



UNIVERSIDADE DA BEIRA
INTERIOR Engenharia

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

Covilhã, Febrero de 2020

Agradecimientos

Hay muchas personas, sin cuya ayuda, esta disertación no habría sido posible. En primer lugar, mi mayor agradecimiento a mi familia, que me apoyó durante estos cinco años. Su ayuda y aliento, ciertamente, 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 siguiera el camino correcto. Además, la paciencia que el Profesor demostró a lo largo de este proyecto, con 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 de gas comenzó a ser estudiado y desarrollado mucho antes. Sin embargo, con la evolución de los tiempos, las turbinas de 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. Aunque el detalle pueda ser pequeño, el efecto en el rendimiento general es considerable.

Hasta tiempos recientes, estos pequeños motores fueron desarrollados sin un papel significativo en la industria aeronáutica, siendo utilizados solo para aeromodelos. No obstante, debido a la evolución en la ciencia, estos motores comienzan a ser estudiados y preparados para integrarse en Vehículos Aéreos No Tripulados, UAV, 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 turbo modelo I HI RHB31 VZ21. Para entender cómo se lleva a cabo el diseño con el dimensionamiento adecuado, se prosiguió con el estudio de todos los componentes presentes en un turbojet, en paralelo con las áreas fundamentales relativas al funcionamiento del turbojet, por ejemplo, ciclos termodinámicos. Al final de un estudio general del turbojet, el autor avanzó hacia la fase de diseño, en la cual el proceso de dimensionamiento comienza con base en la información contenida en varias 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 por una razón de diámetros de compresores. En resumen, 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 en los restantes componentes, producidos por el Sr. Thomas Kamps, permitiendo llegar a las medidas para esta turbina de gas, respetando lo recomendado. Se obtuvieron las dimensiones de la cubierta 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 guía para el flujo, boquilla de los gases de escape y, por último, la envoltura externa. 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 un diseño como absoluto.

El proceso de fabricación del turbojato se llevó a cabo una vez que el proceso de diseño fue concluido. 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, siendo posteriormente mecanizado para adquirir las formas exigidas según el diseño establecido. La mayoría de los componentes fueron producidos con hojas de chapa 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 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.

Infelizmente, la fabricación del difusor y la cubierta del compresor no fue posible, siendo que

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 ejecutó con la calidad exigida, incluso habiendo aumentado el espesor 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 reacción.

Palabras clave

Modelo de Turbojato, Mini-turbojet, Ciclos termodinámicos, Diseño, Dimensionamiento, CATIA V5R18, Proceso de manufactura.

Resumen

El desarrollo y la producción de motores pequeños con un sistema de propulsión a chorro es relativamente reciente, teniendo en cuenta que este tipo de turbina de gas comenzó a estudiarse y desarrollarse muchos años antes de la primera construcción de estos pequeños turborreactores. Sin embargo, con el paso del tiempo, las turbinas de gas se convirtieron en un desafío mayor, volviéndose cada vez más difíciles 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 pueda 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 a reacción modelo. Sin embargo, debido a la evolución de la ciencia, estos motores están siendo estudiados y preparados para integrarse en vehículos aéreos no tripulados, UAV, como su sistema de propulsión [1].

Esta disertación consiste en el desarrollo de un turborreactor, 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 turborreactor, en paralelo con las áreas fundamentales, respecto al funcionamiento de un turborreactor, como los ciclos termodinámicos. Al final de un estudio general del turborreactor, 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 por la relación de los diámetros del compresor. En resumen, en el libro de Mr. Thomas Kamps, el autor aconseja al principiante dividir el diámetro de su compresor por el compresor utilizado para el motor de Mr. Kamps. La relación de diámetros, o el factor de escala, se aplicó a los componentes restantes, producidos por Mr. Thomas Kamps, para obtener las medidas de esta turbina de gas, respetando las recomendadas. Se obtuvieron las dimensiones de la carcasa del compresor, la brida de entrada, el difusor, el eje, el alojamiento del eje, la cámara de combustión, el anillo de distribución de combustible, los álabes guía de tobera, la tobera de escape y, por último, la 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 V5R18. El diseño es un proceso empírico, que se revela como extremadamente difícil para considerar un diseño como absoluto.

El proceso de fabricación del turborreactor se ejecutó una vez concluido el proceso de diseño. 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, el cual se trabajó para adquirir la forma solicitada según el diseño establecido. La mayoría de los componentes se fabricaron con láminas de acero inoxidable, en las cuales se cortaron las piezas 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 carcasa del compresor no fue posible, ya que tenían dimensiones extremadamente pequeñas para ser producidas en el centro de mecanizado vertical de 5 ejes. Además, la soldadura aplicada a las piezas fabricadas no se ejecutó con la calidad requerida,

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 impidieron la fabricación de las partes del motor a reacción.

Palabras clave

Motor a reacción modelo, mini-turbojet, ciclos termodinámicos, diseño, dimensionamiento, CATIA V5R18, proceso de fabricación.

Contenido

1 Motivación y Objetivos	1
1.1 Motivación.1 1.2 Objetivos.2 1.3 Estructura del documento.2	
2 Revisión Bibliográfica	3
2.1 Revisión Histórica de las 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 Nociones Teóricas.8 2.2.2.2 Ciclo de Brayton.10 2.2.2.3 Análisis del Comportamiento del Ciclo.12 2.3 Componentes.18 2.3.1 Tobera 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 Tobera 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 Metodología 3	5
3.1 Dimensionamiento g Proceso .	35
3.1.1 Compresor.35 3.1.2 Brida de entrada.35 3.1.3 Carcasa 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 álabes guía de tobera.38 3.1.9 Turbina.39 3.1.10 Tobera de escape.39 3.1.11 Rodamiento, 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-turborreactor		43
4.2.1 Compresor		43
4.2.2 Brida de entrada		44
4.2.3 carcasa 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 álabes guía de tobera		51
4.2.9 Turbina		51
4.2.10 Tobera de escape, carcasa exterior y cojinetes		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		
torno.	58	
4.3.4 Proceso de soldadura fuerte.	59	
4.3.5 Proceso de soldadura.	60	
5 Conclusión		63
5.1 Inconvenientes.	63	
5.2 Trabajos futuros y recomendaciones.	64	
Bibliografía		65
Apéndices		69

Lista de figuras

2.1 Eolípila [5] .3 2.2 Estatorreactor [8] .5 2.3 Pulsojet [8] .5 2.4 Motor cohete [8] .5
2.5 Turborreactor [6] .5 2.6 Turbopropulsor [11] .6 2.7 Turboshift [12] .6 2.8
Turbofan [6] .6 2.9 Motor de alto bypass, 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 del
turborreactor [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 carrete [8] .22 2.23 Compresor axial de doble carrete [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 flujo radial en voladizo [27] .28 2.33 Turbina de flujo radial mixto [27] .
29 2.34 Tobera convergente-divergente.30 2.35 Modos de inyección de combustible
[29] .31 2.36 Turbocompresor, Patente de Alfred Büchi [32] .32 2.37 Componentes del
turbocompresor.32 2.38 Trabajo del turbocompresor[35] .32 2.39 Ejemplo de un
Mapa del compresor[34] .33 2.40 Mapa del compresor RHB31VZ21 [36] .34 3.1
Carcasa del compresor [29] .36 3.2 Difusor [29] .37

3.3 Perfil de álabes del difusor[29]	.37
3.4 Eje [29]	.37
3.5 Alojamiento del eje [29]	.37
3.6 Tubo de llama exterior [29]	.38
3.7 Tubo de llama interior[29]	.38
3.8 Tobera de escape [29]	.39
3.9 Procedimiento de diseño del difusor.	42
4.1 Operación del eje CAD del compresor.	44
4.2 Boceto de álabes CAD del compresor.	44
4.3 Vista CAD del compresor.	44
4.4 Vista CAD del compresor.	44
4.5 Vista frontal de la entrada.	45
4.6 Vista trasera de la entrada.	45
4.7 Vista lateral de la entrada.	45
4.8 Vista isométrica de la entrada.	45
4.9 Boceto de la cubierta del compresor.	46
4.10 Altura de los 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 Álabes en forma de cuña del difusor.	47
4.16 Perfil aerodinámico del álabes axial del difusor.	47
4.17 Vista isométrica del difusor.	48
4.18 Boceto del alojamiento del eje.	48
4.19 Boceto del eje.	48
4.20 Boceto del tubo de llama exterior.	49
4.21 Boceto del tubo de llama interior.	49
4.22 Vista isométrica del tubo de llama interior.	49
4.23 Vista isométrica del tubo de llama exterior.	50
4.24 Anillo de combustible.	50
4.25 Sistema NGV.	51
4.26 Vista del sistema de álabes guía de tobera.	51
4.27 Vista del sistema de álabes guía de tobera.	51
4.28 Boceto de operación del eje de la turbina.	52
4.29 Boceto de álabes de la turbina.	52
4.30 Vista isométrica de la turbina.	52
4.31 Boceto de la tobera de escape.	53
4.32 Vista isométrica de la tobera de escape.	53
4.33 Vista isométrica de la carcasa exterior.	53
4.34 Boceto de la carcasa del rodamiento.	53
4.35 Boceto de esferas de rodamiento.	53
4.36 Ejemplo de rodamiento 618/5.	54
4.37 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 simples.	56
4.41	Tubos de llama simples perforados.	56
4.42	Tobera 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	Álabes del sistema de álabes guía de tobera.	57
4.48	Base de la turbina.	58
4.49	Parte circundante y superior del sistema de álabes guía de tobera.	58
4.50	Alojamiento del eje.	58
4.51	Brida de entrada.	59
4.52	Eje.	59
4.53	Soporte del anillo de combustible.	60
4.54	Anillo de combustible.	60
4.55	Tobera 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 guía de tobera.	62
4.61	Parte interna del sistema de álabes guía de tobera.	62
B.1	Brida de entrada.	70
B.2	Carcasa del compresor.	71
B.3	Difusor.	72
B.4	Alojamiento 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 guía de tobera.	78
B.10	Carcasa exterior.	79
B.11	Tobera de escape.	80
C.1	"Cámara de Combustión".	81
C.2	"Vista frontal del turborreactor".	82
C.3	"Vista de la sección media del turborreactor".	82
C.4	"Vista trasera del turborreactor".	83
C.5	"Vista isométrica 3D del turborreactor 1".	84
C.6	"Vista isométrica 3D del turborreactor 2".	85
C.7	"Vista isométrica 3D de la sección media del turborreactor".	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 Especificaciones técnicas del Turbo VZ21 [36] .87

Nomenclatura

A	Área de sección transversal m^2	Velocidad del
Sonido m/sc	Capacidad Calorífica kJ/kgK .	
E	Potencia Total WF	Empuje NF/\dot{m}
Empuje	Empuje	
Específico $Ns/kgFHV$	Valor Calorífico del Combustible J/kg	
f	Relación Combustible-Aire h	Entalpía
Específica $J/kgKke$	Energía Cinética JM	
Número de Mach m	Masa $kg\dot{m}$	Tasa de Flujo Másico kg/s
pe	Energía Potencial JP	Presión Pa
Q	Tasa de Calor WR	Constante de Gas Real $kJ/kgKS$
Consumo Específico de Combustible mg/Ns	Temperatura KV	
Velocidad m/sW	Tasa de Trabajo $W\eta_p$	
Eficiencia Propulsiva γ	Relación de Capacidad Calorífica	
π	Relación de Presión ρ	Densidad $kg/m^3\tau$
Relación de Temperatura τ_λ	Relación Máxima de	
Entalpía de Estancamiento θ	Energía del Fluido en	
Movimiento J		

Subíndices

a	Aire	b
Quemador	c	
Compresor	cc	Cámara
de Combustión	f	
Combustible	in	Entrada
m	Mecánico	o
General	out	Salida
p	Presión Constante	
r	Condiciones de	
corriente libre	t	
Turbina	th	Térmico
v	Volumen constante	0
Total	1	Estado inicial
Estado final	2	

Lista de Acrónimos

CAD Diseño Asistido por Computadora CATIA Aplicación
Interactiva de Diseño Tridimensional Asistido por Computadora CC
Cámara de Combustión CNC Control Numérico FABLAB Laboratorio
de Fabricación NGV Álabes Guía de Tobera RC Radio controlado TSFC
Consumo Específico de Combustible por Empuje UAV Vehículo Aéreo
No Tripulado UBI Universidad de Beira Interior

Capítulo 1

Motivación y Objetivos

1.1 Motivación

El sueño de un humano de volar fue uno que nos intrigó y estuvo en nuestros pensamientos durante mucho tiempo. Comenzamos desde la observación de aves volando, hasta la invención de una cometa, el ornitóptero 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 llevaban a cabo estudios de sistemas de propulsión, porque entendimos que para tener un vuelo sostenible, debíamos tener una fuente de energía. Los motores de vapor fueron los primeros en ser creados, luego 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, materiales, estructuras y sistemas de propulsión para aeronaves. Todos ellos fueron sometidos a un intenso estudio e investigación hasta que llegamos a las aeronaves modernas, y, aun así, no dejamos de investigar para lograr más mejoras. Desarrollar las aeronaves modernas nos permitió cruzar continentes e interactuar con diferentes culturas. Además, para poder llegar a 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, permitiendo 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 mini-turborreactores que uno puede construir y mejorar.

