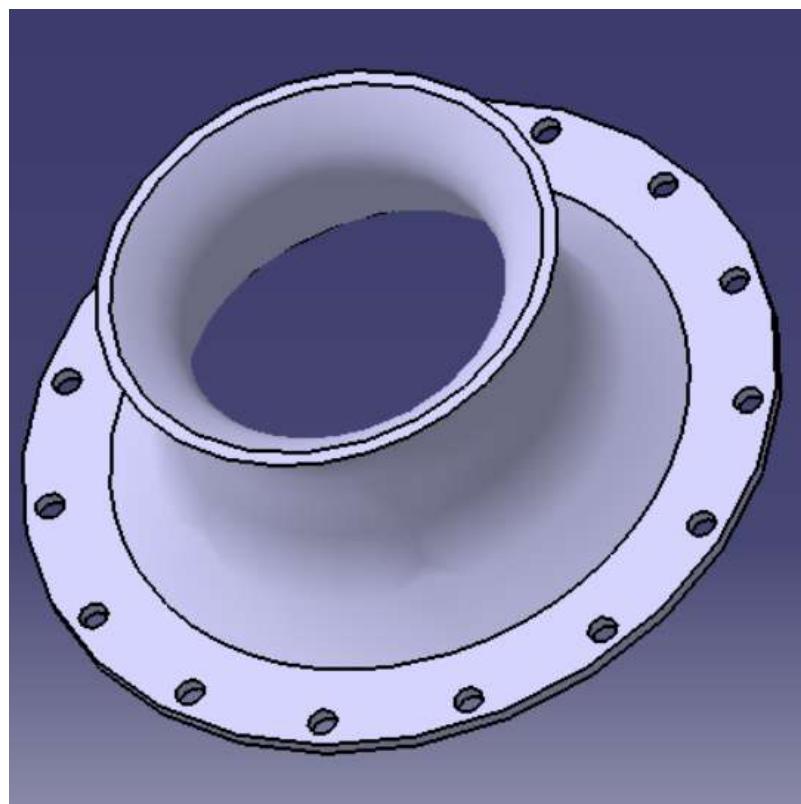


Figura 4.13: Vista isométrica de la cubierta del compresor

4.2.4 Difusor

El punto de partida para esta pieza es un pequeño cilindro, donde se crean las palas axiales y en forma de cuña, respetando las dimensiones y ángulos recomendados del libro de Thomas Kamps mencionado anteriormente, en el capítulo 3. La base fue diseñada con el espacio para alojar el compresor, a través de la operación del eje, seguido del diseño de las palas en forma de cuña y axiales, como se demuestra en la figura 4.15 y la figura 4.16.

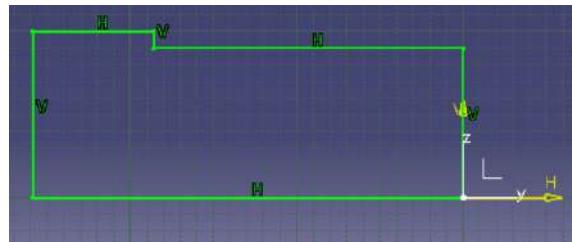


Figura 4.14: Base del difusor

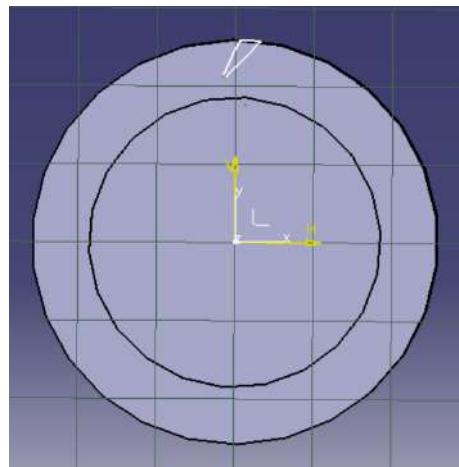


Figura 4.15: Palas de forma en cuña del difusor

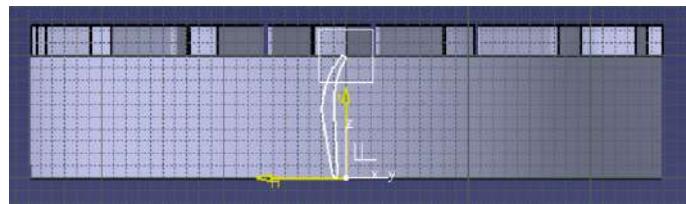


Figura 4.16: Perfil aerodinámico de palas axiales del difusor

Las palas en forma de cuña, demostradas en la figura 4.15, se les dio un espacio de 1.15 veces el diámetro de la rueda del compresor [29]. El difusor, figura 4.17, se finalizó creando los agujeros para fijarlo a la carcasa del eje y a la carcasa exterior.

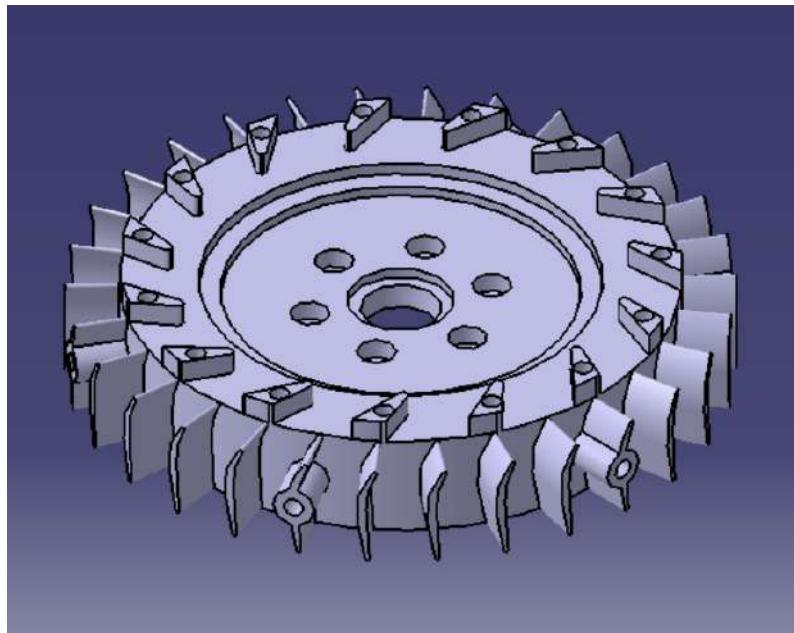


Figura 4.17: Vista isométrica del difusor

4.2.5 Eje y Carcasa del eje

La carcasa del eje fue la primera en ser diseñada como consecuencia de los diseños completados del NGV, la cámara de combustión y el difusor. El objetivo era únicamente diseñar una estructura rígida que conectara el NGV con el difusor, obedeciendo al diseño general de otras estructuras de carcasa, utilizadas para la construcción de un turbojet de pequeñas dimensiones. Primero, se optó por un diseño más recto, ya que era un diseño más conveniente para fijar al difusor o al NGV, utilizando tornillos apretados con tuercas como elementos de fijación. Una vez pensado el diseño, se llevó a cabo el boceto. Consiste en dos anillos gruesos, unidos por una varilla compacta, diseñada mediante el uso de la operación del eje. Esta operación se implementó en el boceto demostrado en la figura 4.18.

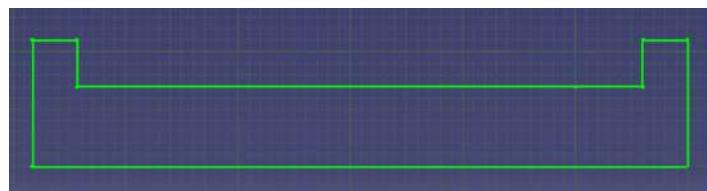


Figura 4.18: Boceto de la Carcasa del eje

Posteriormente, se hicieron agujeros para fijar la carcasa al difusor y al NGV, así como para dar espacio al eje para que permease con los rodamientos. El interior de la carcasa, en el lado de la turbina, se extendió para conferir espacio a un hilo y a un manguito. La segunda parte, el eje, también se creó mediante el uso de la operación del eje, aplicada al siguiente boceto, ilustrado en la figura 4.19.

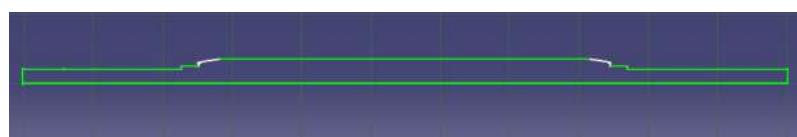


Figura 4.19: Boceto del Eje

La longitud del eje se obtuvo cuando todas las partes, atravesadas por el eje, fueron diseñadas y ensambladas en las posiciones correctas. Se utilizó el modo de ensamblaje y se midió la longitud necesaria para el eje. Posteriormente, se completó el diseño del componente real, mostrado en el Apéndice C.

4.2.6 Cámara de Combustión

Esta parte es simple de delinejar, consistiendo en dos tubos con un total de 132 orificios, donde 72 orificios están distribuidos en la región de la zona primaria, 48 orificios en la zona intermedia y los 12 orificios restantes en la zona de dilución. El primer paso a seguir fue obtener el diámetro del tubo de llama exterior y su longitud. Para el tubo de llama interior, se siguió el mismo procedimiento, aunque, a su diseño se le añadió la tapa para un extremo de la cámara de combustión, así como el soporte para el anillo distribuidor de combustible. El diseño se completó mediante el uso de la operación del eje, basado en sus bocetos iniciales, demostrados en la figura 4.44 y la figura 4.43. El soporte para el distribuidor de anillo de combustible se añadió además al diseño, con un diámetro adecuado para ser soldado posteriormente, demostrado en la figura 4.22 con una vista general del tubo de llama exterior, figura 4.23.

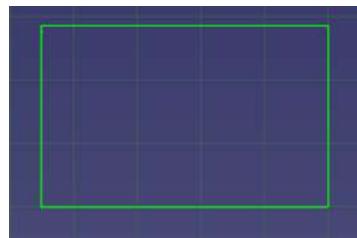


Figura 4 .20: Esquema del tubo de llama externa

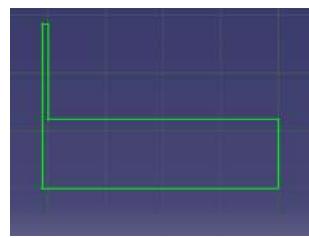


Figura 4 .21: Esquema del tubo de llama interior

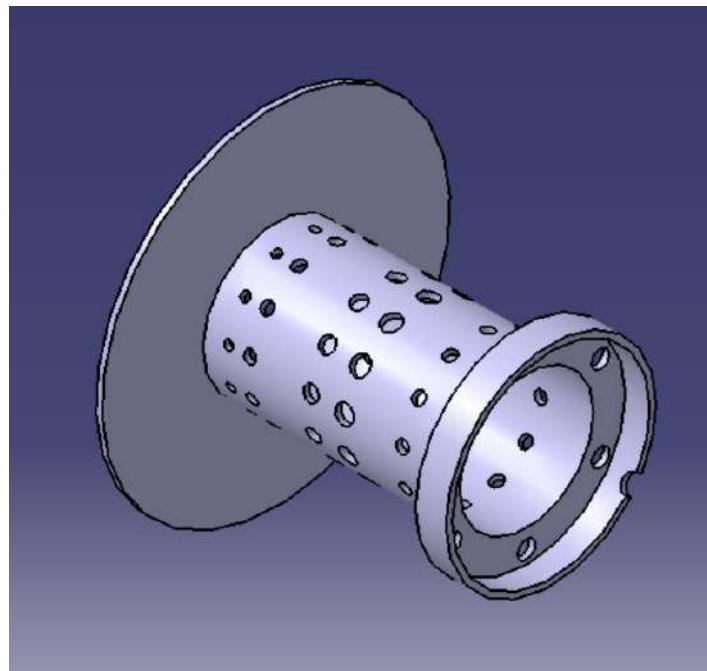


Figura 4 .22: Vista isométrica del tubo de llama interior

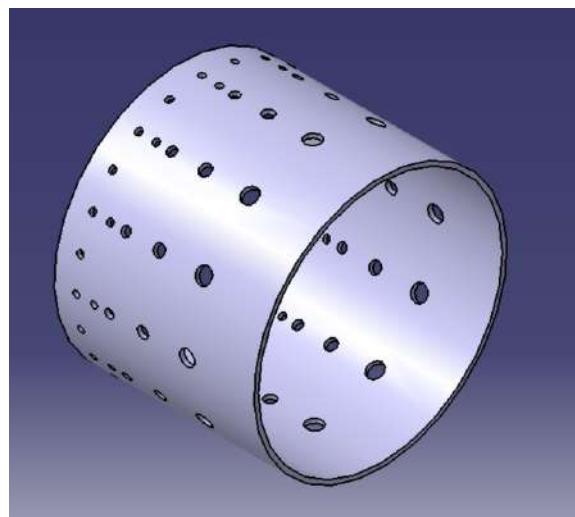


Figura 4 .23: vista isométrica del tubo de llama exterior

4.2.7 Distribuidor de combustible

Este diseño se inició dibujando un tubo, con 3 milímetros de diámetro. Teniendo el tubo, se crearon 6 agujas, utilizando la función de almohadilla y bolsillo del software CAD, para la distribución de combustible a los tubos de vaporización. Las agujas son una representación similar a las reales, utilizadas además para la construcción del pequeño turbojet. Una imagen del anillo de combustible se presenta en la figura 4.24.

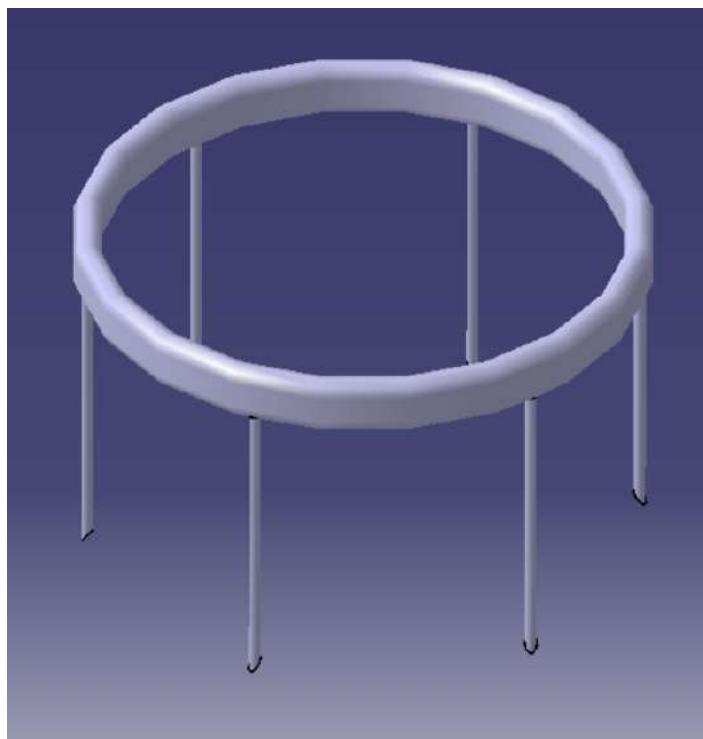


Figura 4 .24: Anillo de combustible

4.2.8 Sistema de Guía de Boquilla

Esta parte fue diseñada de acuerdo con el sistema NGV observado en un video en línea [38]. Este diseño se realizó como una sola pieza en lugar de en diferentes partes con un ensamblaje. Primero, se creó la base, donde un extremo de la carcasa del eje se fijará. La parte que rodea la base y las aletas guía se creó mediante el uso de la función de multi-sección y eliminación de sólidos, en el boceto presentado en la figura 4.25.