Los motores a reacción de ajuste manual aparecieron recientemente y se conocen como mini-turbojets o motores a reacción 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 UAV's[1]. Estas turbinas de gas pueden aplicarse a un motor a reacción de modelo controlado por radio (RC).

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

1.2 Objetivos

El objetivo principal de esta tesis se concentra en el diseño y construcción de un turborreactor 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 obtenidos a lo largo del estudio del diseño de motores a reacción a pequeña escala.

El criterio de dimensionamiento encontrado en la literatura disponible fue adoptado por el autor. Este método se basa en datos empíricos, específicamente, diseños desarrollados hasta el momento. Esto fue de gran ayuda para obtener las medidas adecuadas para los principales componentes, 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 pequeño modelo de motor a reacción, para aplicaciones prácticas, de manera transparente, para ayudar al lector a producir su propio motor a reacción a pequeña escala.

1.3 Estructura del Documento

Todo el documento 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 y actual capítulo manifiesta la motivación del autor que precedió al desarrollo de esta tesis. Además, se presentan los objetivos y la organización del documento 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 turborreactor. 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 sobre 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, completados con 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 durante el desarrollo de esta tesis y las sugerencias para trabajos futuros.

Capítulo 2

Revisión Bibliográfica

2.1 Revisión Histórica de las Turbinas de Gas

Un primer concepto surgió en la época de Roma-Egipto, creado por Hero, o Héroe de Alejandría. La eolípila, el nombre de la invención de Hero, es una turbina de vapor radial, que combina dos toberas en lados opuestos, por donde sale el vapor de agua debido al vapor formado al hervir el agua dentro de una esfera, haciendo que el centro de la esfera gire, generando torque. Un ejemplo del motor de vapor se muestra en la figura 2.1.



Figura 2.1: Eolípila [5]

El principio físico de la reacción fue puesto en práctica en el siglo XIII por los chinos utilizando fuegos artificiales [6]. Tras tres siglos, en 1687, Sir Isaac Newton realizó 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. $Force = m \times g$, 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 la tierra aplica una fuerza igual a la piedra [7].

Estas leyes nos permitieron dar, con el tiempo, pasos importantes hacia las turbinas de gas. El primero fue dado en 1791, por John Barber, un inglés, que obtuvo una patente para el ciclo termodinámico de la turbina de gas, conocido como el Ciclo de Brayton, el mismo ciclo de las turbinas de gas actuales. Utilizando este ciclo, Hans Holzwarth desarrolló el encendido eléctrico 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 estatorreactor 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 las aeronaves [8].

Los motores de propulsión a reacción se lograron en 1930 cuando Sir Frank Whittle patentó el diseño de una turbina de gas centrífuga para la propulsión a reacción. 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 Joachin Pabst von Ohain, trabajando para la compañía de aviones Heinkel, quien creó un turborreactor impulsado 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 turborreactor 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 un turborreactor de flujo axial fue en Alemania, en el mismo año en que ocurrió el vuelo del motor de Whittle. El turborreactor 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, él sentó las bases de la moderna turbina de gas [8].

El sistema de propulsión a reacción fue y sigue siendo estudiado extensamente en busca de mejoras, con una futura aplicación exitosa en este tipo de motor. Solo años después de que el turborreactor se aplicara a una aeronave, comenzó a surgir la idea de reproducir el mismo motor a pequeña escala. La historia del mini-turborreactor 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 turborreactor a pequeña escala, abriendo puertas para los motores a reacción modelo pequeños o en miniatura [9]. Motores de Turbina de Gas para Aeromodelos, el libro de su autoría, explica cómo construyó el motor, el FD 3/64, que creó un punto de partida para los mini-turborreactores en el futuro. Esto permitió a otros mejorar el turborreactor 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 históricos de las turbinas de gas nos muestran el enorme y rápido desarrollo de este motor. Es un producto de una mezcla de varias áreas como la termodinámica, la mecánica, la aerodinámica y otras áreas, que aún se estudian al máximo para realizar mejoras. Solo después de entender estos campos, se piensa en la utilidad de una turbina de gas y, luego, se diseña, dependiendo de si se utiliza para una misión espacial, transporte aéreo o para situaciones de combate aéreo. Equipos de científicos, ingenieros y técnicos crearon turbinas de gas con diferentes formas de convertir y suministrar energía, según sus propósitos, como los motores de propulsión a chorro: cohete, athodyd, también conocido como estatorreactor, el pulso-reactor y el turborreactor, o motores a hélice: motor turbohélice, turbofan y turboshaft [8].

El estatorreactor, figura 2.2, está formado por una entrada divergente y un escape 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 se acelerarán a través de la sección de escape hacia la atmósfera [8].

Otro motor de propulsión a chorro relacionado, el pulso-reactor, figura 2.3, utiliza un conducto similar al del estatorreactor, pero más robusto debido a las mayores presiones 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-

Diseño y Fabricación de un motor mini-turborreactor

ando que el gas se expanda, 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 utiliza un combustible específico, descompuesto químicamente con oxígeno [8].

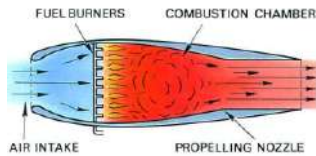


Figura 2.2: Estatorreactor [8]

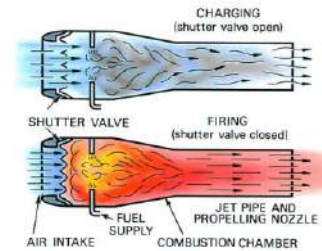


Figura 2.3: Pulsojet [8]

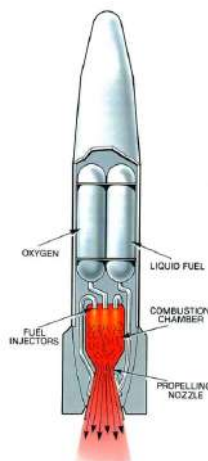


Figura 2.4: Motor cohete [8]

El turborreactor, mostrado en la figura 2.5, es la unión de un compresor, cámara de combustión y turbina, llamado generador de gas, con una entrada y tobera de escape. La tobera de escape añadida convertirá la mayor parte de la energía del flujo de aire en velocidad.

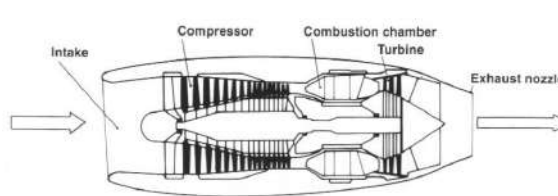


Figura 2.5: Turborreactor [6]

Con la combinación de hélice/turbina viene el ventilador canalizado, los propfans y los motores de derivación. En el motor turbohélice, 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 impulsa el compresor y la segunda turbina impulsará el

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

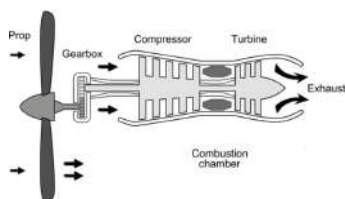


Figura 2.6: Turbopropulsor [11]

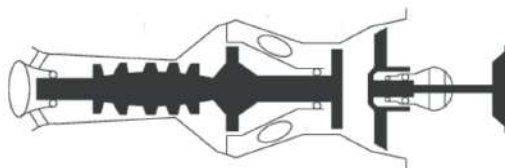


Figura 2.7: Turboshaft [12]

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 trabajo excedente del eje para accionar un compresor de baja presión, un ventilador. Tiene una eficiencia propulsiva menor en comparación con el turbopropulsor, cuando se operan a la misma velocidad de crucero y a velocidades más bajas. No obstante, 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 turborreactor. Estos valores se explican debido al flujo de aire desviado[6].

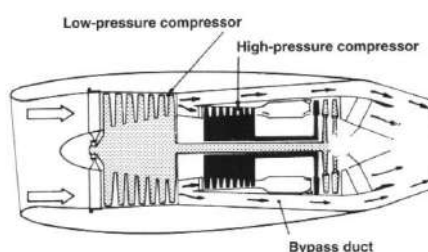


Figura 2.8: Turbofan [6]

Los motores de flujo de aire desviado 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 accionadas 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 se destina a la combustión, siendo luego los dos flujos de aire unidos 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 eficientemente en vuelos a gran altitud. El uso dominante de esta tecnología, en particular, los motores de alta relación de derivación, en los sistemas de propulsión de la aviación civil y 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 muestra en la figura 2.9.

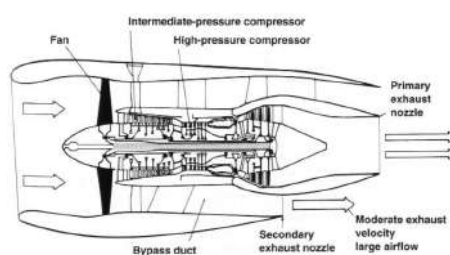


Figura 2.9: Motor de alto flujo desviado, Rolls Royce RB.211 [6]

El turborreactor es un turbofan más simple, lo que significa que no tiene un flujo de aire desviado. 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 los 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 los 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* por Çengel, Yunus A. y Boles, Michael A. y *Aerotermodinámica de turbinas de gas y propulsión de cohetes* por Oates, George C., capítulo 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 turborreactor. Posteriormente, se demuestran las ecuaciones de rendimiento de chorro para completar el análisis de un ciclo de motor turborreactor.

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 admisión de aire en el compresor, cuya función es aumentar la presión mediante la potencia mecánica del eje [6]. El aumento de presión tiene un efecto disminuido en el volumen del flujo de aire, elevando posteriormente la temperatura del aire [8]. El aire presurizado se descarga en la cámara de combustión, donde se añade y quema el combustible, elevando la temperatura a valores extremadamente altos. Mientras el gas se quema, 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 obligará a la rueda del compresor a girar 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, en la tobera 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 mantener:

- En la compresión, hay un aumento de presión con una consecuente disminución de volumen y un aumento de temperatura [8].
- En la combustión, se produce un aumento de temperatura, mientras que la presión permanece constante y el volumen aumenta [8].

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

El ciclo de trabajo de una turbina de gas se compara, generalmente, 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, a cada componente se le asigna la función correspondiente, resultando en una acción continua, en lugar de intermitente. Además, la combustión en un motor a reacción ocurre a presión constante, a diferencia del motor alternativo, donde el proceso de combustión tiene lugar en un espacio cerrado. Por lo tanto, el motor a reacción es capaz de operar con grandes masas de aire con componentes ligeros. En la etapa final, la fase de escape, los gases, expandidos por la turbina, salen por la tobera, 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 carreras inactivas, por lo tanto, se puede quemar más combustible en un período más corto. Dado que el motor turborreactor es un motor térmico, con más combustible quemado, mayor es la temperatura de la cámara de combustión, por lo tanto, 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 su fabricación sería un desafío serio [6].

A medida que el gas es expulsado de la tobera, se dispersará progresivamente hacia las condiciones ambientales, volviendo a su estado original. El retorno 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. Para que un proceso sea considerado reversible, debe combinar la reversibilidad interna y externa. Si los estados del gas pudieran restaurarse en una secuencia inversa, mientras un sistema se somete 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 sea considerado externamente reversible, los cambios atmosféricos que acompañan al proceso deben poder revertirse en secuencia. Sin embargo, el proceso reversible es imposible de lograr debido a los factores irreversibles, por ejemplo, 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 las relaciones termodinámicas se deriven para estimar la realidad [13].

2.2.2 Ciclo Termodinámico

2.2.2.1 Nociones 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 turborreactor.

- Proceso de Flujo Estable

Las turbinas de gas se construyen, generalmente, para operación continua, en la cual hay una aproximación de las condiciones en las que operan. Suponiendo que funciona bajo las mismas condiciones a medida que pasa el tiempo, el proceso se denomina proceso de flujo estacionario. Esto significa que las propiedades del fluido permanecen iguales durante todo el proceso. Fluyendo en un volumen de control, las propiedades del fluido pueden cambiar en diferentes puntos fijos pero permanecen iguales, desde

el inicio hasta el final. Como resultado, la masa, 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, afirmando que, considerando un volumen de control, la tasa total de masa que entra se iguala 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 inicio 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 una corriente única y uniforme, 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 total de energía, la energía permanece igual dentro de un volumen de control, indicando que no hay cambios en la potencia total. Esto simplifica el balance de energía al [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 de calor y trabajo se define por una transferencia de calor al 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 energía 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 combinar 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 desprecia la energía cinética y la energía potencial, definiendo la entalpía como la energía total del fluido. Sin embargo, cuando no se desprecia la energía cinética, generalmente, es apropiado convertir la energía cinética en entalpía del fluido, combinándolas en un término definido como entalpía específica de estancamiento o total, como se muestra 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 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 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]. Asumiendo el fluido como un gas ideal, la entalpía puede ser sustituida por el calor específico constante multiplicado por la temperatura, como se muestra en la ecuación 2.9.

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

Convirtiéndose,

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

Donde T_o indica la temperatura de estancamiento o total, es decir, 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 como temperatura dinámica [14].

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

$$\frac{P_o}{P} = \left(\frac{T_o}{T} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad [14] \quad (2.10)$$

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

2.2.2.2 Ciclo de 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 primer ciclo consiste en aire, a condiciones atmosféricas,

Diseño y fabricación de un motor mini-turborreactor

llevado al compresor que eleva la temperatura y presión del aire. El aire presurizado seguirá hacia la cámara de combustión, donde se mezcla con combustible, seguido por 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 tobera 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].

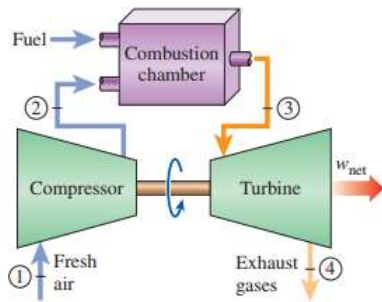


Figura 2.10: Ciclo abierto [14]

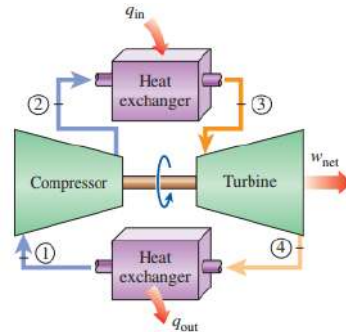


Figura 2.11: Ciclo cerrado [14]

Observando en el ciclo cerrado, el proceso de combustión fue sustituido por un aporte de 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 turborreactor corresponde a un ciclo de 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 de Brayton.

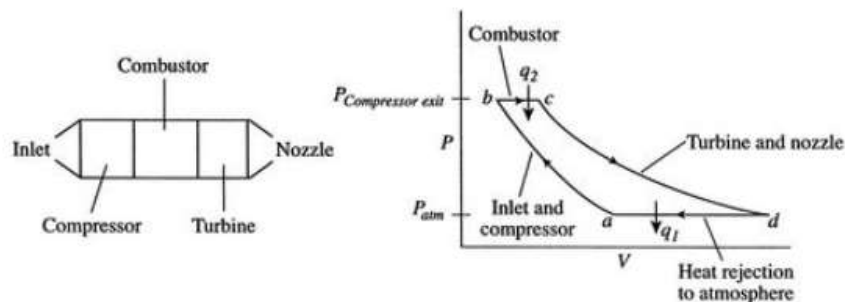


Figura 2.12: Componentes del motor a reacción y estados termodinámicos análogos [16]

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 el compresor, en un proceso isentrópico [16].
- b-c: Combustión del combustible a presión constante [16].
- c-d: En la expansión, el volumen aumenta junto con una disminución de la presión y la temperatura [16].
- d-a: Enfriamiento de 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, calculados después de 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].
- Se descarta la fuente externa de calor para la combustión y la masa de combustible [17].

Diseño

- Presión atmosférica y 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 del turborreactor se presenta en el Apéndice D.

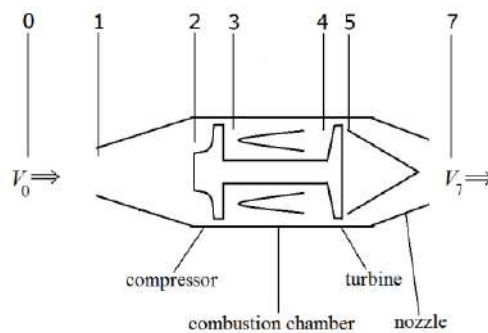


Figura 2.13: Numeración de estaciones del turborreactor [16]

Descripciones de estaciones

- 0: Corriente 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 tobera
- 7: Salida de la tobera

Análisis de Comportamiento Ideal de Componentes

Entrada(i)

Para el caso ideal, cuando el flujo atraviesa la entrada, se considera isentrópico. Esto hará que la inducción sea 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, consecuentemente, 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 a la salida del compresor se puede obtener utilizando la relación de temperatura y presión encontrada 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 ejecuta a presión constante, lo cual 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 de 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 calorífico del combustible y a la relación combustible-aire. Utilizando la ecuación 2.19, se puede relacionar con la relación de temperatura, ecuación 2.20.

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

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 antes, 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 caso de que el ciclo sea ideal, la etapa de expansión se considera un proceso isentrópico. Por lo tanto, la turbina no tiene pérdidas, haciendo un uso completo del 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.

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

Donde,

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

And,

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

- Tobera (n)

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

Diseño y Fabricación de un motor mini-turboreactor

la presión y temperatura totales, ecuación 2.26, de la tobera 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
reacción

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

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

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

Sin embargo, es frecuente limitar el diseño con respecto a 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, pueden ahora obtenerse.

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

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

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

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

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

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

Análisis de 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, admisión y tobera de salida, escape. Además, los componentes se consideran irreversibles, pero adiabáticos. Por lo tanto, se asumen eficiencias isentrópicas para la entrada, compresor, turbina y tobera [11].

Entrada

En la entrada, cuando el aire se canaliza hacia el compresor, hay una reducción de la presión total desde la presión de la corriente libre. Esto ocurre debido a la fricción durante la admisión. En consecuencia, la temperatura aumenta siendo más alta que en el caso ideal, lo cual está condicionado por la eficiencia de 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, 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, la asociación con la eficiencia isentrópica del compresor, η_c [11]. Dado que este es un ciclo real, la compresión del aire sufre pérdidas a lo largo del camino debido a la fricción, 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]. Entonces, 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 a la salida del quemador, ecuación 2.39, es,

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

La temperatura de salida de la turbina está predeterminada para respetar las limitaciones del material. Por lo tanto, la relación combustible-aire, 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. Por lo tanto, la eficiencia de la turbina está vinculada a la expansión, en la cual 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 del 75% al 85% [11].

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

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

- Tobera

En esta etapa, se introduce una presión crítica para verificar si la tobera 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 tobera no está estrangulada. La velocidad de escape se calcula a partir de la ecuación 2.44.

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

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

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

Si $\frac{P_{06}}{P_{crit.}} < \frac{P_{06}}{P_{0r}}$, la tobera 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 de consumo específico de combustible por 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 de cada componente, así como los diferentes tipos y sus funcionalidades.

2.3.1 Tobera de Entrada

La tobera de entrada es como un filtro de aire para el compresor. En otras palabras, cuando el aire se dirige hacia el compresor, la tobera de entrada es responsable de asignar y controlar el flujo de aire, es decir, proporcionar la cantidad necesaria de flujo de aire al motor. Antes de que el flujo de aire entre suavemente en el compresor, la tobera de entrada realiza su tarea proporcionando 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 pertenecientes a un turborreactor [6].

El desarrollo de la tobera de entrada es un estudio extenso y aplicación de las leyes de dinámica de fluidos para 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 inferior a 1.0, opera en una condición subsónica y, si el número de Mach es superior a 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 pistón 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 tobera 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 es, más arriesgado se vuelve, debido a que la velocidad en el borde podría exceder la velocidad del sonido en esa zona, poniendo en peligro las aspas debido al aumento consecuente de la velocidad del flujo añadido por el lado de barlovento de la entrada de aire. Un ejemplo de vórtice es el vórtice de suelo.

Diseño y fabricación de un motor mini-turborreactor

Puede desarrollarse como resultado de la colocación del motor bajo 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 borde bien redondeado, como se muestra en la figura 2.14, para evitar la separación del flujo, resultando en un borde más grueso en comparación con un borde afilado para un flujo de aire supersónico. En cuanto a la sección transversal de la 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 a la salida del compresor y la entrada del compresor. El tercero, la tasa de flujo de aire, se refiere al volumen de flujo de aire que el compresor es capaz de procesar en un tiempo determinado. Estos tres parámetros están interrelacionados y juegan un papel importante en el rendimiento del compresor. Por ejemplo, la relación de presión del compresor está directamente conectada al empuje, al consumo de combustible y a la eficiencia del motor [6].

2.3.2.1 Centrífugo

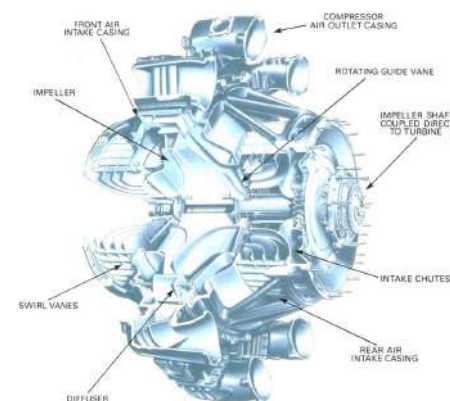


Figura 2.17: Compresor centrífugo [8]

Este compresor, figura 2.17, tiene un impulsor rotativo para acelerar el aire y un difusor fijo, que produce el aumento de presión requerido. El impulsor gira a alta velocidad, induciendo continuamente el aire hacia su centro, generando un flujo de aire radial orientado por álabes 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 que la presión aumente [8]. A la salida del impulsor, el aire pasa por un espacio sin álabes seguido de un difusor con álabes constituido por álabes tangentes al impulsor que convierte 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.

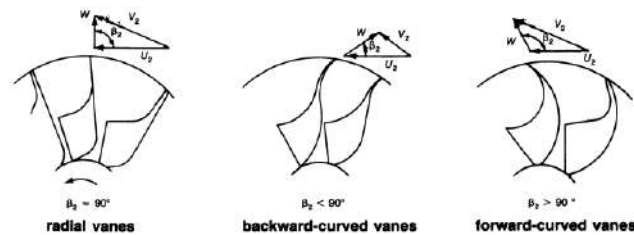


Figura 2.18: Tipos de impulsor [27]

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.

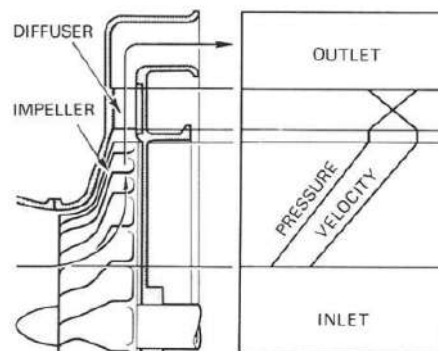


Figura 2.19: Evolución de la presión y la velocidad a lo largo del sistema impulsor-difusor [27]

Este compresor es una opción para turbinas de gas más pequeñas porque es más simple, tiene un bajo costo de fabricación, 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>	<ol style="list-style-type: none"> 1. Reasonable compromise between low energy transfer and high absolute outlet velocity 2. No complex bending stress 3. Easy manufacturing 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Surge margin is relatively narrow
<i>Backward-curved vanes</i>	<ol style="list-style-type: none"> 1. Low-outlet kinetic energy = low-diffuser inlet mach number 2. Surge margin is wide 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Low-energy transfer 2. Complex bending stress 3. Hard manufacturing
<i>Forward-curved vanes</i>	<ol style="list-style-type: none"> 1. High-energy transfer 	<ol style="list-style-type: none"> 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 diseños de motores para los aviones actuales porque puede entregar altas relaciones de presión y altas tasas de flujo másico 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, por lo tanto, aumentan la presión estática y evitan que el flujo se enrosque [28]. Actuando como enderezadores de aire que eliminan el remolino, los álabes 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 entrar en pérdida [17]. La presión y la velocidad a lo largo del compresor axial se demuestran en la figura 2.21.

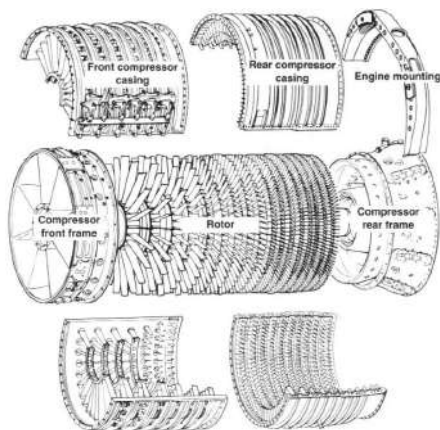


Figura 2.20: Compresor axial [6]

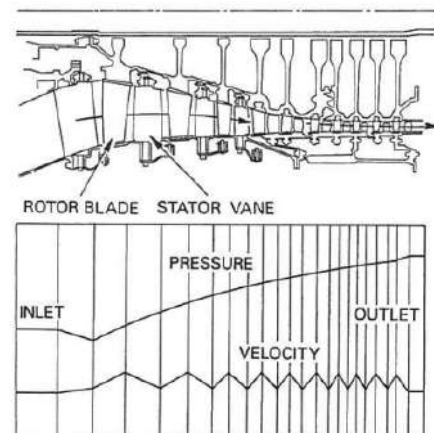


Figura 2.21: Cambios de presión y velocidad en un compresor axial [8]

Una fila de un rotor, con una fila de álabes de estator se llama etapa. Cada etapa tiene un aumento de presión bajo. El aumento es pequeño debido al ángulo de deflexión de las palas, y la tasa de difusión debe limitarse para evitar la separación del aire en las palas que podría ser seguida por una pérdida de sustentación 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 construirse para tener múltiples etapas, que,

al compararlo con el compresor centrífugo con la misma área frontal, obtiene relaciones de presión más altas, logrando 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 las corrientes de aire fluyen en una dirección uniforme hacia la turbina [8].