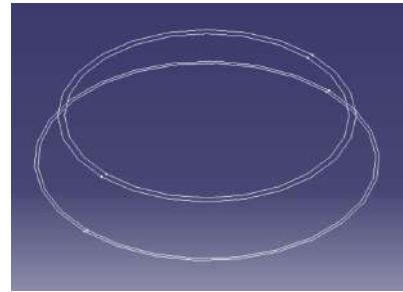


Figura 4.25: sistema NGV

El diseño de las palas de turbina fue similar al proceso de diseño de las palas del compresor y de la turbina. La única alteración fue en la posición planificada elegida para dibujar el boceto. Hay dos bocetos, en uno, está conectado a la base de la turbina, mientras que el segundo está conectado a una arandela. La arandela es la pieza final diseñada, posicionada para estar alineada con la parte superior circundante del sistema NGV. Con el diseño sólido, se hicieron los agujeros para permitir que los pernos se fijen a la carcasa del eje, así como el espaciador en el lado de la turbina. La pieza final se demuestra en la figura 4.26 y la figura 4.27.

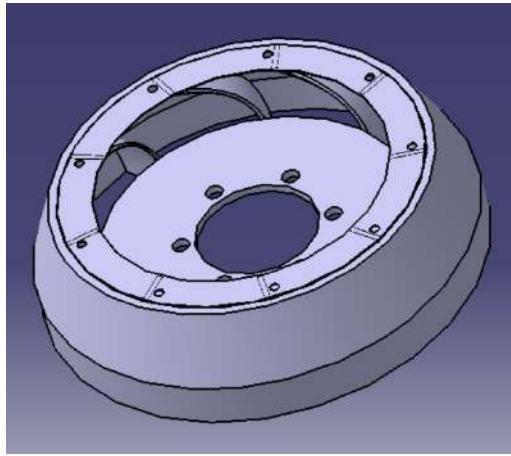


Figura 4.26: vista del Sistema de Palas Guía de Boquilla

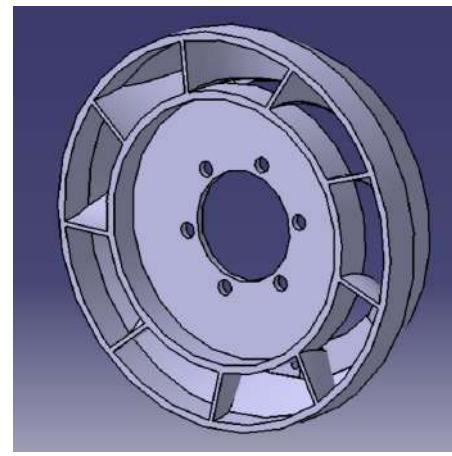


Figura 4.27: vista del Sistema de Palas Guía de Boquilla

4.2.9 Turbina

El procedimiento para intentar reproducir la turbina del turbo RHB31 VZ21 fue similar al diseño del compresor. En primer lugar, se diseñó una base para los alabes de la turbina, respetando el diámetro del inducidor, como se muestra en la figura 4.28. El segundo paso a seguir fue diseñar el boceto de los alabes desde una perspectiva visual. El diseño de los alabes se dividió en dos bocetos, atendiendo a dos alturas diferentes, la altura de la pala del inducidor y la altura de la pala del exductor, como se demuestra en la figura 4.29.

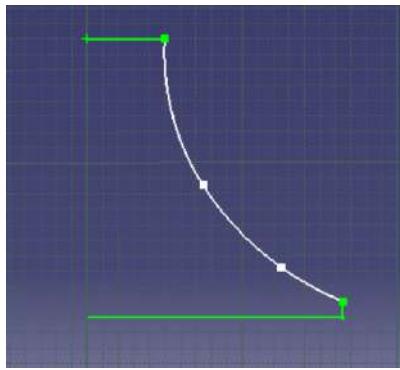


Figura 4.28: Esquema de operación del eje de turbina

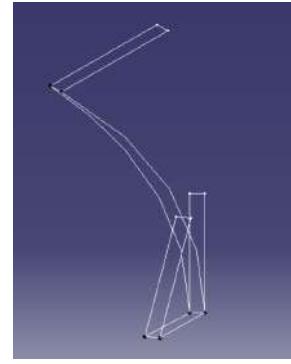


Figura 4.29: Esquema del alabe de turbina

El diseño se concluyó haciendo uso del eje y la función de sólido de múltiples secciones, en el orden respectivo. El producto final se ilustra en la figura 4.30.

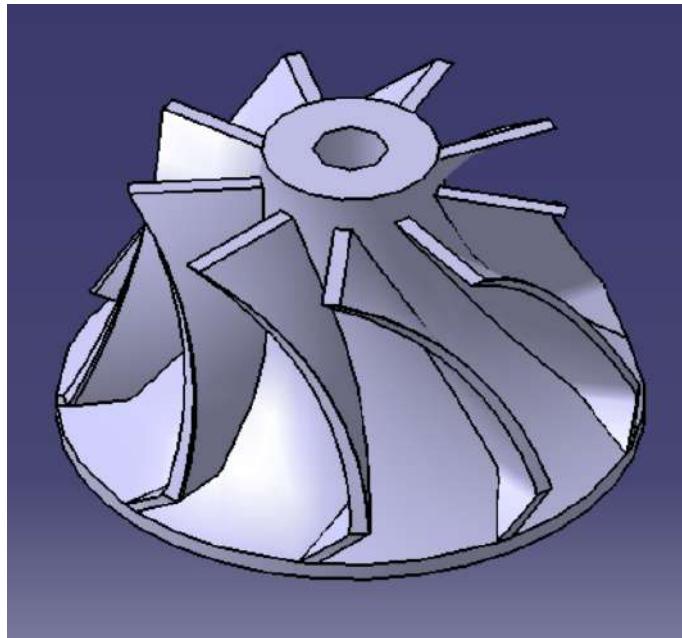


Figura 4.30: Vista isométrica de la turbina

4.2.10 Boquilla de escape, carcasa exterior y rodamientos

La turbina se midió a partir del diámetro del inducidor y del exductor, así como la altura de la pala, con el fin de diseñar una boquilla de escape basada en los diámetros y la altura mencionados, comenzando con los bocetos de las circunferencias. Esto fue seguido por el uso de la función de eliminar y multi-sólido, aplicada a los bocetos representados en la figura 4.31. Además, se añadió una pieza redonda a la base de la boquilla de escape para actuar como conector, permitiendo que los pernos pasen y fijen el conjunto del sistema NGV, la boquilla de escape y la carcasa exterior juntos. El producto final se ilustra en la figura 4.32.

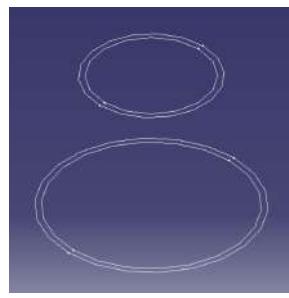


Figura 4.31: Boceto de boquilla de escape

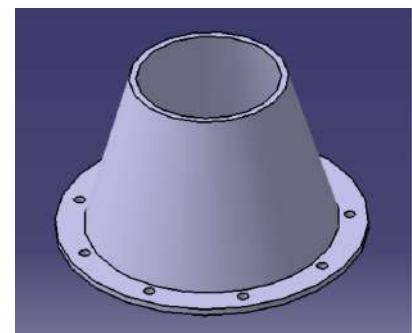


Figura 4.32: Vista isométrica de la boquilla de escape

La carcasa exterior fue el componente más fácil de diseñar, ya que tiene el mismo procedimiento de diseño que la cámara de combustión. Se demuestra en la figura 4.33.

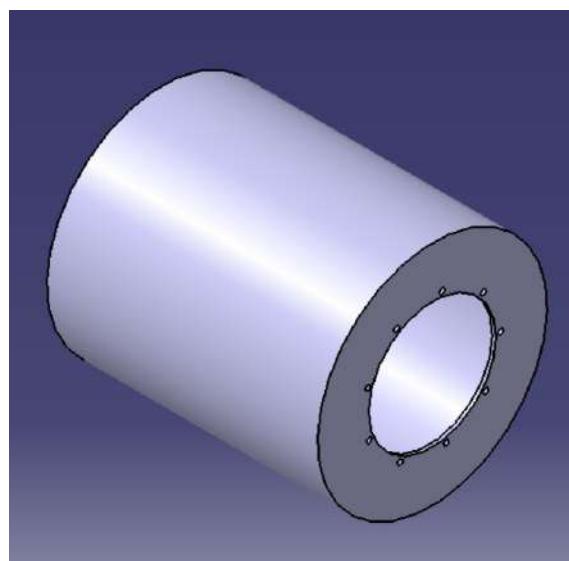


Figura 4.33: Vista isométrica de la carcasa exterior

El componente final, los rodamientos, fue diseñado de acuerdo con las dimensiones dadas por el sitio de la empresa SKF en relación con el modelo 618/5 [39]. El primer paso fue el diseño de los anillos que rodean las esferas, utilizando el boceto descrito en la figura 4.34 para la operación del eje. El siguiente y último paso fue el diseño de las esferas. Este también fue un diseño para una operación del eje aplicado al boceto en la figura 4.35, seguido de un patrón circular, que multiplica las esferas a nueve, correctamente posicionadas. La reproducción del rodamiento 618/5 se muestra en la figura 4.36.

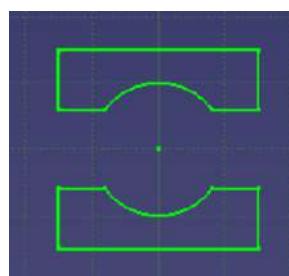


Figura 4.34: Boceto de carcasa de rodamiento

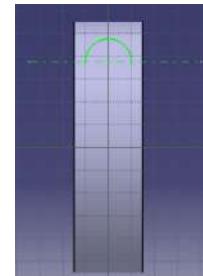


Figura 4.35: Boceto de esferas de rodamiento

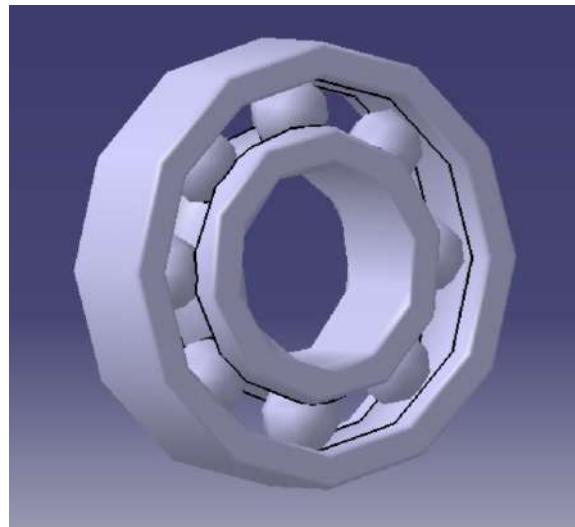


Figura 4 .36: Rodamiento 618/5 e xample

4.3 Fabricación de Componentes

En esta etapa, con el diseño conceptual de los varios componentes completado, se inició el proceso de fabricación. Este proceso involucra una serie de diferentes máquinas y pasos tomados para producir las piezas deseadas. La materia prima adoptada, para la mayoría de los componentes, fue acero inoxidable, en forma de chapa, debido a las propiedades físicas de este tipo de acero, como la resistencia a la corrosión, temperaturas extremas y alta resistencia [41]. Además, el uso de este material se encontró a menudo en la literatura revisada, como el material para ciertos componentes de turbojets de pequeña escala. Otra materia prima optada fue el aluminio fundido, caracterizado por su ligereza, alta relación resistencia-peso, resistencia a la corrosión, robustez, facilidad de fabricación y diseños fáciles de ensamblar [42].

La fase de producción comenzó con la fundición de aluminio a partir de los restos de un bloque de motor que estaba disponible para su uso. El primer paso fue cortar suficiente aluminio para el proceso de fundición. Se cortaron y soldaron algunos trozos de chatarra de acero para hacer una copa donde se fundiría el aluminio, así como para hacer moldes y llenarlos después de que se completara el forjado del aluminio. Para el forjado, el horno se calentó como se ilustra en la figura 4.37, con una antorcha colocada en el orificio inferior del mismo. Con el fin de obtener la menor cantidad posible de impurezas, mientras se fundía el aluminio, se aplicó carbonato de sodio, una sustancia química que, al mezclarse con el aluminio en fase líquida, empuja la mayoría de las impurezas del material hacia la parte superior de la copa de fundición. Sin embargo, este método de purificación no es completamente eficiente. Posteriormente, el aluminio fundido se vertió en los moldes de acero, obtenidos previamente. Los moldes eran relativamente simples de producir, consistiendo en acero tubular grueso y grande con una base en la parte inferior. Se eligieron moldes con diámetros grandes para dar margen al proceso de mecanizado. Cuando el aluminio se enfrió, se extrajo cortando los moldes con una rueda de esmeril. El aluminio fundido se muestra, a continuación, en la figura 4.38.



Figura 4.37: Horno



Figura 4.38: Aluminio fundido

El proceso de fabricación está organizado en diferentes secciones, cada una de las cuales está categorizada por el procedimiento de mecanizado utilizado para fabricar los componentes, explicando, entonces, cómo y qué piezas se fabricaron a través del uso del proceso correspondiente.

4.3.1 Proceso de conformado

El acero inoxidable fue adquirido en un taller de metal, en forma de una hoja de un milímetro. El primer intento de trabajar con la hoja de acero inoxidable fue con un grosor de 0.5 mm, como se recomendó [29]. Sin embargo, el grosor de la hoja era insuficiente para que se aplicaran los métodos de fabricación necesarios, por lo que se optó por la hoja de un milímetro.

En primer lugar, las piezas fueron diseñadas, en su forma plana, de acuerdo con las dimensiones, utilizando CATIA V5. El borrador o plano se realizó gracias a una opción de ahorro que tiene la especificación de formato de archivo, .dxf. El formato de archivo .dxf es necesario para que el software de la cortadora de chorro de agua lea los cortes delineados que se deben realizar en la hoja de acero inoxidable. A continuación, se muestra una muestra de piezas, en la figura 4.39.



Figura 4.39: Muestras de las piezas cortadas con el chorro de agua

El siguiente paso fue perforar los agujeros para la Cámara de Combustión, seguido por la cubierta de las dos piezas de forma rectangular, en el extremo izquierdo de la figura 4.39, aplicando una cinta adhesiva de papel.

sobre las dos piezas. Se trazaron líneas y puntos en la cinta adhesiva de papel, con la ayuda de una regla y un escuadra. Cuando se terminó de marcar la posición de los agujeros de perforación, se perforaron los agujeros con una máquina de perforación vertical, utilizando brocas de los siguientes diámetros, en milímetros: 0.75, 1, 1.5, 2, 2.5, 3, 3.5. En el primer intento, con la hoja de 0.5- milímetros, fue posible perforar los agujeros, pero las brocas eran demasiado frágiles debido a su reducido grosor. En consecuencia, durante la perforación, las brocas más delgadas se rompieron, a pesar del enfoque adecuado al perforar, como el uso de un punzón para marcar los agujeros en la hoja, para que la broca tuviera una perforación más estable y precisa. Cuando la broca mostraba cierta resistencia para perforar los agujeros, se aplicó aceite para ayudar en la perforación. A pesar de la precaución al perforar, debido al aumento de grosor, a un milímetro, el diámetro de los agujeros se alteró a 2, 2.5, 3 y 3.5 milímetros. Las figuras 4.40 y 4.41 demuestran el método utilizado para perforar las dos pequeñas hojas y las perforaciones realizadas.