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

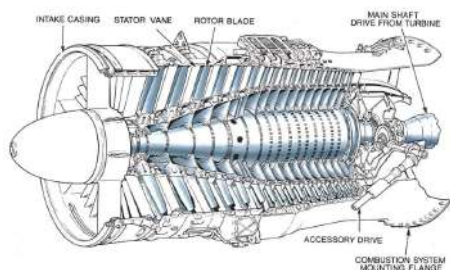


Figura 2.22: Compresor axial de un solo carrete [8]

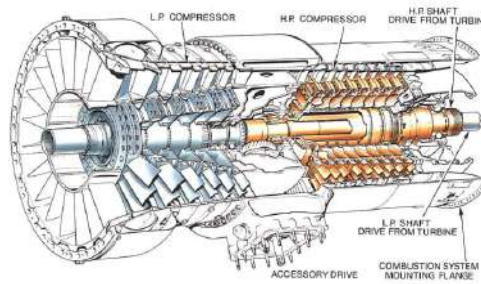


Figura 2.23: Compresor axial de doble carrete [8]

Si el compresor gira a una velocidad óptima, alcanza relaciones de presión más altas. Con valores altos de relación de presión, se mejora la eficiencia del combustible, pero tiene limitaciones. La carcasa tiende a expandirse y distorsionarse, haciendo necesario un compresor con una carcasa más pesada para soportar las tensiones de 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 álabes o sin palas. El espacio anular sin palas es fácilmente producible y podría ser eficiente. Dado que no tiene álabes, el ángulo correcto de las palas no se convierte en una preocupación con la consecuencia de romper el flujo. Sin embargo, el difusor sin palas no sería la elección 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 de 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 romperse [29].

El difusor con álabes puede tener los álabes guía curvados en la dirección de rotación del compresor, curvados en la dirección opuesta o incluso palas que se ensanchan, formando cuñas gruesas que pueden ser perforadas. Estas últimas permiten la fijación de pernos sin interferir 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, estos tipos de difusor poseen 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].

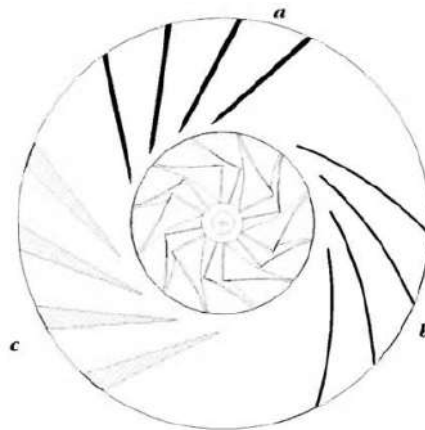


Figura 2.24: Tipos de difusor [29]

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 el combustible se quema después de mezclarse 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 una corriente [6]. Para que el aire sea uniformemente

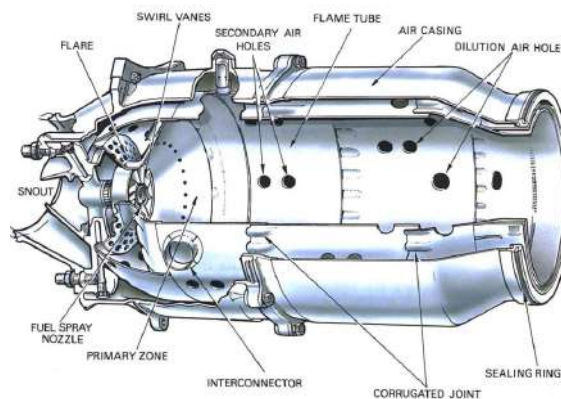


Figura 2.25: Cámara de Combustión [8]

calentado, debe haber un control de temperatura en el momento de la combustión y un 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 se lleva a cabo la quema de combustible) de la Cámara de Combustión, a través de alabes de remolino para estimular la recirculación del gas caliente y pequeños orificios del disco que soportan el generador de remolino. Esta recirculación es creada por los alabes de remolino, que pertenecen a una parte completa designada como boquilla, 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, uniéndose al gas caliente para reducir la temperatura antes de que llegue a la turbina [8].

En los orificios de aire secundarios, el aire atraviesa las paredes externas e internas del tubo de llama, ingresando después de que el flujo adyacente pasa la zona primaria. La unión de estas dos corrientes 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 funcionamiento adecuado del material, la cámara de combustión fue diseñada 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 espacio en el tubo de llama, de modo que el flujo de aire enfríe las paredes del tubo de llama evitando que se sobrecaliente. En promedio, para fines de enfriamiento se utiliza el 40 por ciento de un total del 60 por ciento de aire que no se usa para la combustión [6]. Luego, otro 20 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.

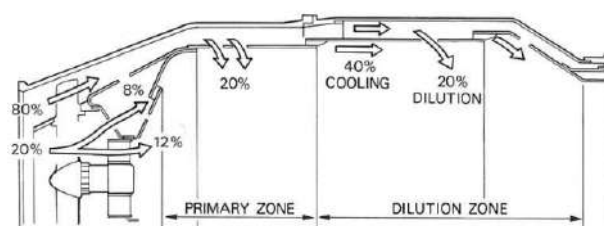


Figura 2.26: Distribución del aire dentro del quemador [8]

Tipos de cámaras de combustión

- 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 necesario el encendido en uno o dos quemadores. Creando una llama que se extiende 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.

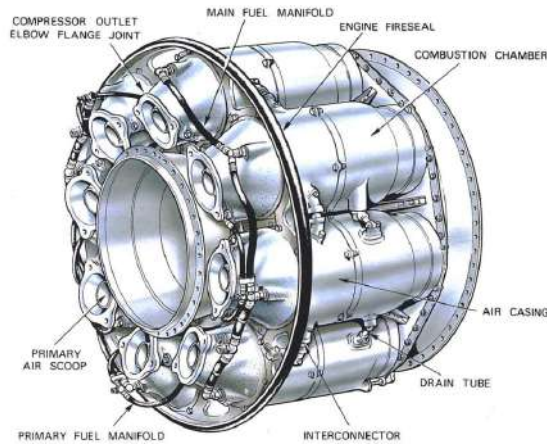


Figura 2.27: Cámara de combustión múltiple [8]

- Cámara de combustión tubo-anular o can-anular

Surgió como un término medio entre el tipo-can y la cámara anular, mejorando los defectos de cada uno y 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].

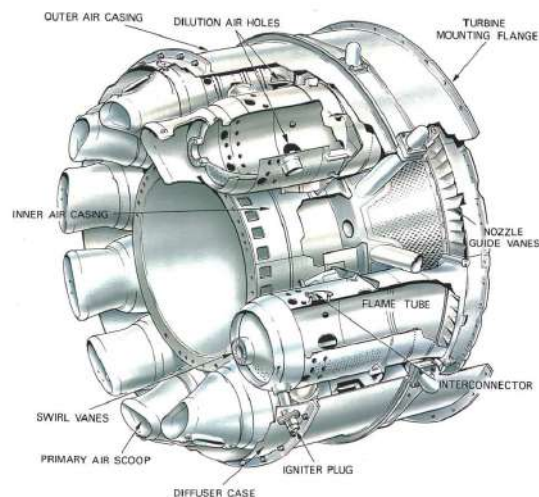


Figura 2.28: Cámara de combustión tubo-anular [8]

- Cámara de combustión anular

Es un único tubo de llama, 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].

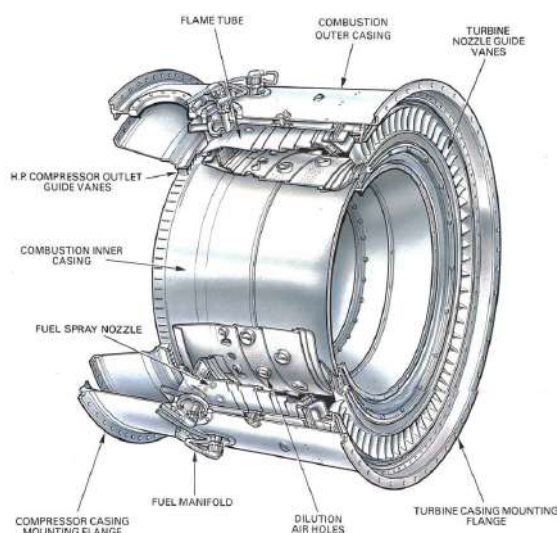


Figura 2.29: Cámara de combustión anular [8]

2.3.5 Turbina

La turbina es un componente principal para el generador de gas, que impulsa el compresor. Es prioritario en su funcionalidad extraer la energía contenida en el gas caliente, que proviene de la combustión, absorbiendo la energía en el 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 suficientemente rápido como para impulsar el compresor en forma de potencia mecánica del eje, lo cual es posible 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 flujo másico. Este tipo de turbina se caracteriza por un conjunto de un estator y un rotor, en ese orden respectivo. Un estator es una tobera estacionaria con álabes guía de una sección de perfil aerodinámico que ajusta el flujo desde la cámara de combustión hacia la turbina al enderezar la trayectoria del flujo, acelerando el gas y creando un efecto de tobera, de ahí su nombre. Le sigue una rueda giratoria que utiliza la energía cinética para crear movimiento [8].

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

Para ser una turbina eficiente, su diseño y desarrollo deben estar de acuerdo con 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 deben añadirse 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 carretes del compresor. Por ejemplo, los motores con alta relación de compresión suelen tener dos ejes para accionar el compresor de baja y alta presión [6].

El movimiento de rotación 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 velocidades de las palas, son las superaleaciones a base de níquel debido a su alta resistencia al creep y su resistencia a altas temperaturas [30]. Aun así, se están haciendo esfuerzos para prevenir y gestionar 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 juego en la punta [6].

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

La turbina de impulso, mostrada en la figura 2.30, es similar a una rueda hidráulica que extrae energía del flujo de gas por el impacto del gas en los álabes de la turbina. El gas fluye a través de los álabes guía de tobera 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].

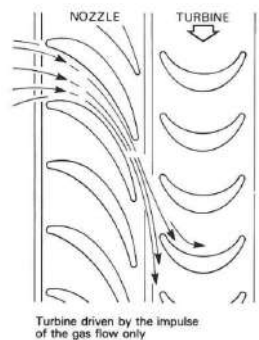


Figura 2.30: Turbina de impulso [8]

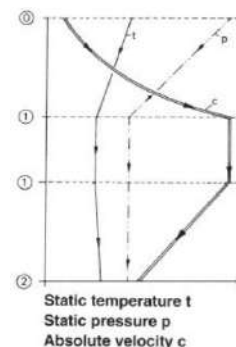


Figura 2.31: Variación de propiedades a lo largo de [8]

Observando la figura 2.31, hay tres fases distintivas. Cuando el gas entra en los álabes guía de tobera, correspondiente a la fase de cero a uno, sufre una disminución de presión y temperatura con un aumento de velocidad. Posteriormente, a lo largo de la fase uno, cuando el gas sale de los álabes guía de tobera y alcanza las palas del rotor, la temperatura, presión y velocidad son constantes. Luego pasa al recorrido de las palas del rotor, fase de 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 está en las palas del rotor. En otras palabras, el recorrido de las palas del rotor, debido al diseño de la pala, crea un efecto de tobera, 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, haciendo que el rotor gire [8].

La constricción en las secciones transversales del camino del flujo causa el efecto de tobera 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 motor a reacción en vuelo, a finales de 1930, hasta la utilidad de los turbocompresores, la turbina de flujo 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 varias etapas. Sin embargo, en términos de eficiencia, este tipo de turbina pierde frente al tipo axial, que es la principal razón por la que el tipo axial se aplica principalmente a motores de aeronaves [27].

La turbina de flujo radial se divide en dos tipos:

- Turbina de flujo radial en voladizo

Esta turbina, observada en la figura 2.32, es similar a una turbina de baja reacción o de impulso debido a la falta de aceleración del flujo a través de la turbina. Se caracteriza por no usar ángulos de entrada radiales y tener álabes en voladizo bidimensionales. Los valores de baja eficiencia y las complicaciones de fabricación son la razón de su raro uso [27].