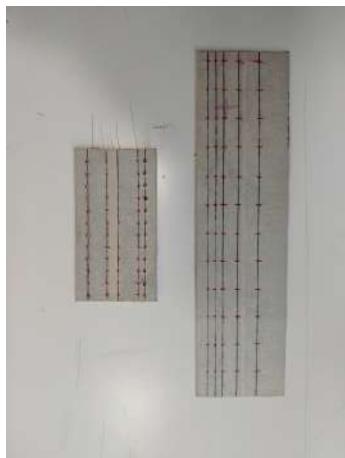


Figura 4.40: Agujeros señalados en los tubos de llama plana

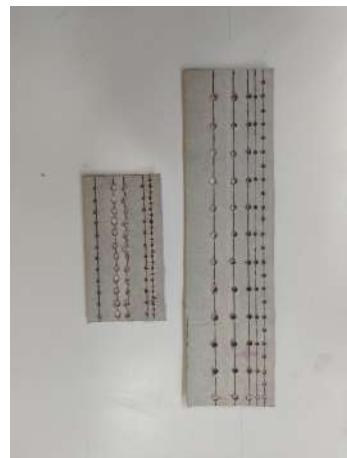


Figura 4.41: Tubos de llama plana perforados

Las partes hechas de acero inoxidable fueron moldeadas con el uso de un bloque de madera para golpear, más ancho que las piezas que se trabajaron. Este es un requisito para que la formación de la pieza sea uniforme, sin doblarlas. Las piezas deben ser moldeadas alrededor de un tubo, lo suficientemente resistente para no doblarse con los golpes contra él. El diámetro del tubo debe ser ligeramente menor que el diámetro deseado, aunque esta técnica no es completamente precisa, lo que causó que el diámetro de las piezas difiriera de las medidas de los componentes diseñados. Antes del uso de un bloque de golpear, se utilizó un rodillo para formar las piezas, pero, desafortunadamente, no fue posible hacer las piezas redondas, debido al grosor de la chapa, que no encajaba entre los rodillos. A continuación, se demuestran las partes moldeadas a mano.



Figura 4.42: Boquilla de escape



Figura 4.43: Llama interna



Figura 4.44: Llama externa



Figura 4.45: Tubo de revestimiento

4.3.2 Proceso de Fresado

Turbina

El siguiente paso fue desmantelar el núcleo del turbocompresor utilizado para esta tesis, separando el compresor y la turbina del eje. El compresor se retiró fácilmente ya que solo estaba ajustado por una tuerca. En el otro lado del eje, la turbina estaba soldada por fricción al eje, que se retiró junto con la tuerca superior de la turbina, utilizando una rueda de esmeril. Después, se perforó el centro de la turbina, realizado en una fresadora para obtener un taladro bien ejecutado, que se ajustara al eje diseñado. Dado que el material de la turbina está endurecido, se utilizó una broca para perforar la turbina de un extremo a otro, como se ilustra en la figura 4.46. Sin embargo, debido a los medios ineficaces elegidos para perforar la turbina, el taladro no estaba centrado con la turbina, descartando el uso futuro de esta turbina, ya que el uso de esta turbina, a altas velocidades, convertiría el pequeño espacio en uno enorme, lo que llevaría a un accidente grave, comprometiendo las vidas alrededor de la turbina. El método óptimo de perforación sería preservar el eje, unido a la turbina, y fijarlo en la colocación correcta de un torno, asegurando, de esta manera, que el taladro esté centrado.



Figura 4.46: Turbina perforada

sistema de palas guía de boquilla

El sistema de palas guía de boquilla se basó en el procedimiento de una persona experimentada en la fabricación de pequeños turbojets, encontrado en línea en [38]. Las partes circundantes del NGV fueron cortadas y soldadas. Sin embargo, para completar este sistema, las palas fueron cortadas de otra turbina, en la cual se utilizó una rueda de esmeril para separar, individualmente, las palas del rotor. Más tarde, se eliminó un poco de ancho de las palas para que encajaran entre las partes circundantes y la base de la turbina. Las palas tomadas de la otra turbina se muestran en la figura 4.47.



Figura 4.47: palas del sistema de álabes de guía de boquilla

La parte final para fabricar este componente fue soldar las palas entre las dos piezas metálicas, como se demuestra en la figura 4.48 y la figura 4.49. Desafortunadamente, no fue posible fijar las palas en este componente debido a la técnica de soldadura que liberó demasiado calor considerando el tamaño y grosor del componente.



Figura 4.48: base de la turbina



Figura 4.49: Parte superior y circundante del sistema de palas guía de boquilla

La arandela en la figura 4.48 es la base de la turbina que, junto con el rectangular adyacente, forma la parte interna del sistema de palas guía de boquilla, donde se soldaría un segmento de las palas. La figura 4.49 ilustra las tres partes externas del sistema: una parte inferior que rodea las palas, una pieza cónica que se coloca encima de la pieza inferior y, luego, la arandela soldada en la base superior de la pieza cónica.

4.3.3 Proceso de Torneado

aluminio

Los componentes de aluminio se trabajaron de manera diferente al resto de los componentes. Este material fue mecanizado con el uso de un torno. Los planos de los componentes de aluminio fueron impresos, y solo entonces se mecanizó el material fundido. Los bloques se colocaron en el torno, donde se fijaron en la configuración adecuada. Posteriormente, se mecanizó el aluminio fundido, eliminando el material necesario para adquirir el diseño con la forma y dimensiones correctas. Sin embargo, es extremadamente difícil trabajar las piezas y obtener una copia física exacta del diseño, porque no es posible saber si el torno está eliminando la cantidad correcta de material, incluso con la mayor precaución al trabajar con él. Los componentes trabajados con el torno fueron la carcasa del eje y la brida de entrada, indicados en la figura 4.50 y figura 4.51, respectivamente. La cubierta del compresor y el difusor se habrían fabricado en el centro de mecanizado vertical, en el FABLAB de UBI. Desafortunadamente, no fue posible producir estas dos piezas debido a sus dimensiones a pequeña escala, que requieren maquinaria extremadamente precisa.



Figura 4.50: Carcasa del eje



Figura 4 .51: brida de entrada

Acero inoxidable

Otra pieza trabajada con el torno fue el eje. Este componente está hecho de un cilindro sólido de acero inoxidable, que fue mecanizado, respetando las dimensiones obtenidas para la fabricación del eje. Sin embargo, el material recomendado es un tornillo de acero con un grado de tensión de 12. 9 o 10 · 6 b porque este componente tiene que soportar una inmensa tensión cuando la turbina y el compresor están funcionando [29]. La figura 4.52 representa el eje obtenido después del proceso de fabricación explicado.



Figura 4 .52: Eje

4.3.4 Proceso de soldadura

El soporte del anillo fue perforado seis veces, con la ayuda de un transfer y un punzón, se marcó la posición de los agujeros. Posteriormente, se realizó la perforación con un taladro de tres milímetros, para que los tubos de vaporización pudieran encajar dentro de los agujeros. Estos tubos fueron cortados de acero inoxidable con un diámetro de tres milímetros. Los pequeños tubos fueron soldado al soporte del anillo de combustible, para la colocación posterior del distribuidor del anillo de combustible, como se muestra en la figura 4.53. El distribuidor está hecho del mismo tubo que los tubos de vaporización, que tuvo que ser moldeado en un pequeño círculo para encajar en el soporte del anillo. Se colocó un alambre de acero a lo largo de toda la longitud del tubo para no doblar el tubo, comprometiendo una distribución equivalente de combustible. Los métodos utilizados para dar forma al tubo se aplicaron con extrema precaución para no doblar el tubo. A pesar de la precaución tomada al trabajar con el tubo, no se pudo moldear a las dimensiones adecuadas, como se muestra en la figura 4.54.



Figura 4 .53: soporte del anillo de combustible



Figura 4 .54: anillo de combustible

4.3.5 Proceso de soldadura

Ambos extremos de las piezas moldeadas fueron soldadas, donde a lo largo de este proceso, solo algunas se pusieron en su forma definitiva. El tipo de soldadura utilizada fue la Soldadura por arco de tungsteno gas o TIG. El proceso de soldadura fue una de las razones para optar por una hoja de acero inoxidable más gruesa. Existía la posibilidad de que el calor, proporcionado por la soldadura, fundiera parte de las piezas, volviéndose más probable con una hoja más delgada. Sin embargo, incluso con un grosor aumentado, solo fue posible soldar los componentes mostrados en las figuras a continuación. Los componentes restantes no pudieron ser soldados porque ambos extremos de las piezas debían unirse sin una sola brecha de aire. Se utilizaron papeles de lija en los extremos de las piezas, desgastando las partes irregulares, para prevenir una brecha de aire al unir los opuestos. No obstante, no fue factible soldar todas las piezas, como se demuestra.

Piezas soldadas:



Figura 4 .55: boquilla de escape



Figura 4 .56: carcasa exterior



Figura 4.57: vista frontal del tubo de llama interior



Figura 4.58: vista trasera del tubo de llama interno



Figura 4.59: Tubo de llama exterior



Figura 4.60: Partes externas del sistema de álabes de guía de boquilla



Figura 4.61: Parte interna del sistema de palas guía de boquilla

Capítulo 5

Conclusión

Esta tesis tuvo como objetivo principal construir un pequeño motor a chorro, en el cual se realizó primero un estudio de los componentes del turbojet y del ciclo de trabajo. El estudio del motor a reacción ya fue un desafío debido a la vasta información disponible, lo que dificulta elegir cuáles son los conceptos más importantes que se deben conocer antes de desarrollar un turbojet.

Esta disertación le dio al autor la oportunidad de aprender parte de la ciencia detrás de este motor, así como el conocimiento práctico de cómo construir un turbojet, algo que no se aprende todos los días y, seguramente, no es posible aprender en un aula. Esta disertación logró uno de los dos objetivos propuestos. El diseño fue concluido, en el cual se da una explicación para que un trabajo futuro pueda realizarse, basado en los pasos tomados. Lamentablemente, la construcción de este motor no se llevó a cabo por falta de medios para proceder con una fabricación adecuada.

5.1 Desventajas

El diseño de este proyecto se basó principalmente en el libro de Thomas Kamps [29] y el autor está agradecido por su existencia. La información sobre cómo construir un motor a chorro, especialmente con un conjunto de compresor/turbina radial, no fue posible encontrarla, excepto en los libros de Kurt Shreckling y los otros mencionados anteriormente. Sin embargo, sus motores no involucraban una turbina radial, sino una axial. Estos dos libros ofrecen detalles sobre el proceso de fabricación de un motor a chorro, con todos los procedimientos descritos explícitamente. Dado que este motor se basa en datos empíricos, las dimensiones no son definitivas y no se puede asegurar si el motor tiene las dimensiones adecuadas para el compresor dado. Solo con experiencia en modelar motores a reacción y probarlos, se podría asegurar que las dimensiones de los componentes permiten que el motor funcione sin problemas.

A lo largo de la fase experimental se enfrentaron muchos obstáculos en el intento de construir este turbojet. El primero fue el aumento del grosor de la hoja de acero inoxidable. Esto tuvo un impacto significativo en la fabricación de las piezas, ya que dificultó el conformado manual de las mismas, siendo imposible ajustarlas a la dimensión apropiada de los componentes diseñados. Como consecuencia del grosor de la hoja, no se pudo utilizar un rodillo. Esto habría sido extremadamente útil debido a un proceso más preciso de enrollado de las piezas, así como para facilitar la soldadura, ya que el uso de un rodillo resultaría en piezas consistentes y alineadas.

En cuanto al proceso de soldadura, el obstáculo más crítico no pudo ser ejecutado adecuadamente, porque la técnica, mencionada anteriormente en el capítulo 4.3, no permitía colocar las piezas como se deseaba, impidiendo alcanzar el objetivo principal de esta tesis. A pesar de la técnica, el tamaño de las piezas requería una precisión extraordinaria en la fabricación, en la que, para un principiante en tareas experimentales, era realmente difícil cumplir.

5.2 Trabajos futuros y recomendaciones

Se pueden desarrollar trabajos adicionales basados en esta disertación debido a la amplia gama de temas que involucra el turbojet. Dado que la fabricación de este motor no se concluyó, el primer trabajo posible podría ser la finalización de este proyecto y, si es posible, se debería generar un archivo estereolitográfico del compresor para un diseño preciso de la cubierta del compresor, respetando la curvatura del compresor, que es un factor importante para una inducción eficiente de aire, y, por lo tanto, la compresión y el funcionamiento del motor.

Para la prueba del motor, el autor recomienda una calibración del eje, si es posible. Además, se debería desarrollar una turbina axial para este tipo de motor. Facilitaría el proceso de fabricación, como la producción del sistema de palas guía de boquilla.

Los trabajos futuros que siguen a esta disertación podrían ser:

- Finalizar el desarrollo de este motor con las técnicas apropiadas.
- Estudio y fabricación de una turbina axial para coincidir con el compresor.
- Realizar un estudio de dinámica de fluidos computacional del flujo de aire del motor a reacción y verificar las mejoras que se pueden hacer en los componentes diseñados.
- Desarrollar un banco de pruebas.

Bibliografía

- [1] Turkay Mehmet, Gurgen Selim, Keskin Goksel, Durmus Seyhun, Kushan Melih Cemal. Investigación sobre aplicaciones de VANTs con mini-turbojet y motores a chorro. En: La 21s ^a Edición de la Conferencia Internacional AFASES; mayo de 2019; Basov, Rumania. v, vii, 1
- [2] "Historia del Vuelo" [En línea]. Disponible en:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/UEET/StudentSite/historyofflight.html>
(accedido en 2019-03). 1
- [3] "Velocidad del Sonido" [En línea]. Disponible en:
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/sound.html> (accedido en 2019-03). 1
- [4] "Hero de Alejandría Inventó la Máquina de Vapor" [En línea]. Disponible en:
<https://www.greekboston.com/culture/inventions/steam-engine/> (accedido en 2019-03).
- [5] "Aeolípilo" [En línea]. Disponible en:
<https://en.wikipedia.org/wiki/Aeolipile> (accedido en t 2019-03). xi, 3
- [6] Hünecke Klause,*Motores a Chorro: Fundamentos de Teoría, Diseño y Operación*, 6t h Edición, Motorbooks International, 2003. xi, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 18, 19, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 29
- [7] "Leyes del Movimiento de Newton" [En línea]. Disponible en:
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/newton.html> (accedido en 2019-03). 3
- [8] Rolls Royce plc, *El motor a chorro*, 5t h Edición, Rolls Royce plc, 1996. xi, 4, 5, 7, 8, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27
- [9] "Kurt Shreckling" [En línea]. Disponible en: https://en.wikipedia.org/wiki/Kurt_Schreckling (accedido en t 2019-03). 4
- [10] Shreckling Kurt, *Turbinas de gas para modelos de aeronaves*, 5t h Edición, Traplet Publica- ciones, 2003. 4, 30
- [11] El-Sayed Ahmed F., *Fundamentos de propulsión de aeronaves y cohetes*, Springer, pp 531-588 , 2016. xi, 6, 15, 16, 17, 18
- [12] Chen Min, Zhang Kun, Tang Hai-Long, Una metodología de diseño probabilística para un análisis de rendimiento general de un motor de turbina de eje, Avances en ingeniería mecánica, 2014;1(12), doi: 10. 1155/2014/976853 , Mayo 2014 . xi, 6
- [13] C. Weston Kenneth, *Conversión de energía*, Edición Electrónica, 2000. 8
- [14] Çengel Yunus A., Boles, Michael A., *Termodinámica, un enfoque ingenieril*, 8t h Edición, McGraw-Hill Education, 2015. xi, 9, 10, 11
- [15] "Ciclo Brayton ideal" [En línea]. Disponible en: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html>. (accedido en 2019-03). 10

- [16] "Ciclo Brayton" [En línea]. Disponible en: https://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/termodyn/notes/node_28.htm (accedido en el 2019-03). xi, 11, 12
- [17] C. Oates Gordon, *Aerotermofluidodinámica de Turbinas de Gas y Propulsión de Cohetes*, 3^a Edición, Instituto Americano de Aeronáutica y Astronáutica, Inc., Seattle, Washington, 1998. 12, 14, 15, 20, 21, 23
- [18] Fahlstrom Simon, Pihl-Roos Rikard, *Diseño y Construcción de un motor a chorro simple* [Tesis de MSc], Universidad de Uppsala, 2016.
- [19] "Rendimiento de Entrada". Disponible en:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/inleth.html>. (accedido en 2019-04). 13
- [20] "Termodinámica de Compresores" [En línea]. Disponible en:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/comph.html>. (accedido el 2019-04). 13
- [21] "Termodinámica de Quemadores" [En línea]. Disponible en:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/burnth.html>. (accedido el 2019-04). 13, 14
- [22] "Tasa de Flujo MÁSICO de Combustible" [En línea]. Disponible en:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/fuelfl.html>. (accedido en 2019-04). 14
- [23] "Termodinámica de la Turbina" [En línea]. Disponible en:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/powtrbth.html>. (accedido en 2019-04). 14
- [24] "Rendimiento de la Boquilla" [En línea]. Disponible en:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/nozzleh.html>. (accedido el 2019-04). 15
- [25] "Número de Mach" [En línea]. Disponible en:
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/mach.html>. (accedido el 2019-04). 18
- [26] "Entradas" [En línea]. Disponible en:
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/inlet.html>. (accedido en 2019-04). xi, 19
- [27] Boyce Meherwan P., *Manual de Ingeniería de Turbinas de Gas*, 2^a Edición, Gulf Professional Publishing, 2002. xi, xv, 20, 21, 28, 29
- [28] "Compresor Axial" [En línea]. Disponible en:
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/caxial.html>. (accedido en 2019-04). 21
- [29] Kamps Thomas, *Motores de Jet de Modelo*, 3^a Edición, TrapletPublications, 2005. xi, xii, xv, 22, 23, 29, 30, 31, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 45, 47, 55, 59, 63, 88

[30] Lin Jiangui, Balint Daniel, Pietrzyk Maciej, editores, *Evolución de Microestructura en Procesos de Formado de Metales*, Woodhead Publishing, pp. 384-394 2012 . Disponible en: Sciencedirect. 27

[31] C.Lyons William, J.Plisgam Gary,D.Lorenz Michael, editores, *Manual Estándar de Ingeniería del Petróleo y Gas Natural*, 3r d Edición, 2016. 29

[32] "Historia del turbocompresor impulsado por gases de escape" [En línea]. Disponible en: <https://en.turbolader.net/Technology/History.aspx>. (accedido en 2019-05). xi, 31, 32

[33] Tsei Lauren, *Diseño y Rendimiento de un Motor de Turbina de Gas a partir de un Turbocompresor de Automóvil* [BEng], Instituto Tecnológico de Massachusetts, Mayo-2004 . 32, 33

[34] "Turbo Tech 103| Experto: Mapa del Compresor" [En línea]. Disponible en: https://www.garrettmotion.com/wp-content/uploads//2019/10/ GAM _ Turbo- Tech- 103 _ Experto-1.pdf. (accedido en 2019-05). xi, 33

[35] "Turbo Tech 103| Experto: Mapeo de Compresores" [En línea]. Disponible en: <https://www.marineinsight.com/main-engine/what-is-turbocharger-surgency/>. (accedido en 2019-05). xi, 32

[36] "Especificaciones Técnicas del Turbocompresor" [En línea]. Disponible en: <https://www.ecotrons.com/files/ECOTRONS%20Turbocompressor%20Technical%20Specification.pdf>. (accedido en 2019-05). xi, xv, 33, 34, 35, 87

[37] Alonso Daniel, Crocker Alex, James Eric, Kingston III John, *Diseño y Fabricación de un Motor a Chorro Miniatura* [BSc], Instituto Politécnico de Worcester, 2018-03 . 35

[38] "Desde la construcción del motor a chorro hasta el vuelo - solo un paso" [En línea]. Disponible en: <https://www.youtube.com/watch?v=dYFYZ-g7fzA>. (accessed at 2019-06). 39, 51, 57

[39] "Rodamientos de Bolas de Surco Profundo SKF 618/5" [En línea]. Disponible en: <https://www.skf.com/pl/products/bearings-units-housings/ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/index.html?designation=618/5>.

(accedido en 2019-10). 39, 53

[40] *Rodamientos para Maquinaria Industrial*, NSKMotion & Control,2016 39

[41] "Acero Inoxidable - Especificaciones, Grados y Propiedades" [En línea]. Disponible en: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=2874> . (accedido en 2020-01). 54

[42] "Aluminio y Aleaciones de Aluminio - Ventajas Características y Propiedades Beneficiosas de las Extrusiones de Aluminio" [En línea]. Disponible en: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=4192> . (accedido en 2020-01). 54

Apéndices

Apéndice A - Lista de piezas

Tabla 1: Lista de piezas

Part No.	Description	No. Off	Material/Type	Blank Dimensions/Notes
1	Compressor Shroud	0	Aluminium	
2	Compressor Wheel	1	Cast Aluminium	Possible alloys: Al-Si-Cu-Mg
3	Diffuser	0	Aluminium	
4	Spacer Disk	2	Stainless Steel/Aluminium	
5	Bearing	2	618/5	Deep groove ball bearings
6	Engine shaft	1	Stainless Steel	Turned
7	Shaft Tunnel	1	Aluminium	Turned
8	Combustion Camber	1	Stainless Steel	TIG Welding
8.1	Outer section	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
8.2	Inner section	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
8.3	Front Section	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
8.4	Rear Section	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
8.5	Fuel Ring Support	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
8.6	Vaporization Tubes	6	Stainless Steel	ø3 mm tube
9	Injector Ring	1	Stainless Steel	Soldered
9.1	Injector Ring	1	Stainless Steel	ø3 mm tube
9.2	Injector Needle	6	Syring needle	ø0,8 mm
10	Turbine NGV	1	Stainless Steel, Cast Aluminium	Possible alloys: Al-Si-Cu-Mg
10.1	Turbine's base	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
10.2	Blades	9	Cast Aluminium	Possible alloys: Al-Si-Cu-Mg
10.3	Blade jacket	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
10.4	Turbine jacket	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
11	Turbine	1	Cast Aluminum	Possible alloys: Al-Si-Cu-Mg
12	Exhaust Nozzle	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
12.1	Washer	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
13	Casing	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
13.1	Casing Rear Section	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
14	Inlet Flange	1	Aluminium	Turned
16	Pre-Load Spring	1	Steel	
17	Sleeve	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick, welded