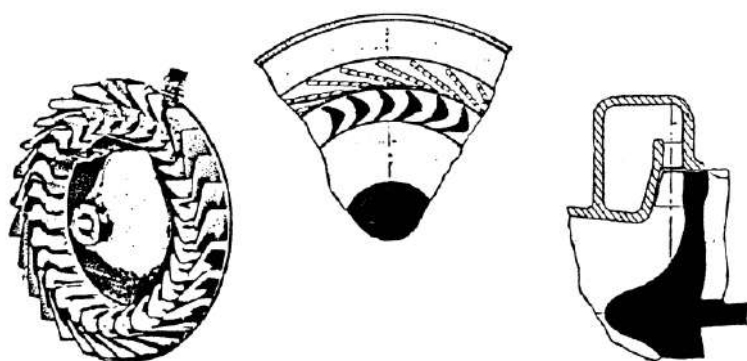


Figura 2.32: Turbina de flujo radial en voladizo [27]

- Turbina de flujo radial mixto

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

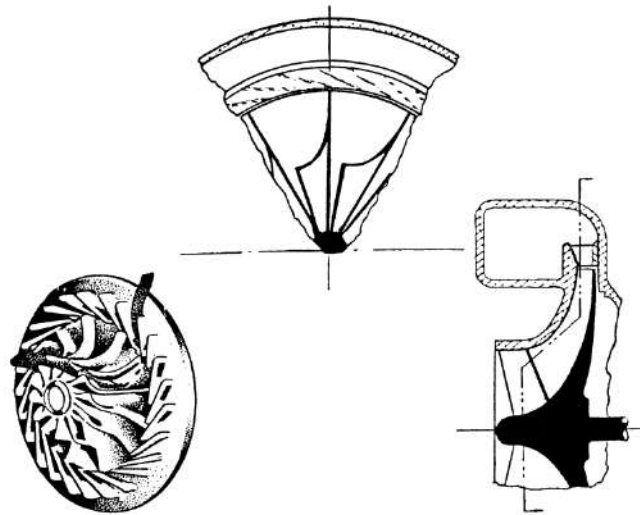


Figura 2.33: Turbina de flujo radial mixto [27]

2.3.6 Tobera de escape

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

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

- Tobera 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 tobera que la presión ambiente, descargando el flujo hasta que alcanza la presión ambiente, donde el gas se expandirá completamente. Si esta tobera descarga a velocidad sónica, donde la tasa de flujo másico es máxima, se considera que la tobera está estrangulada. Se aplica principalmente en aviones comerciales y militares de alto subsónico [6].

- Tobera divergente

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

- Tobera convergente-divergente

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

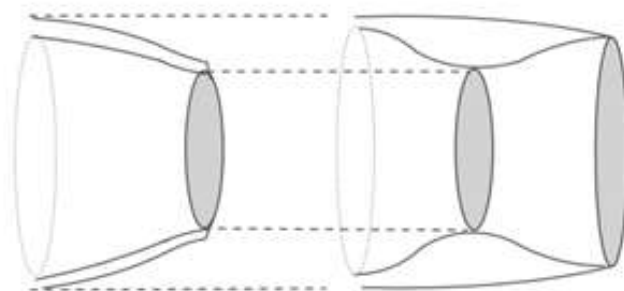


Figura 2.34: Tobera convergente-divergente

2.3.7 Sistema de combustible

2.3.7.1 Combustibles

Seleccionar el combustible adecuado para un turborreactor de pequeño tamaño depende de la máxima energía 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 combustible de aviación, gas propano y butano. Si es posible, el uso de combustible de aviación tipo cuatro queroseno y gasolina son las mejores opciones para el proceso de combustión. La fuerte presencia de hidrocarburos volátiles en estos dos combustibles los coloca como 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 estación de servicio [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 reacción de tamaño pequeño son los combustibles gaseosos, particularmente, propano o butano. Además de estos gases, se podría considerar el uso de metanol, aunque su baja densidad energética juega en su contra para su selección. La bomba de combustible para este tipo de combustible es prescindible ya que el gas presurizado fluye a través del motor espontáneamente [29]. De los tipos de combustibles gaseosos mencionados, el propano se considera más adecuado para pruebas estáticas o trabajos de desarrollo [10]. A pesar de los beneficios, este gas requiere un tanque de presión con el doble de volumen para la misma masa de combustible diésel, debido a su baja densidad energética [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	Methanol
Density [kg/l]	0.85	0.76	0.804	0.76	0.5 ⁽¹⁾	0.79
H _{hi} [MJ/kg]	42.8	42.5	43.3	>42.6	46.3	19.5
Boiling Range (°C)	190-334	80-130	160-260	60-240	-42	65
Fuel tank Capacity (ml)	880	990	920	990	1,380	2,080
(5 Minutes, 30 N Thrust) ⁽²⁾						
Flammability/Fire Hazard	Low	High	Low	High	Very High	High
Price (£/l)	0.8	1.05	1.2	?	0.7	0.6

(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 realizar mediante atomización o vaporización del combustible. La primera es una técnica comúnmente utilizada en aviones 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, por 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 con gancho. El aspecto beneficioso de este sistema es que el combustible se mezcla con el aire antes de entrar en la zona de combustión. Desafortunadamente, la efectividad de este método solo puede confirmarse mediante experimentos sistemáticos, por ejemplo, si el vaporizador se extiende demasiado, la temperatura tiende a subir [29]. Los tipos de inyección de combustible se pueden ver en la figura 2.35.

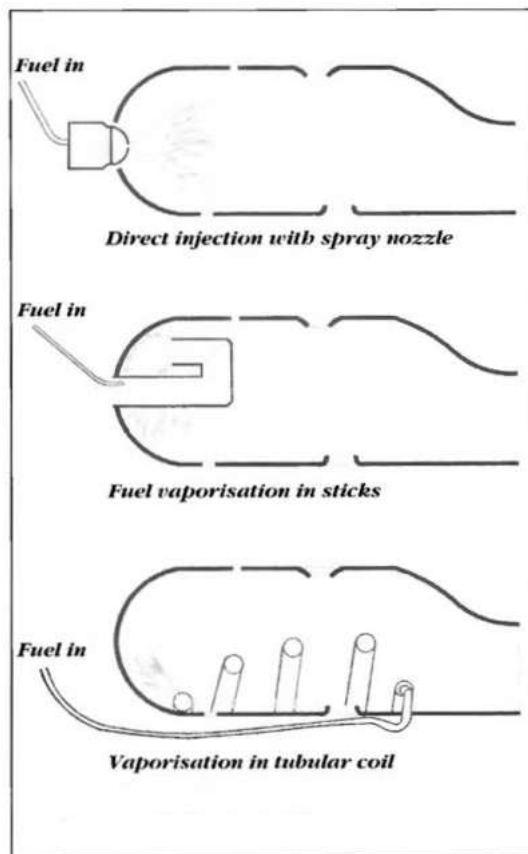


Figura 2.35: Modos de Inyección de Combustible [29]

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. Sin embargo, el considerado creador 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 la e

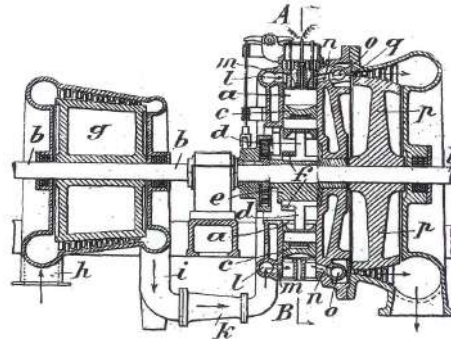


Figura 2.36: Turbocompresor, Patente de Alfred Büchi [32]

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

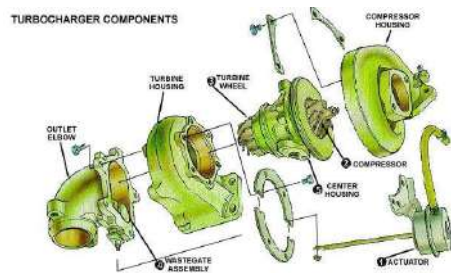


Figura 2.37: Componentes del turbocompresor

La turbina utiliza los gases de escape del motor como una forma de producir el trabajo necesario, accionándola mediante el 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 aire y combustible, ya que la cantidad de combustible es proporcional al excedente de aire [33].

Con más combustible quemado, la potencia de salida aumenta al igual que 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 incremento, tanto en potencia como en eficiencia, hizo del turbocompresor un dispositivo ampliamente utilizado en vehículos.



Figura 2.38: Trabajo del turbocompresor[35]

El desarrollo de un turbocompresor implica el diseño de álabes de compresor y turbina, así como de sus carcasas. Los diseños de los álabes se analizan en CFD, dinámica de fluidos computacional, para conocer cómo fluye el aire. En cuanto al diseño de las carcasas, 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 dispone de un gráfico que describe el rendimiento del compresor del turbo, en el cual 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 determinada relación de presión. Se presenta la Figura 2.39, reconociendo las diferentes características de rendimiento en el gráfico. Justo debajo, se ofrece una breve explicación de las características observadas [34].

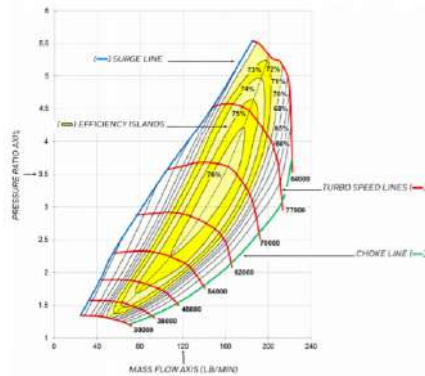


Figura 2.39: Ejemplo de un Mapa del Compresor[34]

- Relación de presión: relación de la presión absoluta de salida con la presión absoluta de entrada [34].
- Tasa de flujo másico: masa de aire que pasa a través del compresor durante un período de tiempo determinado[34].
- Línea de surge: 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 una falla precipitada del turbo, causada por una gran carga de empuje [34].
- Línea de estrangulamiento: es la línea que separa la máxima tasa de flujo másico que el compresor puede procesar, 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 el tamaño 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 de turbo, RHB31 VZ21, similar al turbo IHI RHF3 [36].

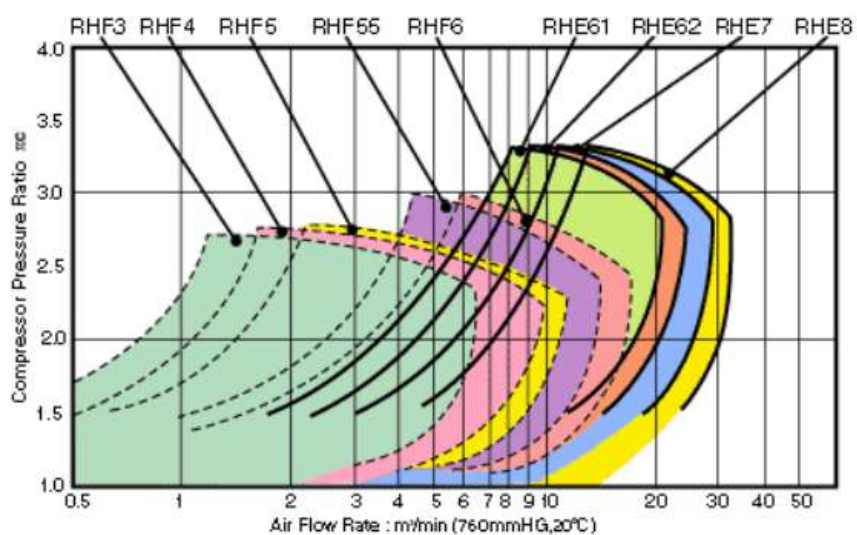


Figura 2.40: Mapa del compresor RHB31VZ21 [36]

Capítulo 3

Metodología

Este capítulo señala cómo se llevó a cabo el proceso de diseño y fabricación de cada componente del mini-turborreactor. 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. Un diagrama de flujo de la metodología se presenta 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 es el compresor. El compresor elegido para este proyecto experimental es de la empresa de turbos IHI, el modelo RHB31 VZ21.

A partir del examen de la literatura, los compresores utilizados en proyectos similares, por ejemplo, el turborreactor de Kamps o el turborreactor de WPI, eran centrífugos por 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 adquirido, este compresor se utilizó 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 turbos. Sin embargo, no fue posible para ellos proporcionar 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], mostrado en la figura 2.40.

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

Según Kamps, se puede producir un modelo de un turborreactor utilizando sus dimensiones de turborreactor con un factor de escala, obtenido a partir de una relación entre el diámetro del compresor, 36.6 milímetros, con 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 carcasa del compresor y la carcasa exterior de este motor, para que el diseño encaje en la carcasa exterior con un espacio muy reducido. Además, los agujeros para los pernos

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

El aluminio fue el material elegido para la fabricación de este componente. Sin embargo, no es posible especificar el tipo de metal, debido a que este material se tomó de un bloque de motor de repuesto.

3.1.3 Carcasa del compresor

Este componente fue diseñado de acuerdo con el diámetro de los álabes del difusor, para no sobredimensionar la carcasa y que los agujeros de los tornillos estén alineados con los agujeros de los álabes del difusor. Luego, se procedió a la parte que acomoda el compresor. El espacio de la entrada que rodea al compresor no debe exceder los 0.3 milímetros para alcanzar eficiencias tolerables [29].