Apéndice B - 2D Dibujos de los componentes del turbojet

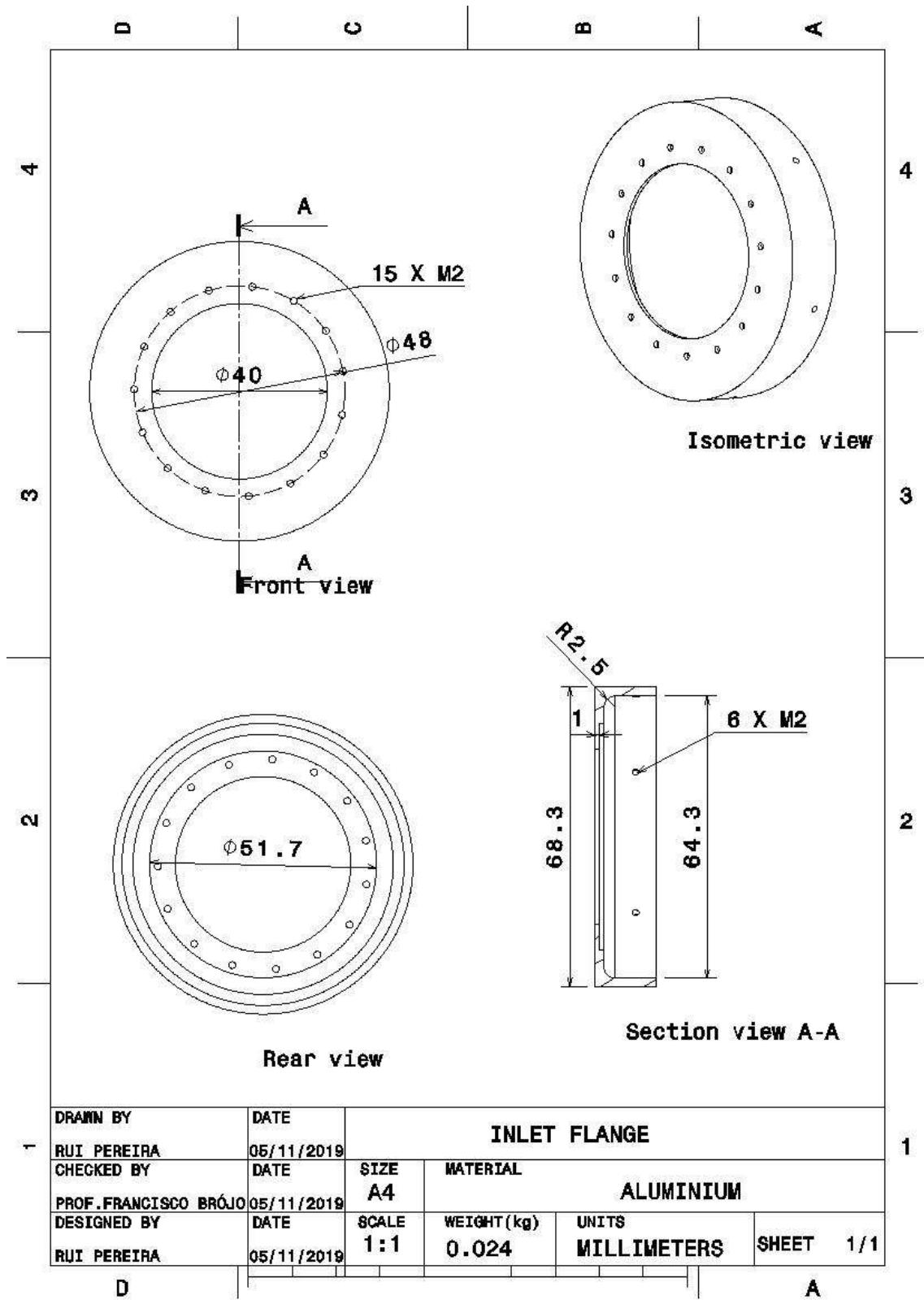


Figura B.1: brida de entrada

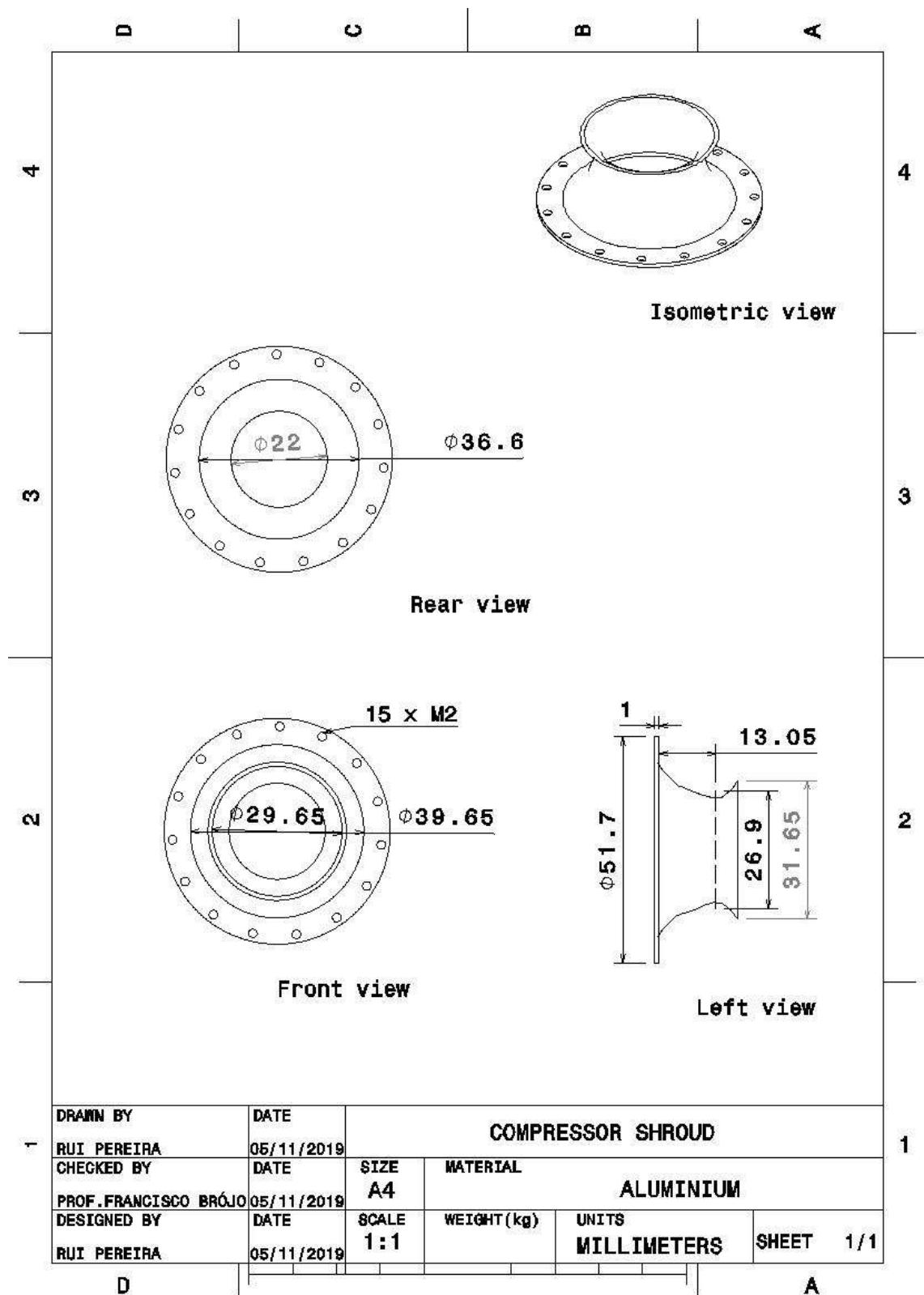


Figura B.2: Cubierta del compresor

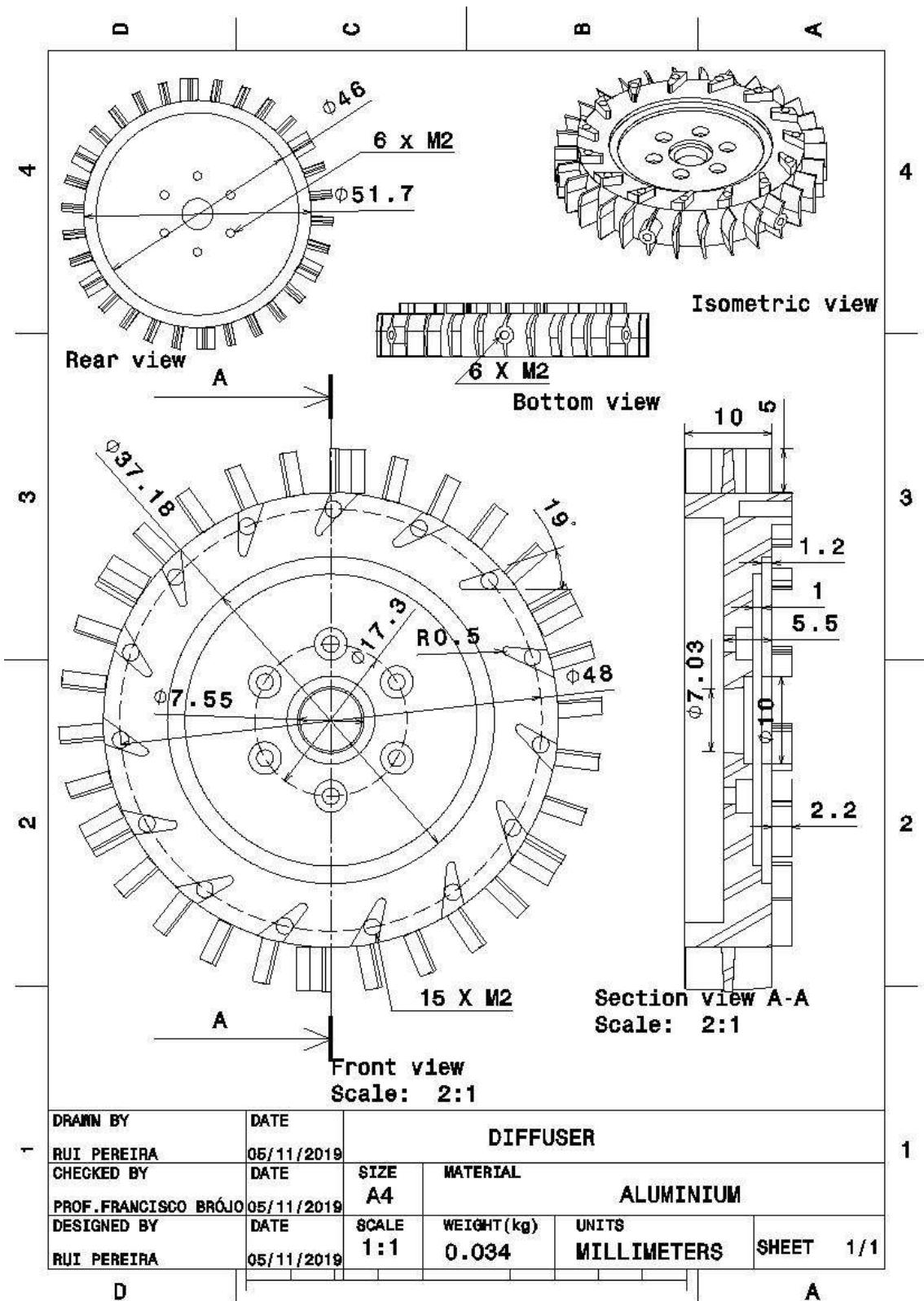


Figura B.3: Difusor

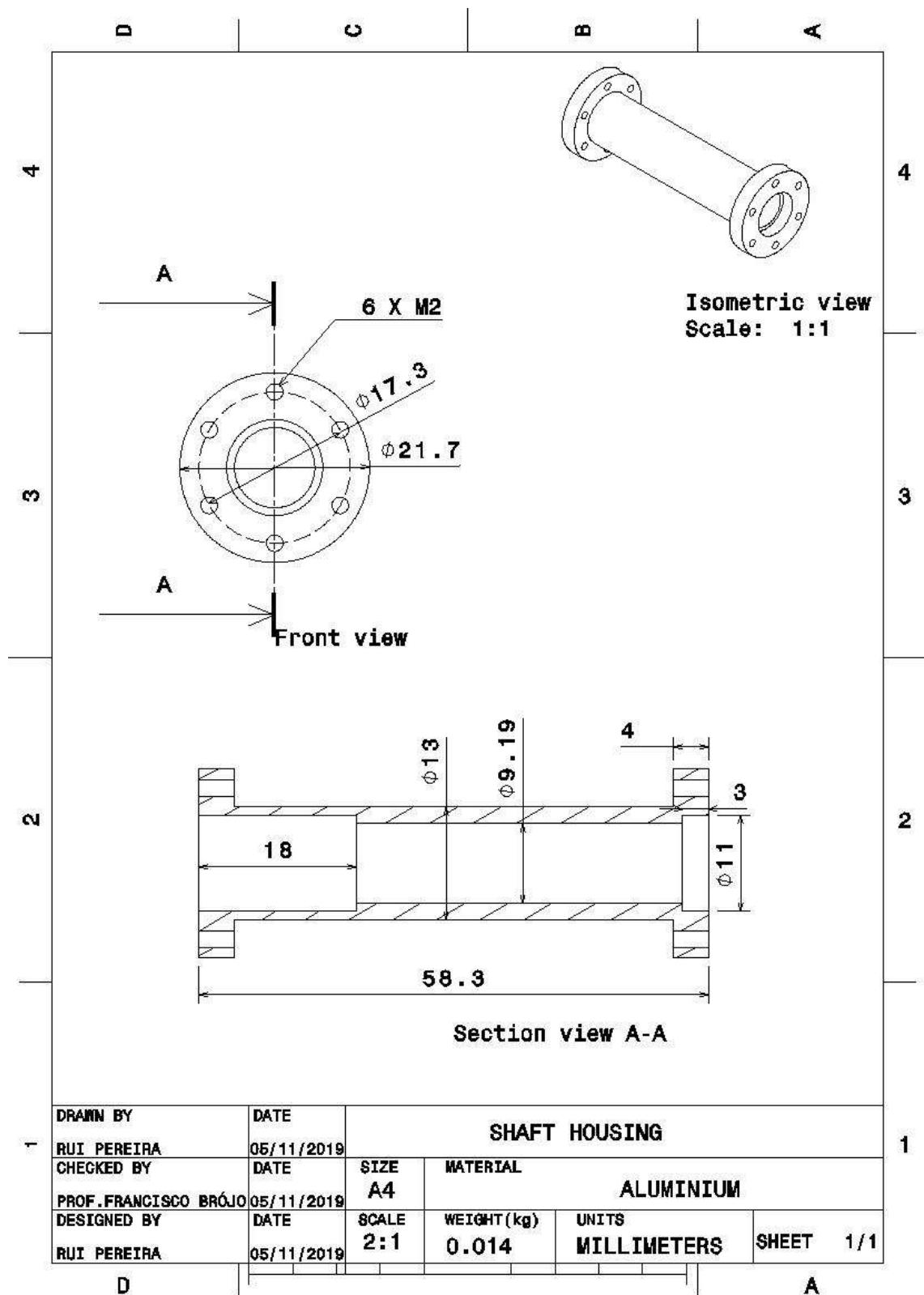


Figura B.4: Carcasa del eje

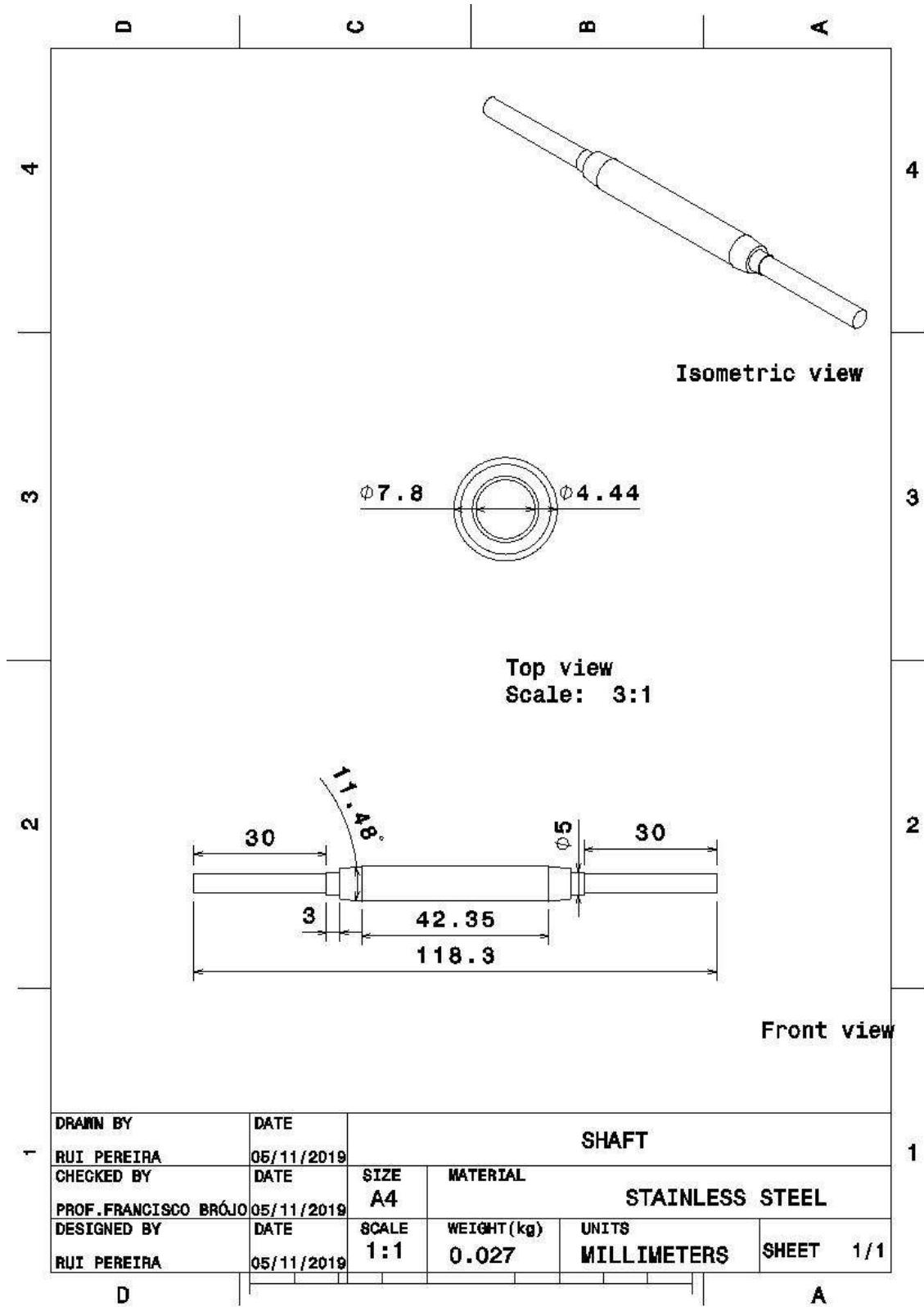


Figura B.5: Eje

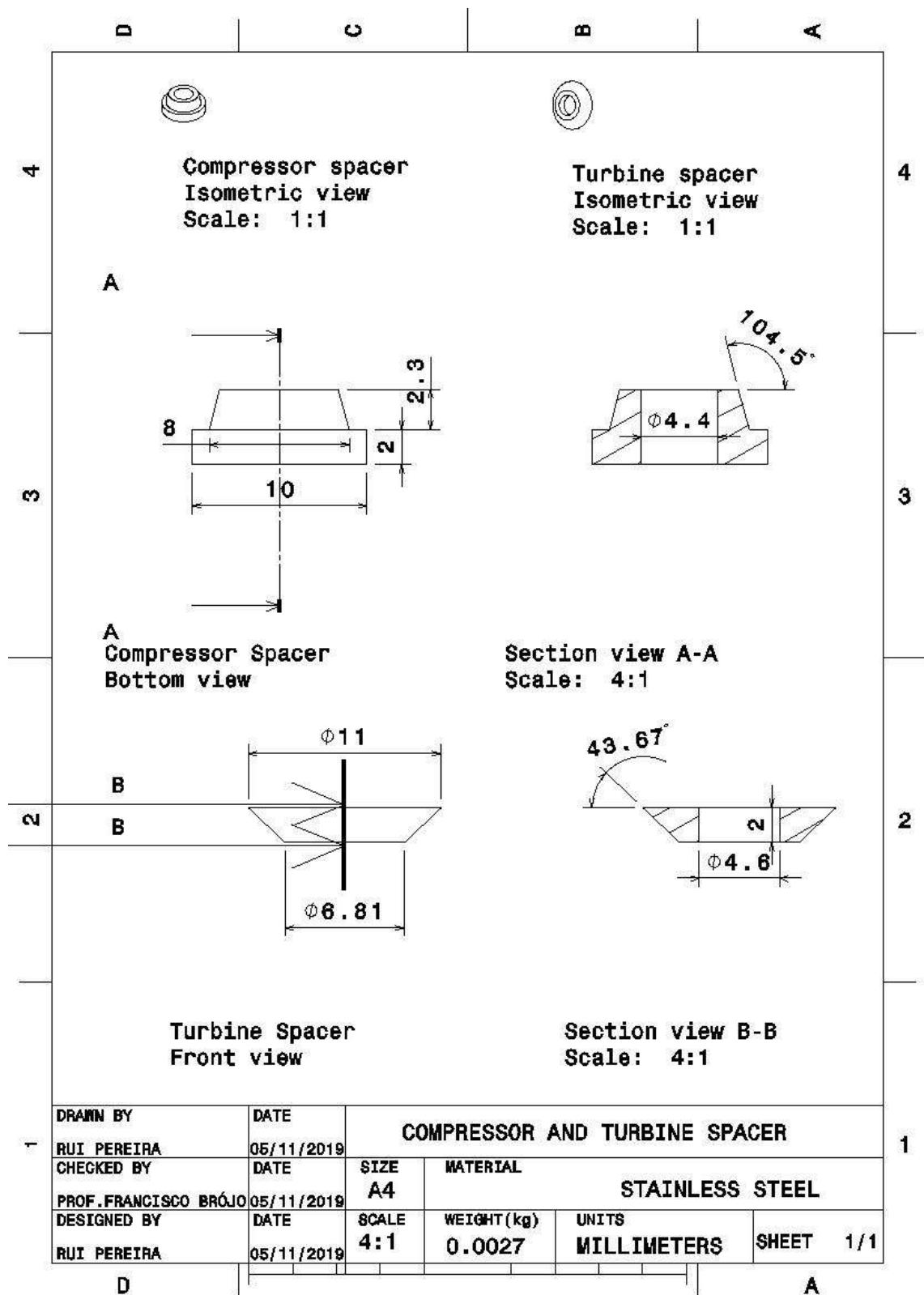