Sin embargo, para tener éxito en el diseño de la carcasa 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 carcasa se diseñó haciendo circunferencias del diámetro del exductor e inductor del compresor. En la figura 3.1, se encuentra el punto de partida para este diseño.

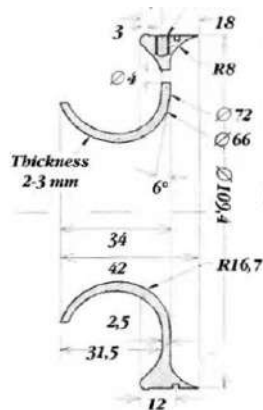


Figura 3.1: carcasa del compresor [29]

En la literatura examinada, el material recomendado para esta parte es el aluminio. Por lo tanto, se decidió construir utilizando este material. Sin embargo, 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 tomar fue elegir el estilo del difusor: sin álabes o con álabes, y, si es con álabes, decidir entre álabes rectos, curvados hacia adelante o álabes en forma de cuña. De los ejemplos observados en la literatura, se optó por diseñar un difusor de palas en forma de cuña teniendo en cuenta los pernos de fijación, que permiten que la carcasa del compresor se adhiriera al difusor y evite fugas del flujo de gas [29].

Primero, se dimensionó el difusor dependiendo 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 las figuras 3.2 y 3.3.

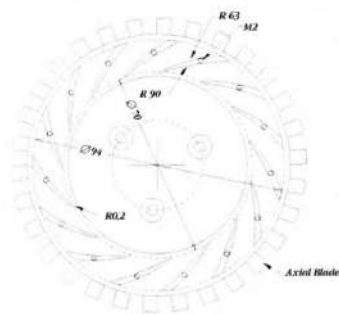


Figura 3.2: Difusor [29]

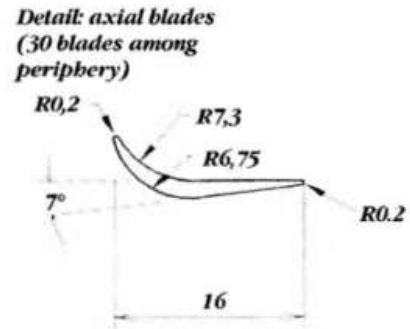


Figura 3.3: Perfil de álabes del difusor[29]

3.1.5 Eje y alojamiento del eje

Al revisar los diseños de ejes de mini-turbojets 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.

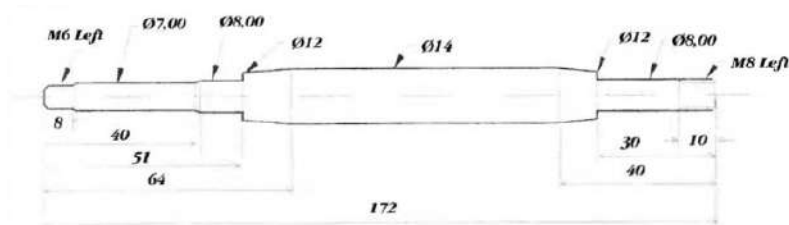


Figura 3.4: Eje [29]

El eje acomoda dos cojinetes, ubicados en los asientos de los cojinetes, posicionando el cojinete a ambos lados del eje. Los escalones son para un ajuste apretado de los cojinetes para evitar su desplazamiento. Para producir este eje, se decidió utilizar una barra de acero inoxidable como material para su posterior mecanizado.

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

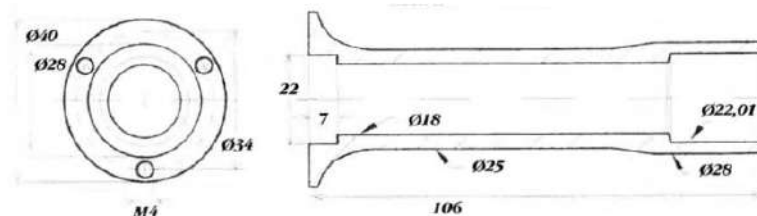


Figura 3.5: Alojamiento del eje [29]

El aluminio es el material del que está constituido el alojamiento del eje, pero no es factible determinar su tipo 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. De acuerdo con la literatura revisada, parecía la mejor opción por su diseño simple y practicidad, es decir, facilitaría el proceso de fabricación en comparación con otros tipos. Además, el diseño del quemador, generalmente, proviene de datos empíricos y, dado que el objetivo no es mejorar un diseño, la elección de una cámara de combustión que haya desempeñado exitosamente su función era 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 lámina de acero inoxidable de 0.5 mm de ancho conformada en un tubo con el diámetro deseado y una serie de orificios de diferentes diámetros. Las figuras 3.6 y 3.7 a continuación demuestran el diseño de la cámara de combustión en el que se basó [29]. La cámara de combustión

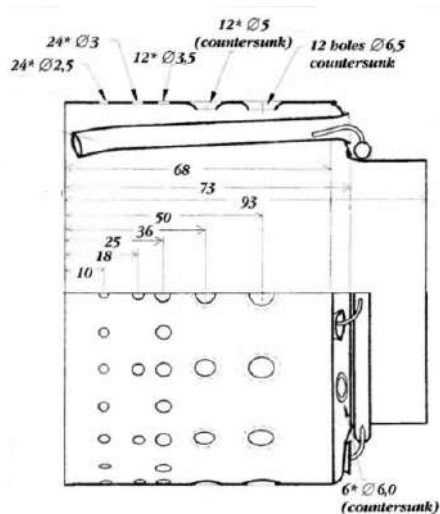


Figura 3.6: Tubo de llama exterior [29]

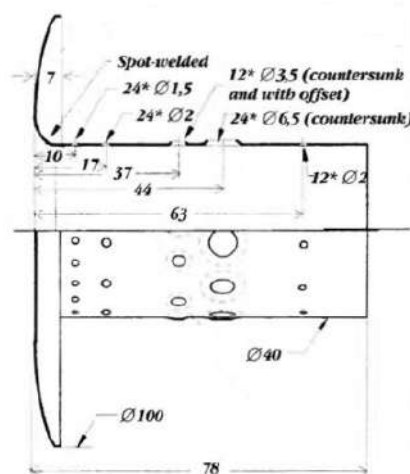


Figura 3.7: Tubo de llama interior[29]

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 indica su nombre, dispersa el combustible a los tubos de vaporización de la cámara de combustión. En las pequeñas turbinas de gas observadas, 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 atraviesa la carcasa exterior hasta la cámara de combustión, donde también está conectado 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 álabes guía de tobera

Los álabes guía o estator, fijados a la carcasa, redirigen el flujo hacia la turbina. La carcasa, además de sostener los álabes 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 álabes guía de tobera se realizaron para turbinas axiales. Sin embargo, el sistema de álabes guía de tobera se diseñó basándose en otros diseños con el uso de una turbina radial[38].

El dimensionamiento fue pensado, cumpliendo con los componentes afectados por su diseño, como la Cámara de Combustión, el distribuidor de combustible y el alojamiento del eje. La idea era encajar el Tubo de llama exterior con los álabes guía de tobera, donde el distribuidor de combustible estaría fijado en una brida, en el Tubo de llama interior.

3.1.9 Turbina

La Turbina, al igual que el Compresor, fue recuperada del turbo RHB31 VZ21.

3.1.10 Tobera 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 fabricación de una pequeña turbina de gas autosuficiente. El diseño de la tobera es una simple tobera convergente que garantiza una construcción sencilla, diseñada a partir del dimensionamiento de este componente, basado en la revisión de la literatura. La figura 3.8, demuestra las dimensiones de la tobera de escape, aunque, fue reducida y adaptada a este motor a reacción. El material recomendado para este componente es una lámina de acero inoxidable de 0.5 milímetros de espesor[29].

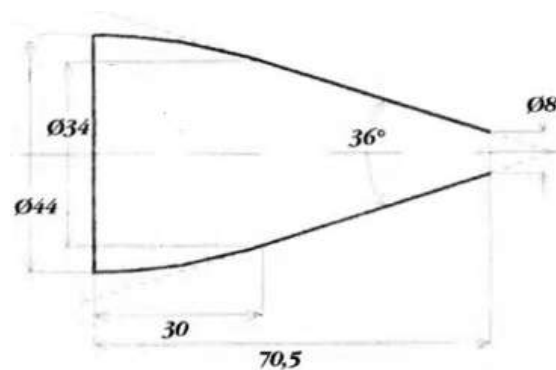


Figura 3.8: Tobera de escape [29]

3.1.11 Cojinetes, Lubricación e Inyección de Combustible

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

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

y luego, hacia detrás del difusor, insertados en el alojamiento del eje.

La inyección de combustible se realiza mediante un tubo de combustible que va, desde el anillo de distribución de combustible a través del lado de la carcasa de la turbina, hasta la fuente de combustible externa. En el anillo de distribución, el combustible luego pasa 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 un grosor de 0.5 milímetros[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 se fija a los álabes guía de tobera. El diseño de este componente, al ser uno de los últimos en ser diseñado, no requirió ser escalado según 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 en videos en línea sobre la fabricación de motores a reacción modelo, se dividen en dos subsecciones, diferenciadas 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 carcasa del compresor y el difusor. La producción de estas piezas se realizó, con la ayuda del FABLAB de UBI, Laboratorio de Fabricación, en la fresadora 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 fresadoras manuales. Para que la fresadora CNC de 5 ejes produzca el componente deseado, se requiere un archivo en formato .stp obtenido de las opciones de guardado del software de diseño, en este caso, el software CATIA. Con este procedimiento, los bloques redondos de aluminio se transforman en la forma esperada, con un margen de error operativo extremadamente bajo. Sin embargo, el alojamiento del eje se creó mediante la operación manual de un torno.

Los elementos de acero inoxidable se fabricaron utilizando una taladradora 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 lámina de acero inoxidable, por lo tanto, los componentes diseñados tuvieron que dibujarse 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, la cámara de combustión. Las perforaciones se realizaron utilizando una taladradora vertical.

Las “arandelas planas” se fijarán, más adelante, a los respectivos componentes, específicamente, al sistema de álabes guía de tobera, al extremo trasero de la cámara de combustión y al revestimiento. El siguiente paso a seguir fue moldear las piezas planas de la cámara de combustión, el sistema de álabes guía de tobera y el revestimiento al diámetro requerido. Al finalizar el moldeado 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 mini-turborreactor

de un diseño de boceto bidimensional, se fabricó con un torno.

En general, las piezas se diseñaron y fabricaron utilizando un procedimiento similar al utilizado para el difusor, como se ve en la figura 3.9.

Diseño y fabricación de un motor mini-turborreactor

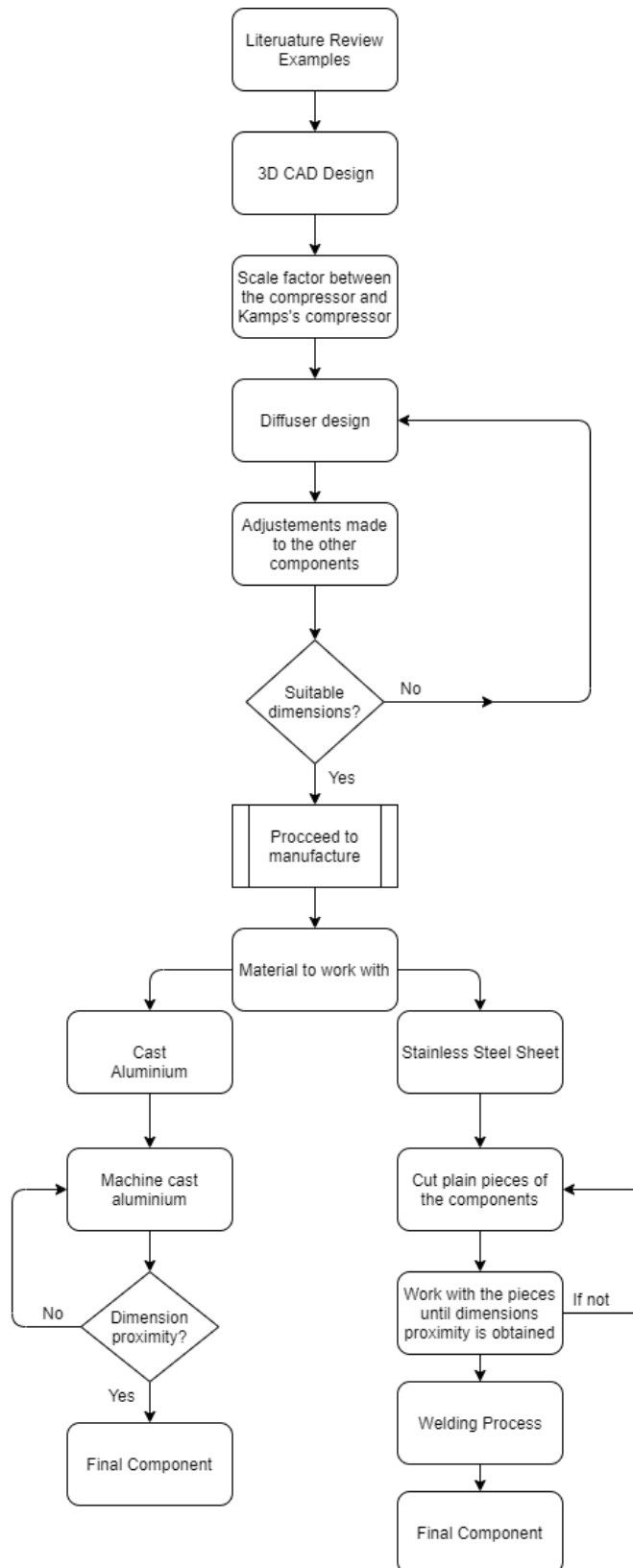


Figura 3.9: Procedimiento de diseño del difusor

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-turborreactor se describen junto con el diseño del ensamblaje, en el Apéndice B y C. El dimensionamiento, como se indicó anteriormente, se ejecutó mediante la comparación de datos empíricos, en los cuales se comparó y adoptó para 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 partes fueron ensambladas, para verificar si todos los componentes estaban alineados y encajaban correctamente.

4.2 Diseño del prototipo de mini-turborreactor

El diseño de los componentes de esta pequeña turbina de gas fue explicado 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 V5R18, propiedad de Dassault Systèmes.

4.2.1 Compresor

El diseño del compresor fue un desafío de 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 por la operación CAD del eje, se dibujó, desde una perspectiva visual, el perfil de las palas del compresor encontrado en la figura 4.2. Finalmente, se aplicó el sólido de múltiples secciones para crear las palas sólidas a partir del boceto, concluyendo el diseño general con un agujero, a través del compresor, para ajustar el eje. El producto final se muestra en la figura 4.3.

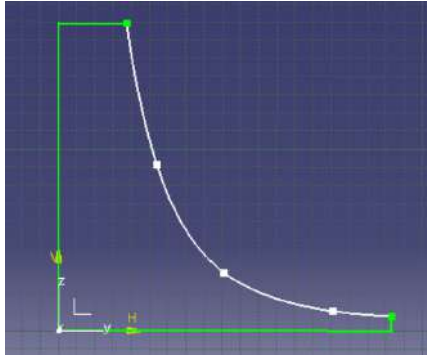


Figura 4.1: Operación del eje CAD del compresor

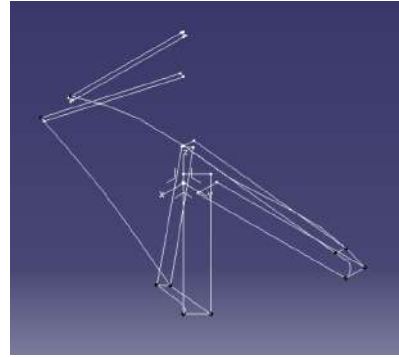


Figura 4.2: Boceto de álabes CAD del compresor

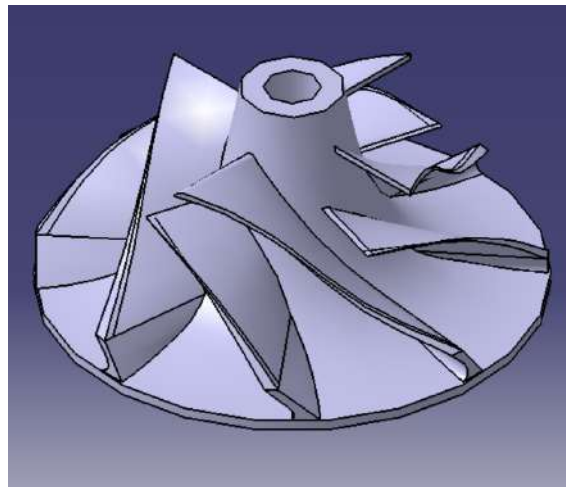


Figura 4.3: Vista CAD del compresor

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 carcasa del compresor, para que encajara correctamente. Además, se dio 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 de 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.

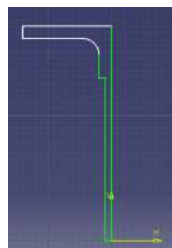


Figura 4.4: Vista CAD del compresor

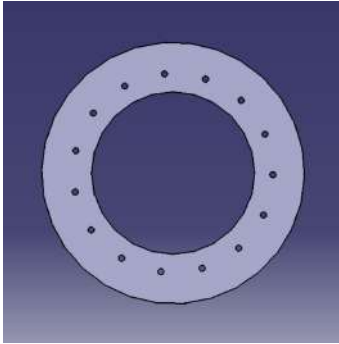


Figura 4.5: Vista frontal de la entrada

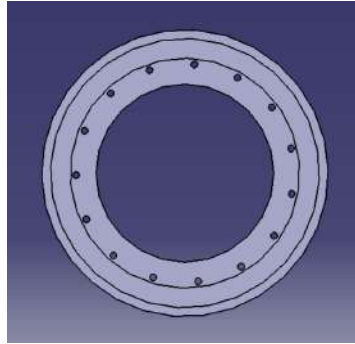


Figura 4.6: Vista trasera de la entrada



Figura 4.7: Vista lateral de la entrada

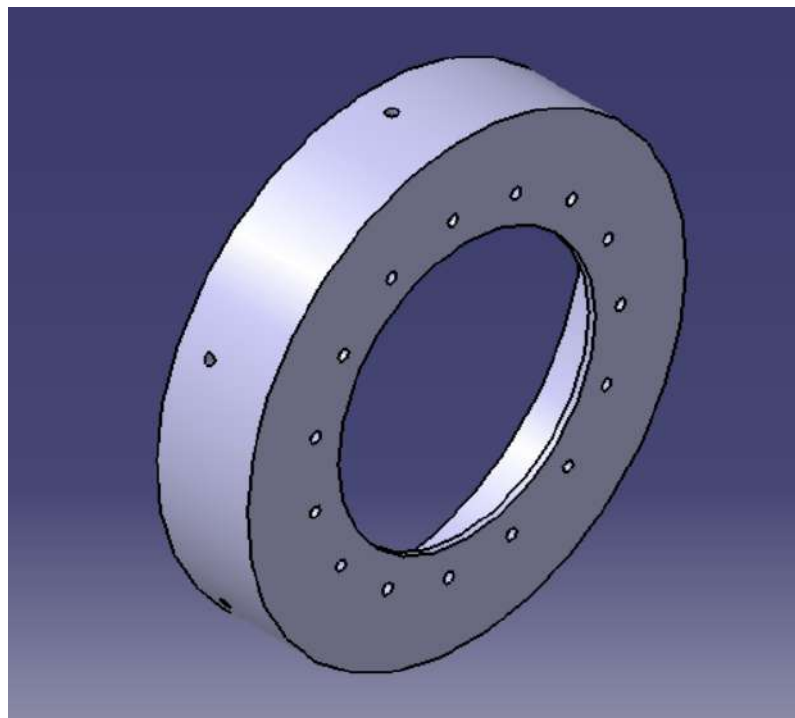


Figura 4.8: Vista isométrica de la entrada

4.2.3 Carcasa del compresor

Este diseño se basa en los diámetros del exductor y del inductor del compresor. Fue diseñado 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 milímetros de tolerancia entre el rotor y las paredes internas de la carcasa del compresor. Las circunferencias externas se diseñaron, al aplicar el sólido de múltiples secciones y la función de eliminación de sólido, para garantizar los 2 milímetros de grosor recomendados [29]. La altura de las circunferencias se dibujó en relación con la altura de las aspas 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 el producto sólido fue diseñado, con el diámetro correcto para la fijación al difusor. El diseño de la carcasa del compresor se muestra en la figura 4.13 junto con la vista lateral, figura 4.11 y la vista trasera, figura 4.12.

Diseño y fabricación de un motor mini-turborreactor



Figura 4.9: Boceto de la cubierta del compresor

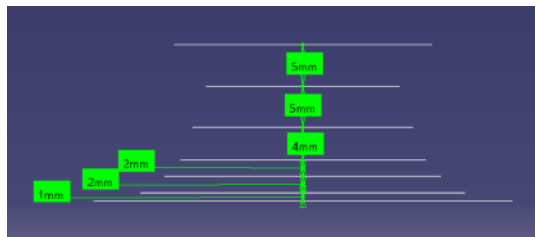


Figura 4.10: Altura de los planos de diseño de la cubierta del compresor



Figura 4.11: Vista lateral de la cubierta del compresor

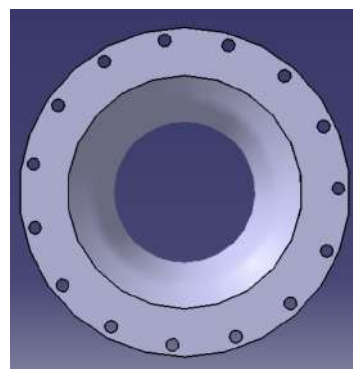


Figura 4.12: Vista trasera de la cubierta del compresor

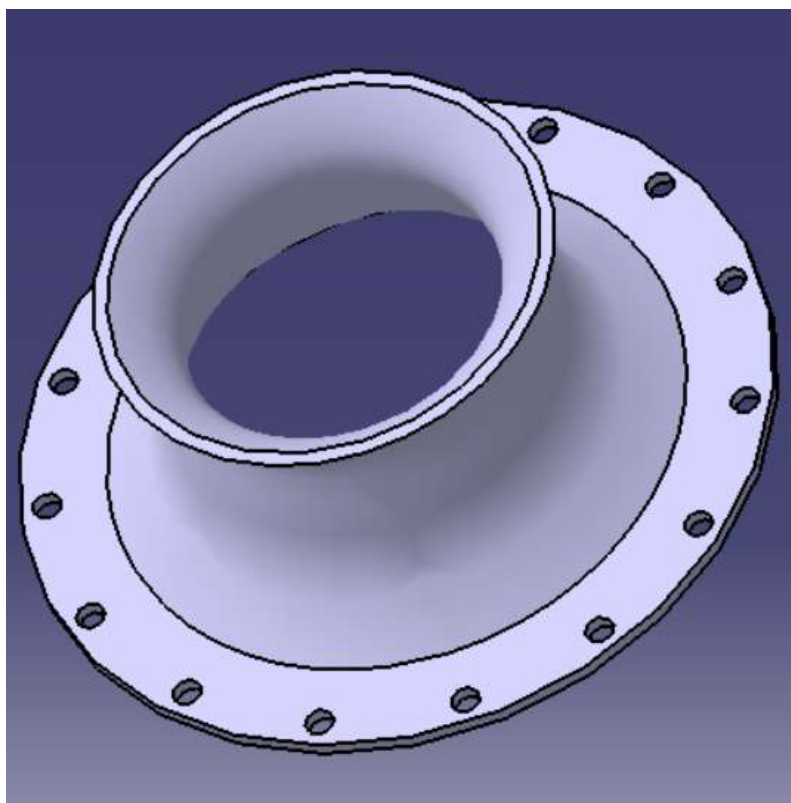


Figura 4.13: Vista isométrica de la cubierta del compresor

4.2.4 Difusor

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

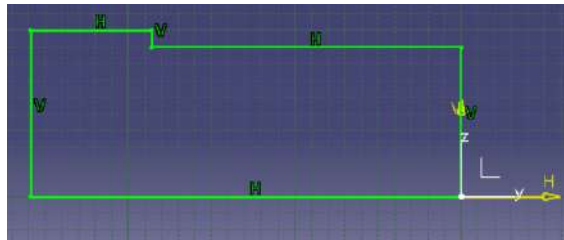


Figura 4.14: Base del difusor

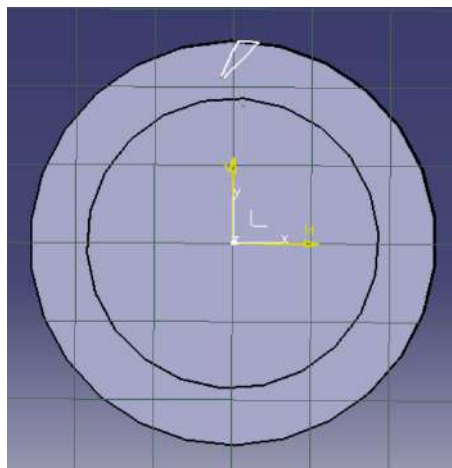


Figura 4.15: Álabes en forma de cuña del difusor

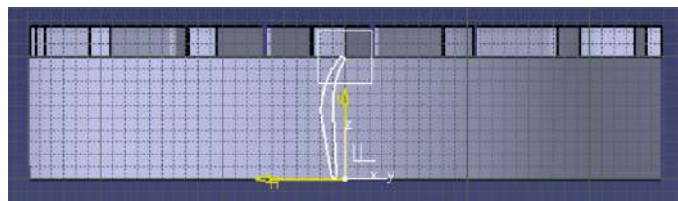


Figura 4.16: Perfil aerodinámico del álabe axial del difusor

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 al alojamiento del eje y la carcasa exterior.