Figura B.6: espaciadores

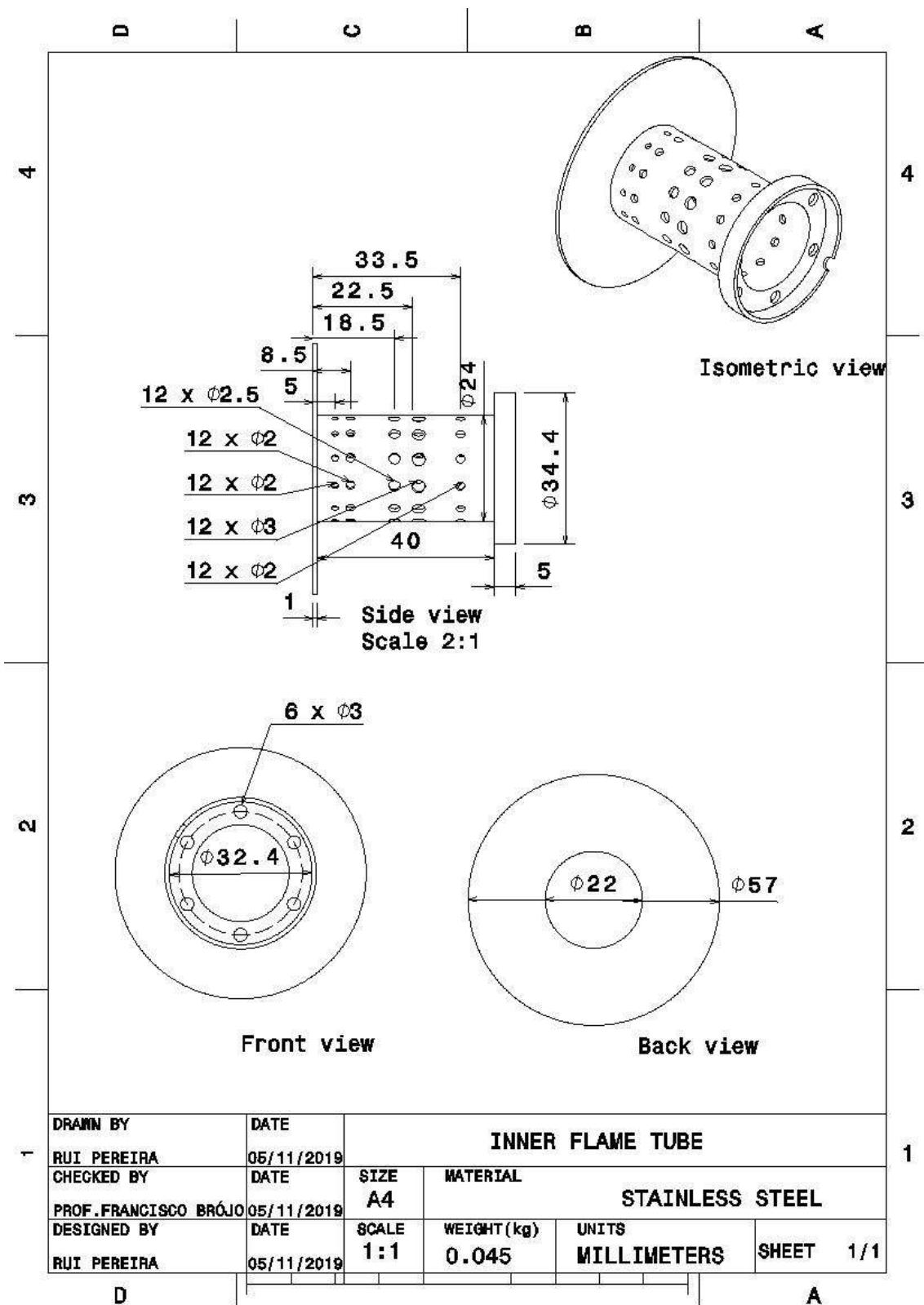


Figura B.7: Tubo de llama interior con soporte del anillo de combustible

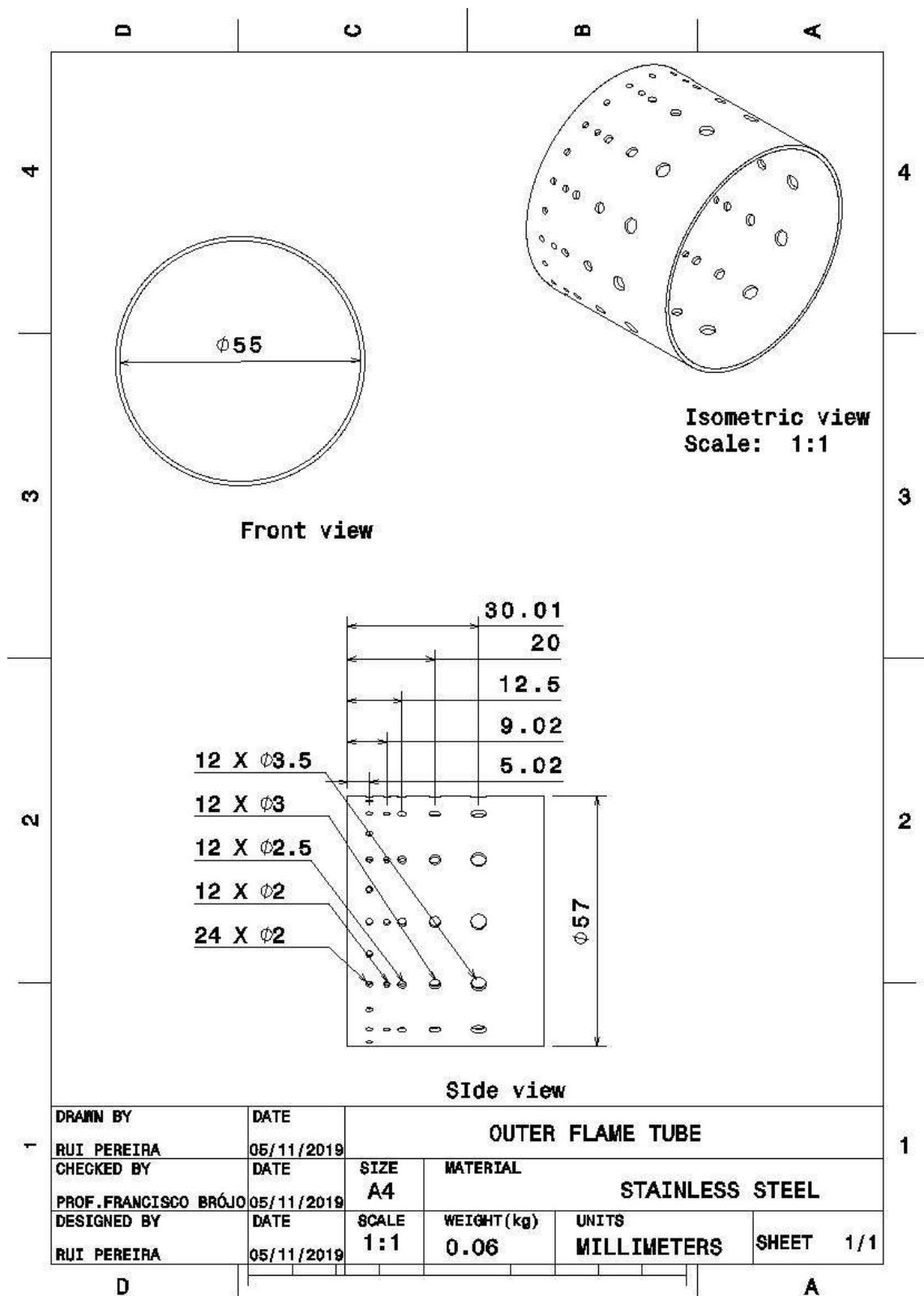


Figura B.8: Tubo de llama exterior

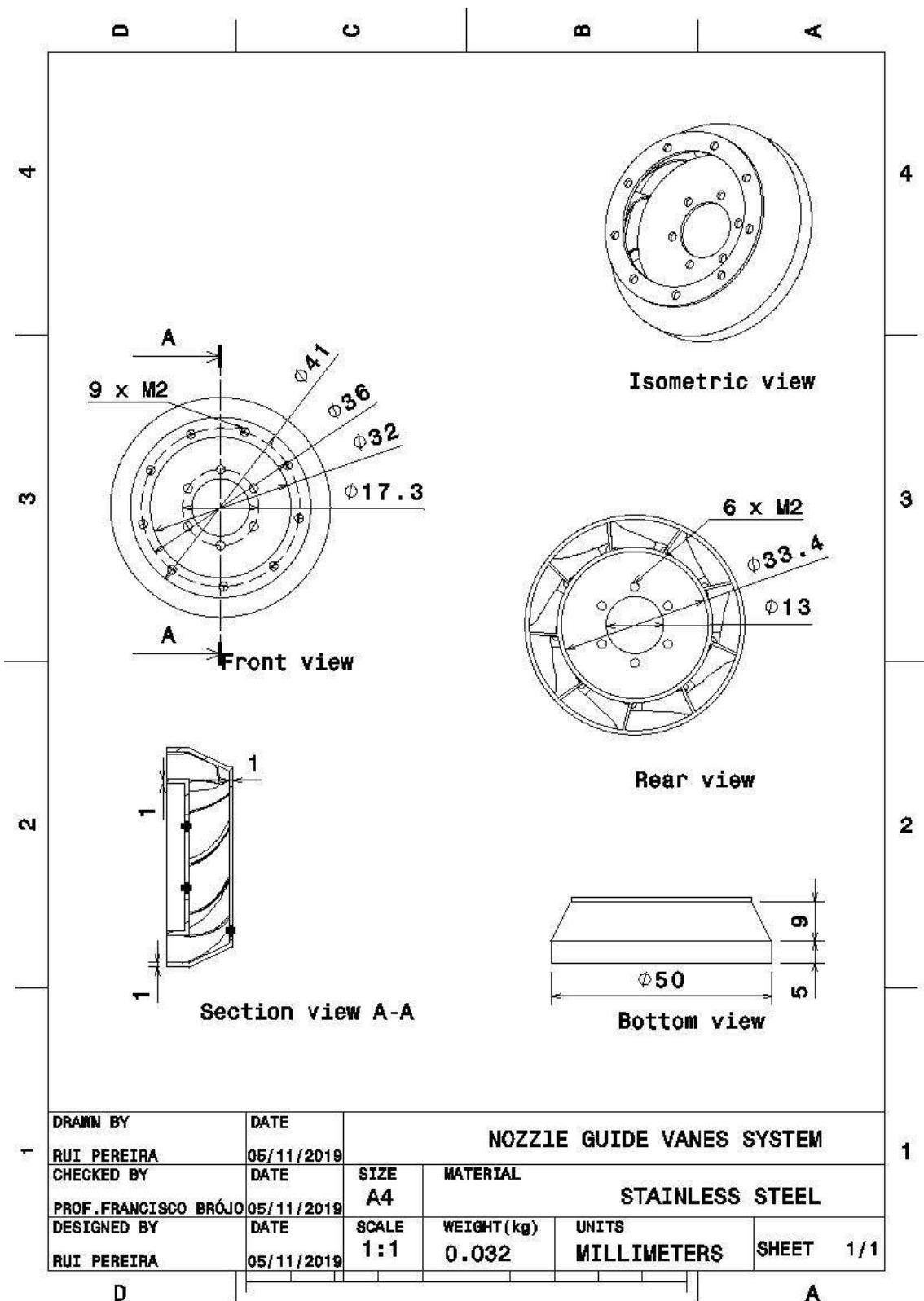


Figura B.9: sistema de palas guía de boquilla

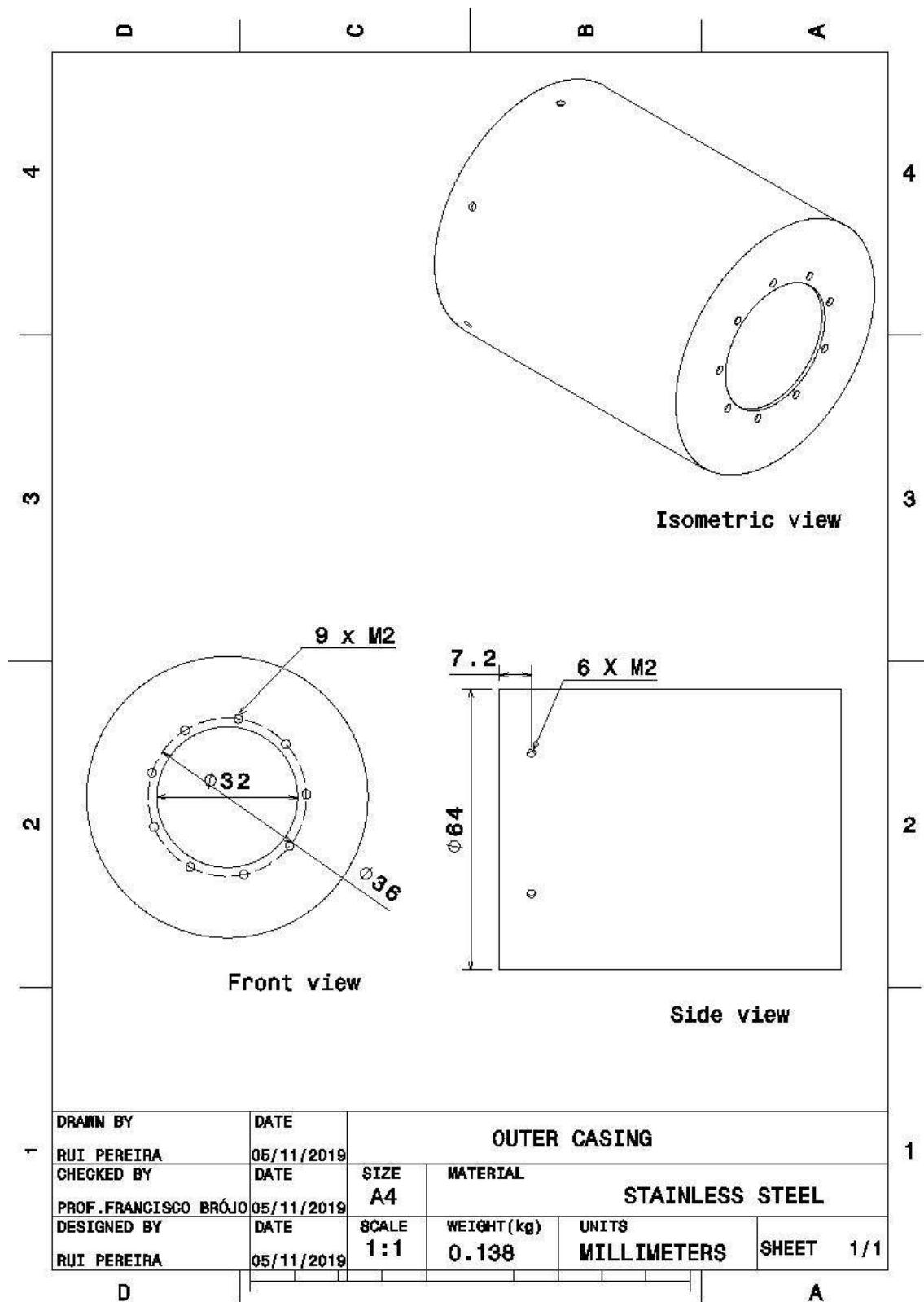


Figura B.10: Carcasa exterior

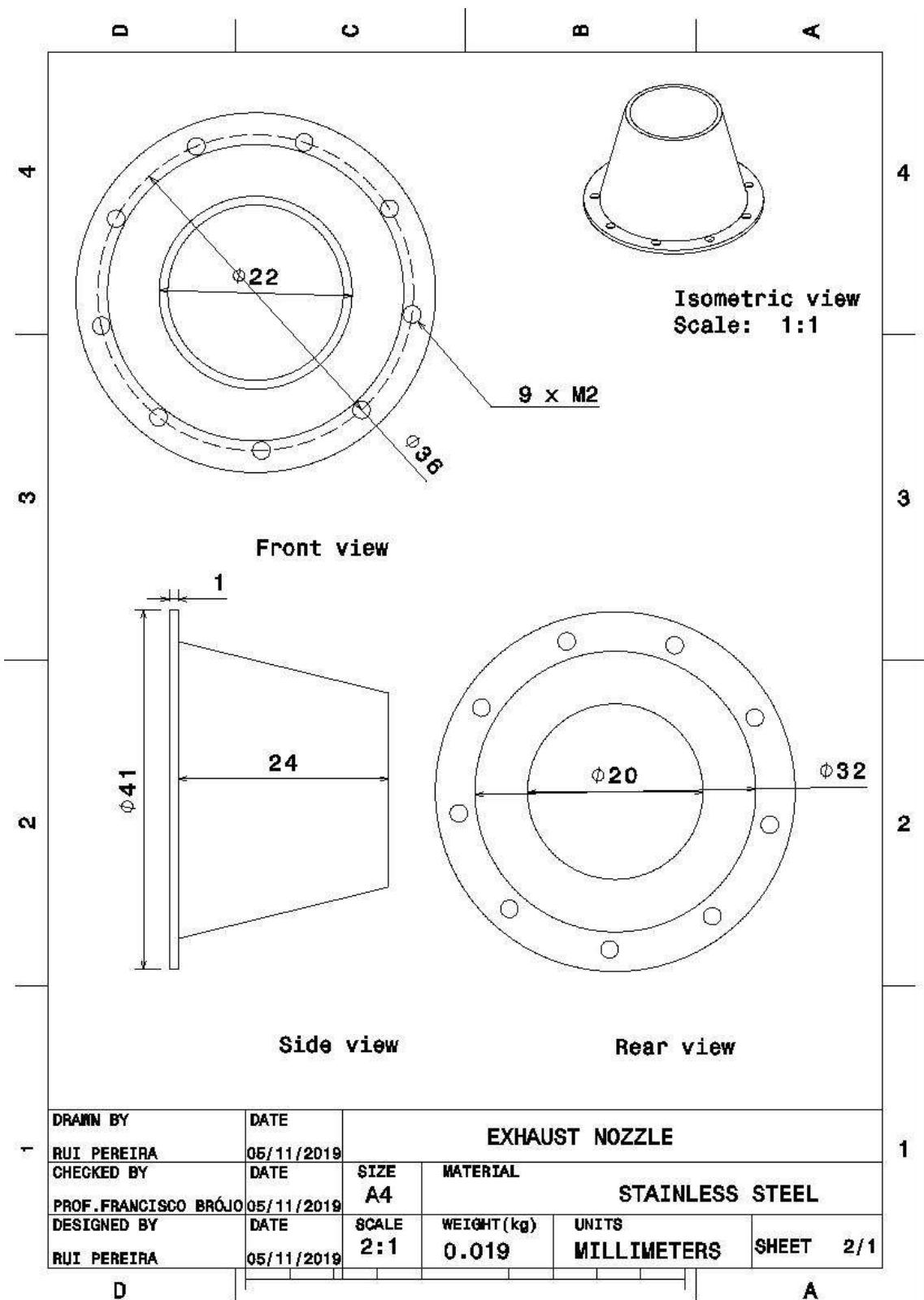


Figura B.11: boquilla de escape

Apéndice C - 2D, 3D Vistas del turbojet

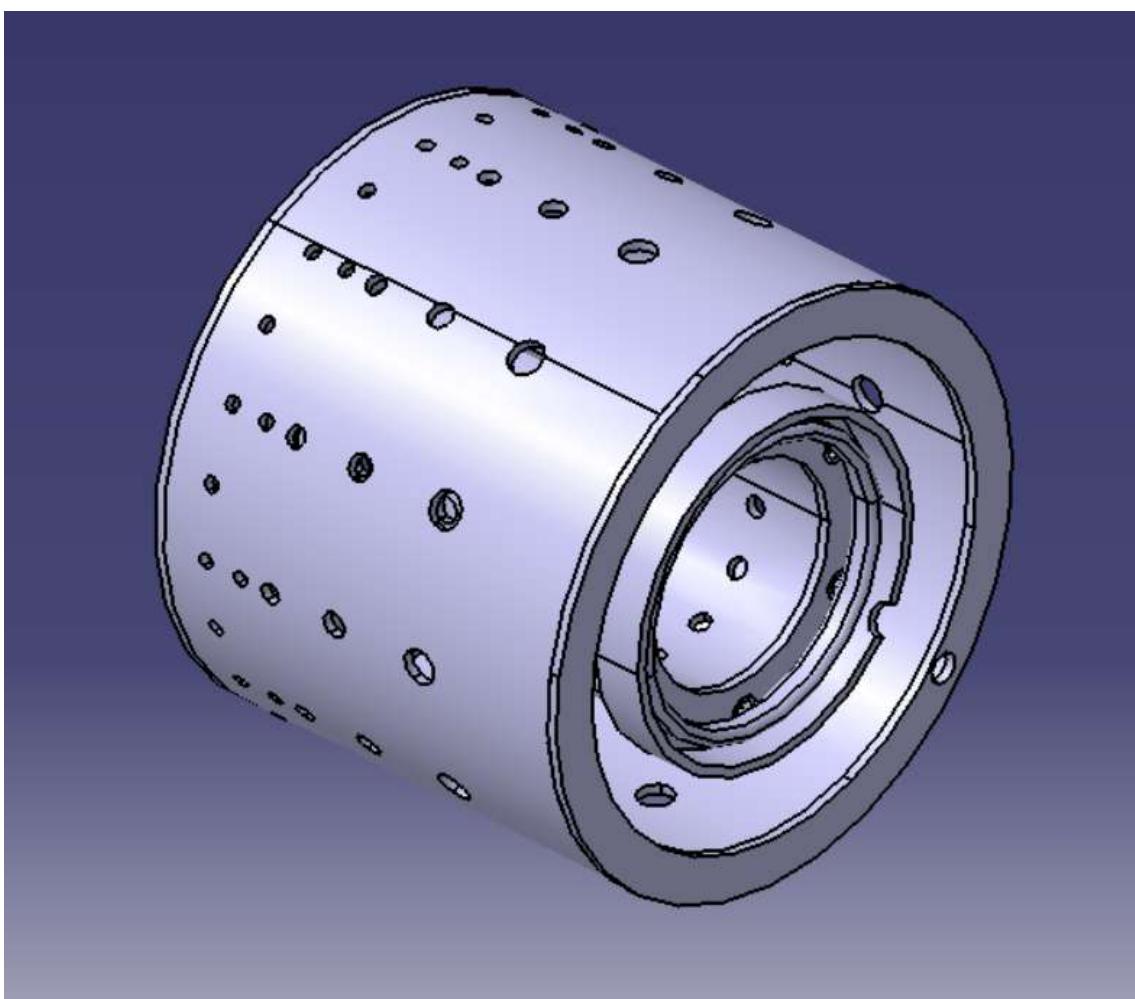


Figura C.1: "Cámara de Combustión"

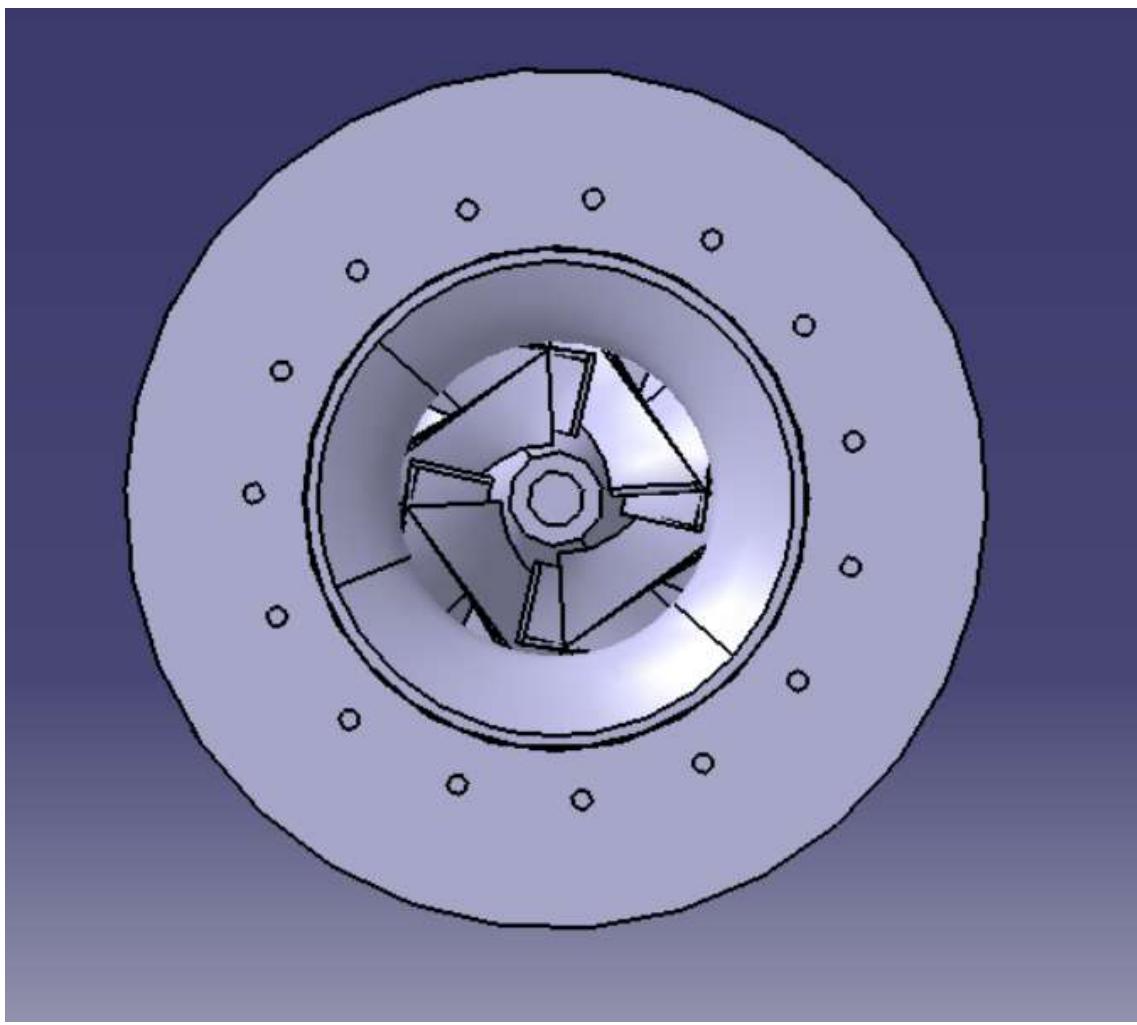


Figura C.2: "vista frontal del turbojet"

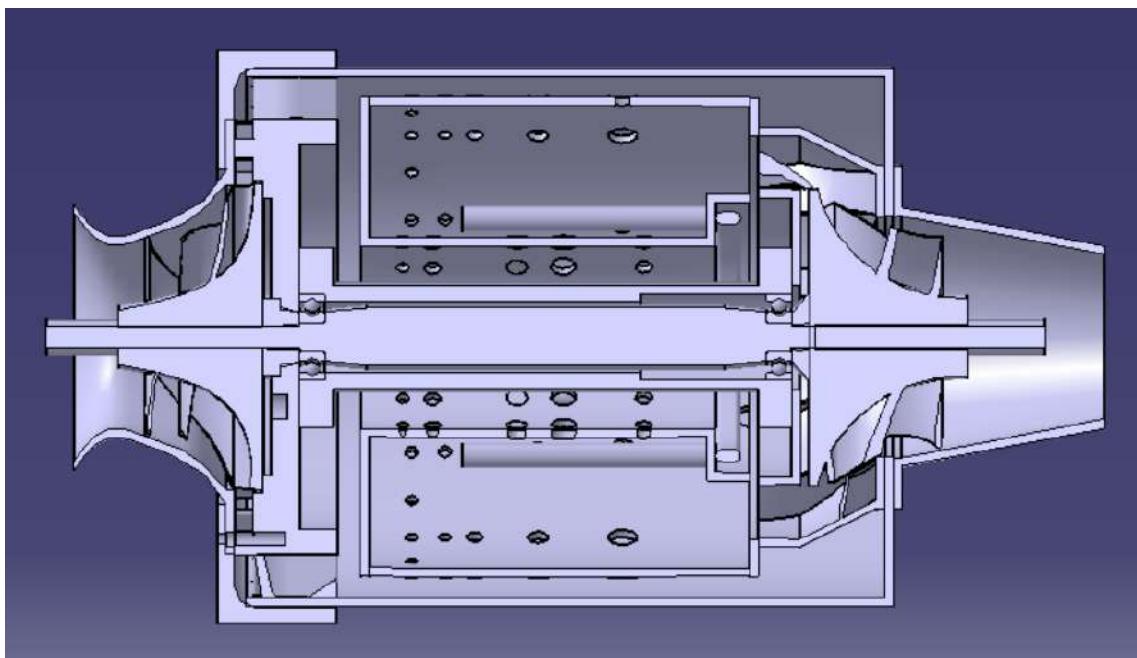


Figura C.3: "vista de sección media del turbojet"

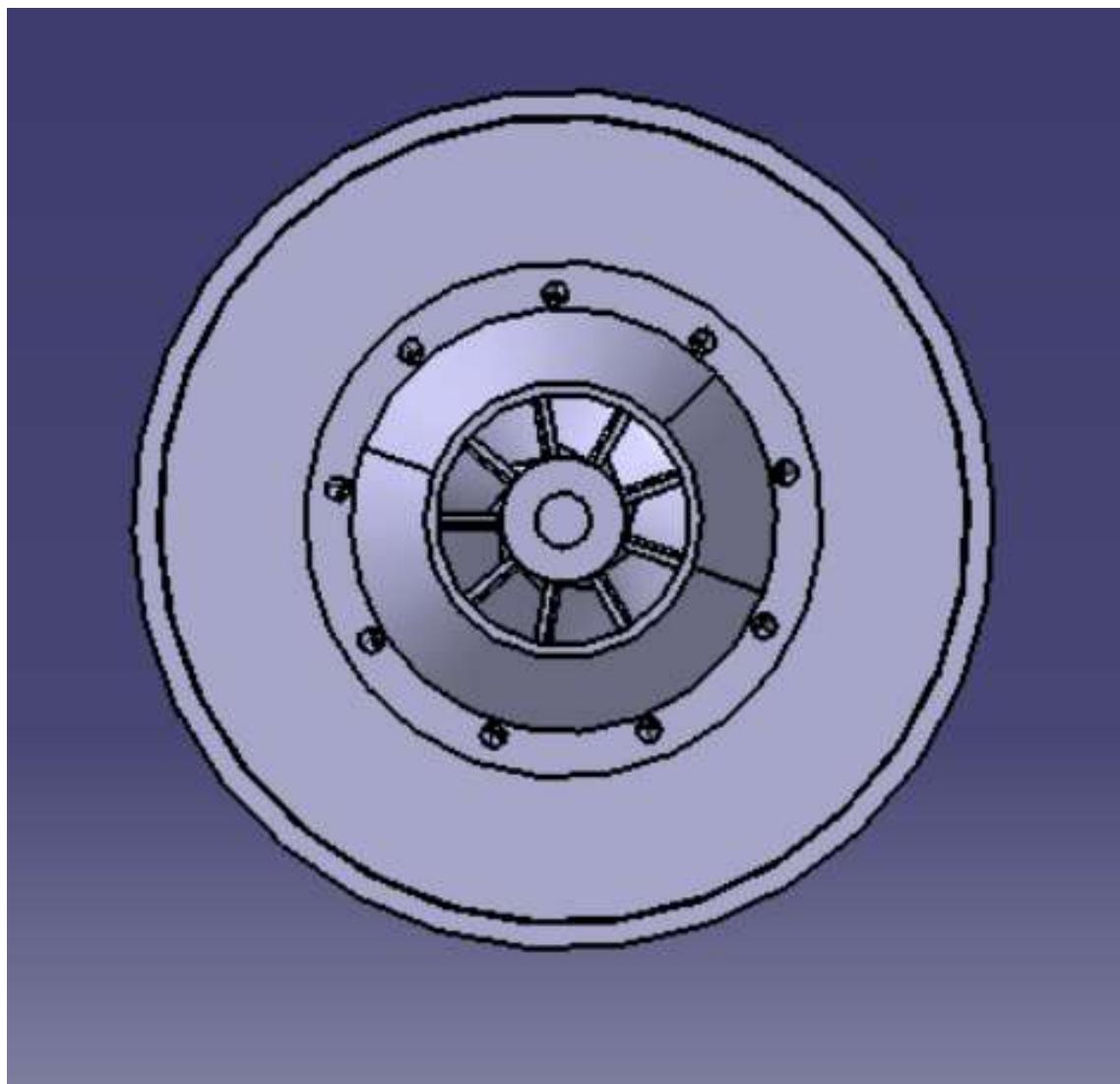


Figura C.4: "vista trasera del turbojet"

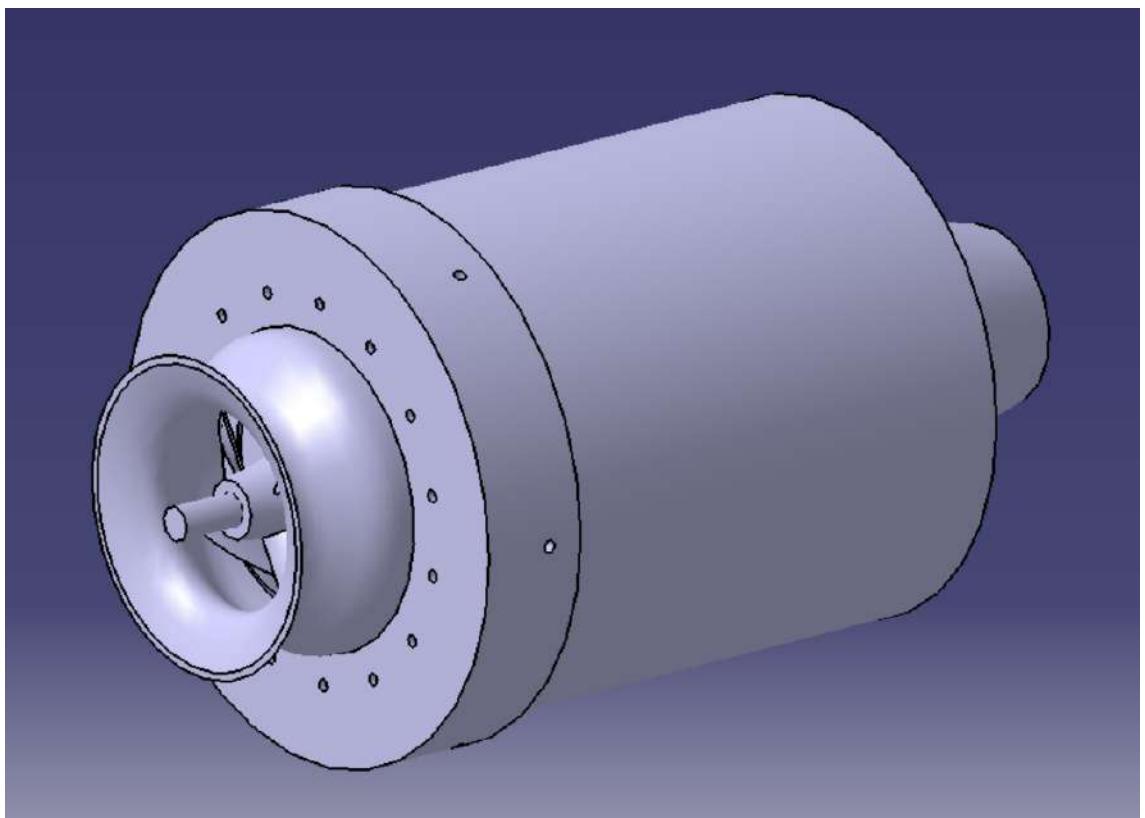


Figura C.5: "Vista isométrica del turbojet 3D 1"

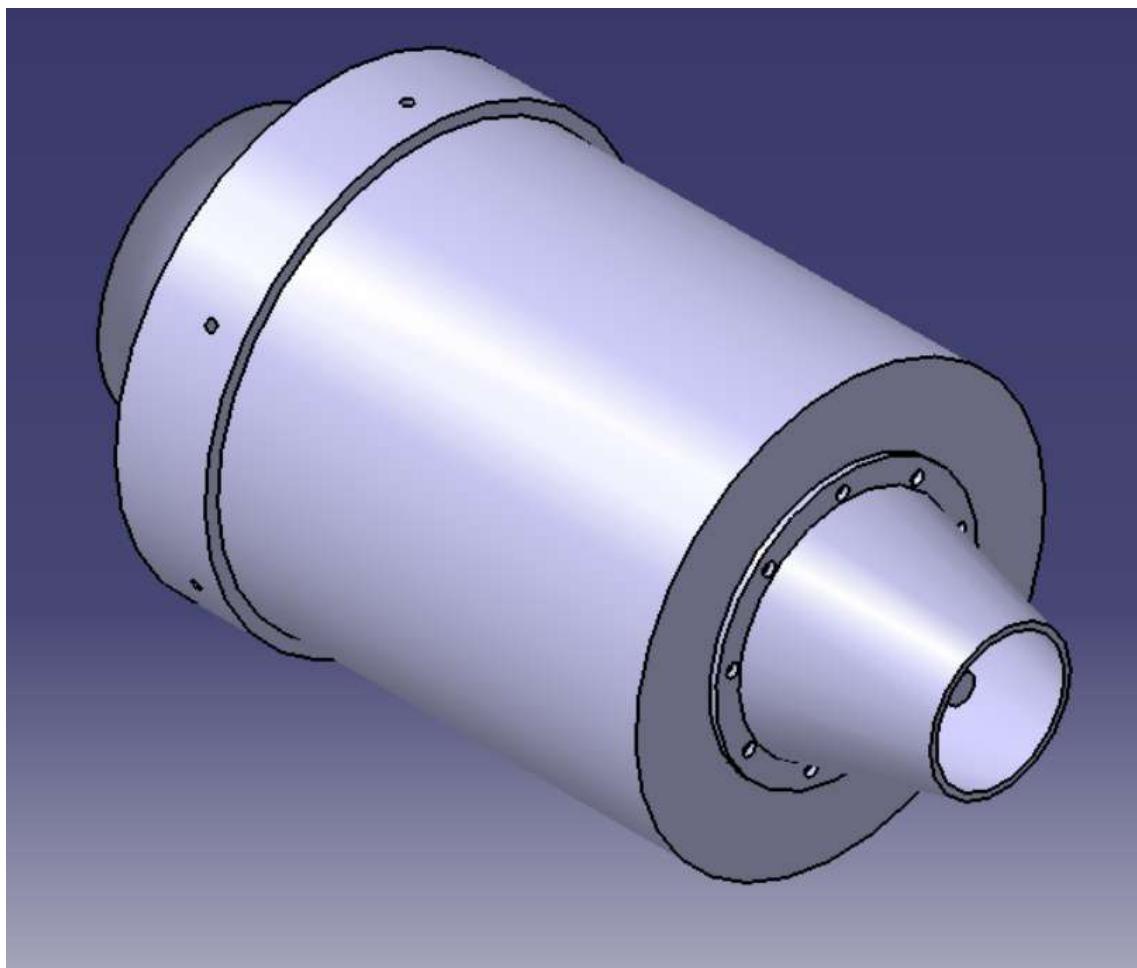


Figura C.6: "Vista isométrica del turbojet 3D 2"

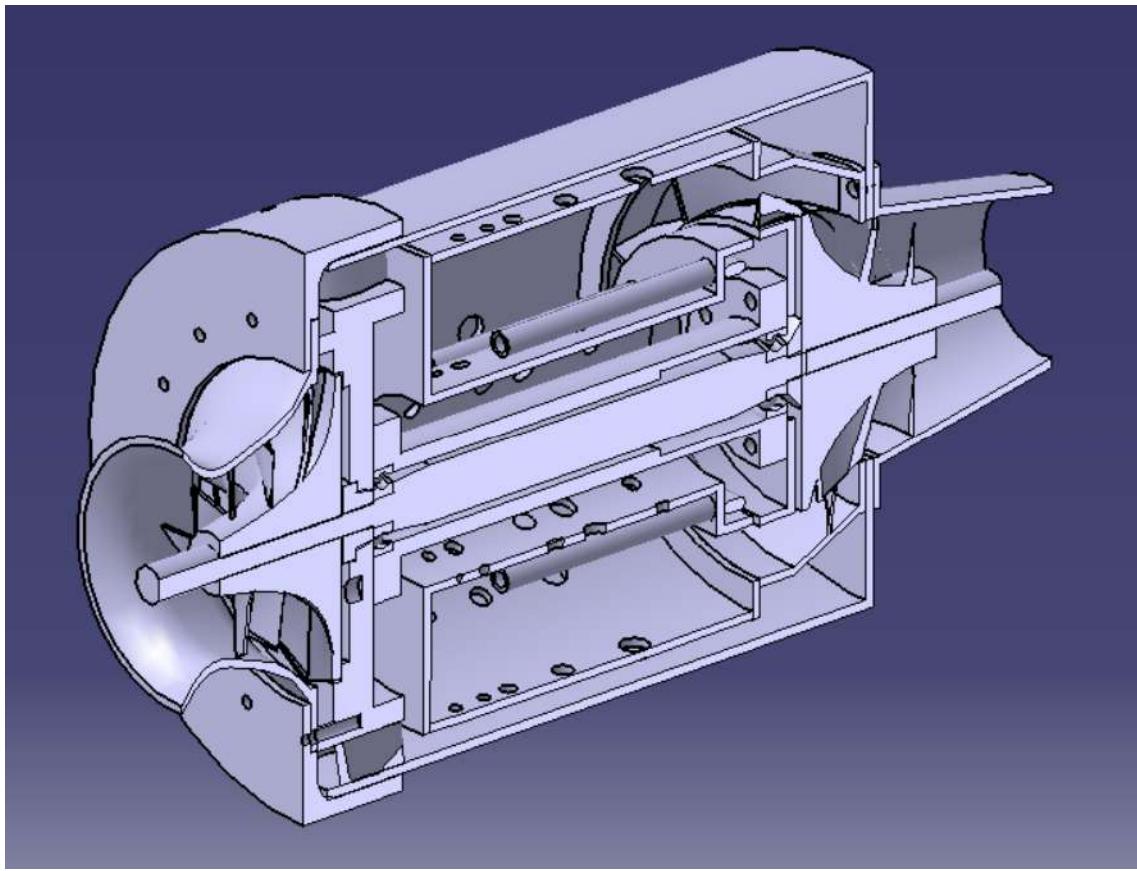


Figura C.7: "Vista isométrica de la sección media de turbojet 3D "

Apéndice D - Ciclo real del turbojet

Tabla 2 : Especificaciones técnicas del Turbo VZ21 [36]

	Type	RHF3	RHF4	RHF5	RHF55	RHF6	RHE61	RHE62	RHE7	RHE8
Air Flow Rate (at: $\pi_c=2.0$)	m ³ /min ft ³ /min	0.75~6.3 26.5~222.5	1.0~9.4 35.3~332.0	1.4~10.8 49.4~381.4	2.4~13.5 84.8~476.8	3.1~16.5 109.5~582.7	3.3~17.5 116.5~618.0	4.5~20.0 158.9~708.3	5.5~24.0 194.2~847.6	7.0~30.0 247.2~1095
Maximum Pressure Ratio		2.7	27	2.8	3.0	3.0	3.3	3.3	3.3	3.3
Maximum Speed	X 10 ³ rpm	250	190	180	168	140	140	131	120	107
Maximum Allowable Gas Temperature	°C °F	950 1742	950 1742	950 1742	950 1742	750 1382	750 1382	750 1382	750 1382	750 1382
Weight (without waste-gate valve)	kg lb	(1.9) (4.2)	(2.6) (5.7)	(3.2) (7.1)	(5.1) (11.2)	(6.7) (14.8)	7.8 17.2	10.5 23.2	(11.4) (25.1)	(15.0) (33.1)
Diesel Engine Application	Ps	20~100	46~130	54~154	85~200	100~40	50.260	70~300	80~360	105~450
Gasoline Engine Application	Ps	27~135	62~177	73~208	115~270	135~322				
External Dimensions	A	135	167	170	207	223	238	253	231	251
	B	22	37	27	43	43	47	45	50	52
	C	133	163	167	201	222	234	245	263	270
	D	88	102	110	124	124	136	146	161	175
	E	58	65	70	75	75	78	76	86	95
	F	65	74	80	102	102	100	125	120	130
	G-1 with Waste-Gate Valve	162	180	211	237	237	256	291		
	G-2 without Waste-Gate Valve	(136)	(155)	(167)	(200)	(196)			(246)	(265)
	H-1 with Waste-Gate Valve	135	125	138	156	156	175	186		
	H-2 without Waste-Gate Valve	(127)	(125)	(138)	(156)	(156)			(195)	(215)

Se realiza un análisis del ciclo real considerando que el compresor está girando a 200000 r rpm. De la tabla 2, se obtuvo una relación de compresor π_c de 2.2 con una tasa de flujo másico de aire, m_a , de 0.1047 kg/s.

Parámetros asumidos:

M_0	0.05
V_r	$17 \cdot 35944 \text{ m/s}$
R	0.287 kJ/kgK
P_r	101.325 kPa
T_r	300 K
γ_c	1.4
γ_t	1.333
c_{pc}	$1 \cdot 005 \text{ kJ/kgK}$
c_{pt}	$1 \cdot 148 \text{ kJ/kgK}$
T_{04}	873.15 K
FHV	46300 kJ/kg [29]
η_i	0.7
η_c	0.7
π_c	2.2
λ	0.8
η_b	0.9
$\% \Delta P_c$	2
η_t	0.8
η_n	0.8

Diseño y Fabricación de un motor a reacción mini

- Entrada

$$\begin{aligned} P_{02} & \quad 101.4492 \text{ kPa} \\ T_{02} & \quad 300.15 \text{ K} \\ \pi_i & \quad 1.001226 \end{aligned}$$

- Compresor

$$\begin{aligned} P_{03} & \quad 223.1882 \text{ kPa} \\ T_{03} & \quad 408.4893 \text{ K} \\ Q_c & \quad 11.39 \text{ kJ/s} \end{aligned}$$

- quemador

$$\begin{aligned} P_{04} & \quad 218.7244 \text{ kPa} \\ f & \quad 0.01455321 \end{aligned}$$

- Turbina

$$\begin{aligned} P_{05} & \quad 147.534 \text{ kPa} \\ T_{05} & \quad 791.3519 \text{ K} \\ W_t & \quad -9.824 \text{ kJ/s} \end{aligned}$$

- Verificación de Presión Crítica de la Boquilla

$$\begin{aligned} P_{06}/P_c & \quad 2.196106 \text{ kPa} \\ P_{06}/P_a & \quad 1.456047 \text{ K} \end{aligned}$$

$$P_{06}/P_c > P_{06}/P_a \text{ (No estrangulado)}$$

$$\begin{aligned} V_7 & \quad 22.17492 \text{ m/s} \\ T_{07} & \quad 577.1850 \text{ K} \end{aligned}$$

Parámetros de rendimiento del motor a chorro

$$\begin{aligned} Specific \ Thust & \quad F/\dot{m} \quad 5 \cdot 138204 \text{ Ns/kg} \\ TFSC & \quad 10.19647 \text{ kg/Nh} \\ \eta^{th} & \quad \text{Eficiencia Térmica } 0.1465787 \\ \eta_p & \quad \text{Eficiencia Propulsiva } 0.88348601 \\ \eta^o & \quad \text{Eficiencia Global } 0.1319971 \end{aligned}$$