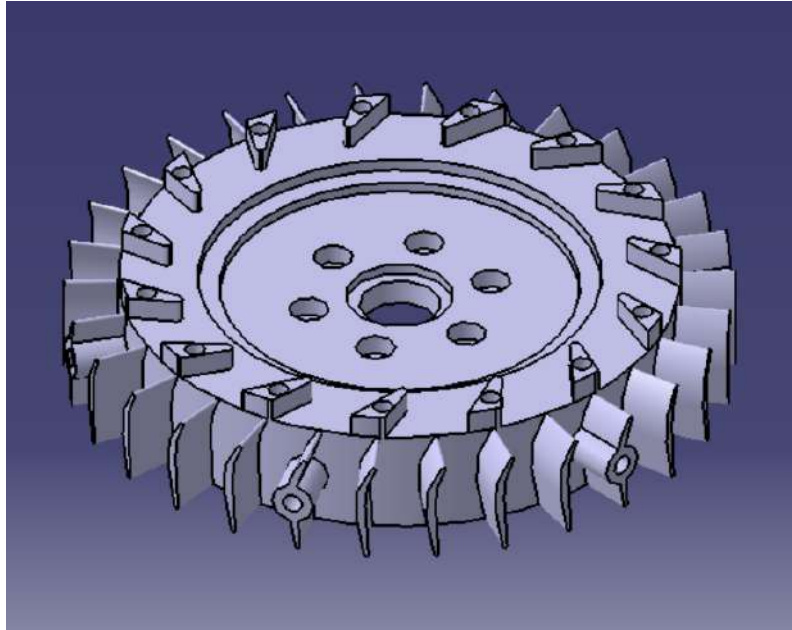


Figura 4.17: Vista isométrica del difusor

4.2.5 Eje y alojamiento del eje

El alojamiento del eje fue el primero en ser diseñado como consecuencia de los diseños completados del NGV, CC y difusor. El objetivo era solo diseñar una estructura rígida que conectara el NGV con el difusor, obedeciendo al diseño general de otras estructuras de alojamiento, utilizadas para la construcción de un turborreactor de pequeñas dimensiones. Primero, se optó por un diseño más recto, ya que era un diseño más conveniente para fijar al difusor o NGV, utilizando tornillos apretados con tuercas, como elementos de fijación. Con el diseño pensado, se llevó a cabo el borrador. 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.

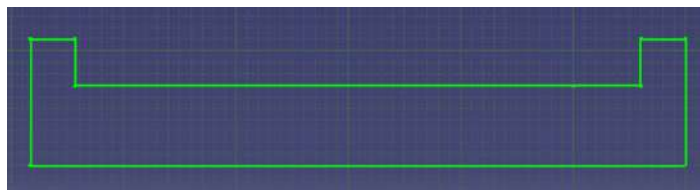


Figura 4.18: Boceto del alojamiento del eje

Posteriormente, se hicieron agujeros para fijar la carcasa al difusor y NGV, así como para dar espacio al eje para que se integre con los cojinetes. El interior de la carcasa, en el lado de la turbina, se extendió para proporcionar espacio para una cuerda y una manga. 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.

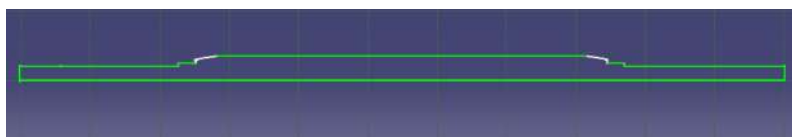


Figura 4.19: Boceto del eje

Diseño y fabricación de un motor mini-turborreactor

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 sencilla de delinear, 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 anillo distribuidor de combustible se añadió posteriormente al diseño, con un diámetro adecuado para ser soldado más tarde, demostrado en la figura 4.22 con una vista general del tubo de llama exterior, figura 4.23.

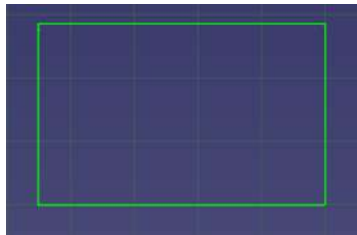


Figura 4.20: Boceto del tubo de llama exterior

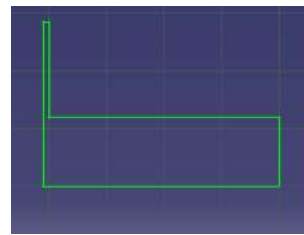


Figura 4.21: Boceto del tubo de llama interior

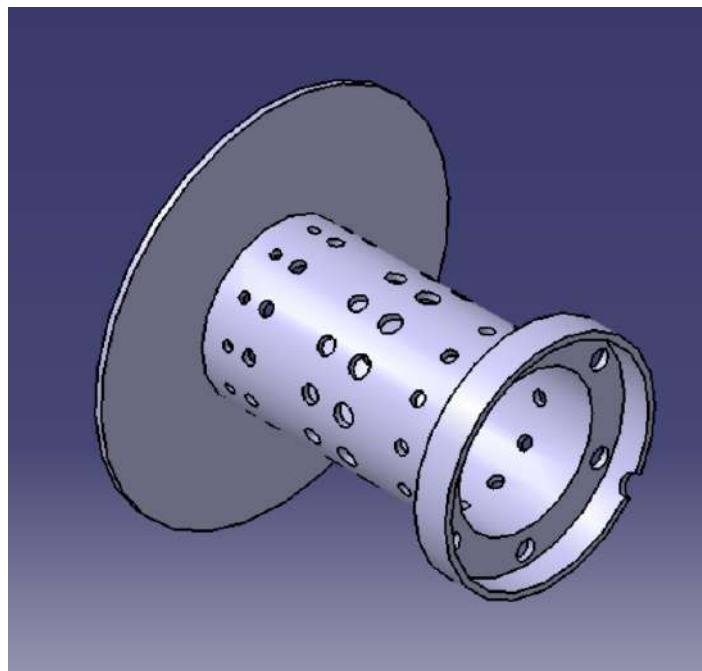


Figura 4.22: Vista isométrica del tubo de llama interior

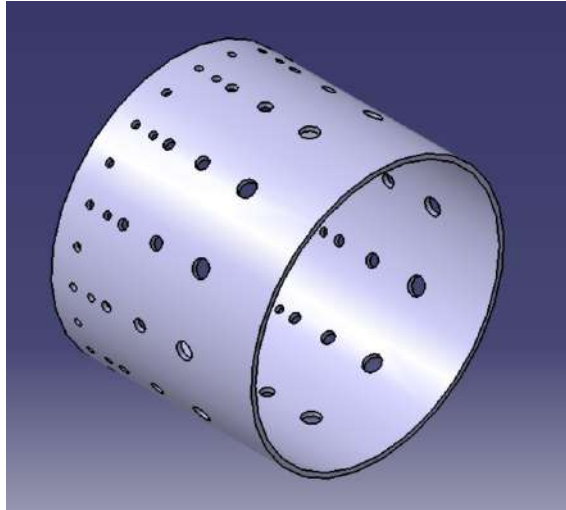


Figura 4.23: Vista isométrica del tubo de llama exterior

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 pad y pocket del software CAD, para la distribución de combustible a los tubos de vaporización. Las agujas son una representación similar a las reales, utilizadas posteriormente para la construcción del pequeño turborreactor. Una imagen del anillo de combustible se presenta en la figura 4.24.

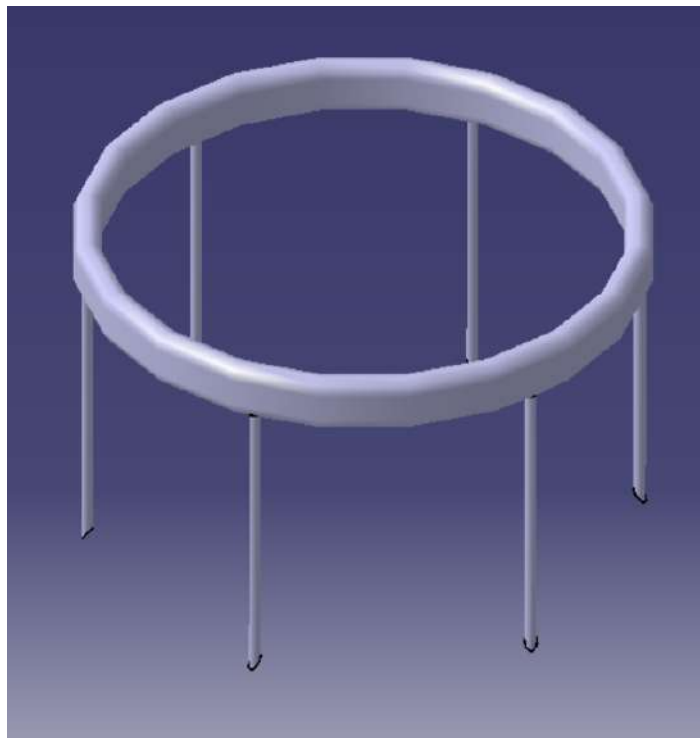


Figura 4.24: Anillo de combustible

4.2.8 Sistema de álabes guía de tobera

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 se fijará un extremo del alojamiento del eje. La parte que rodea la base y los álabes guía se creó mediante el uso de la función de multi-sección y eliminación de sólido, en el boceto presentado en la figura 4.25.

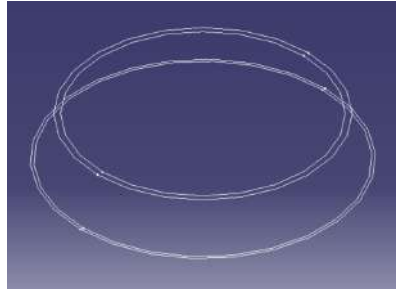


Figura 4.25: Sistema NGV

El diseño de los álabes de turbina fue similar al proceso de diseño de los álabes del compresor y de los álabes de turbina. La única alteración fue en la posición planificada elegida para dibujar el boceto. Hay dos bocetos, en los cuales, 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. Teniendo el diseño sólido, se hicieron los agujeros para permitir que los pernos se fijen al alojamiento del eje, así como al espaciador en el lado de la turbina. La pieza final se muestra en la figura 4.26 y la figura 4.27.

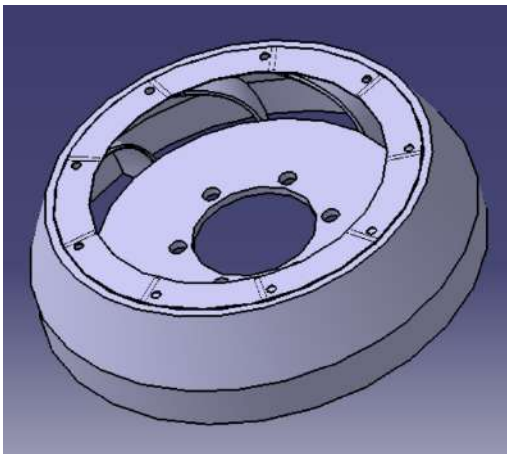


Figura 4.26: Vista del sistema de álabes guía de tobera

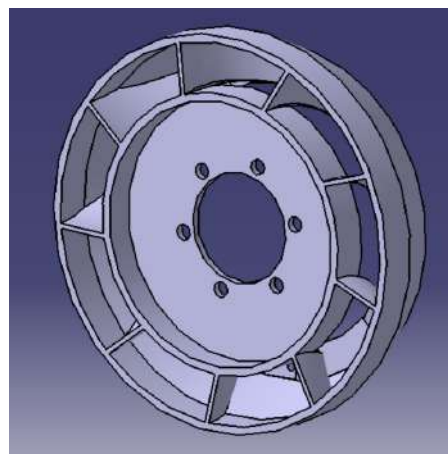


Figura 4.27: Vista del sistema de álabes guía de tobera

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 álabes de la turbina, respetando el diámetro del inductor, como se muestra en la figura 4.28. El segundo paso a seguir fue diseñar el boceto de los álabes desde una perspectiva visual. El diseño de los álabes se dividió en dos bocetos, atendiendo a dos alturas diferentes, la altura del álabe del inductor y la altura del álabe del exductor, como se demuestra en la figura 4.29.

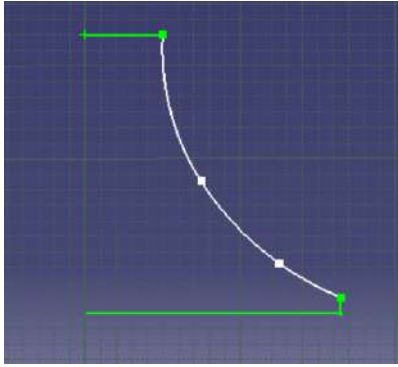


Figura 4.28: Boceto de operación del eje de la turbina

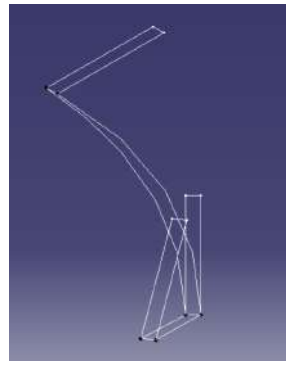


Figura 4.29: Boceto de álabes de la turbina

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.

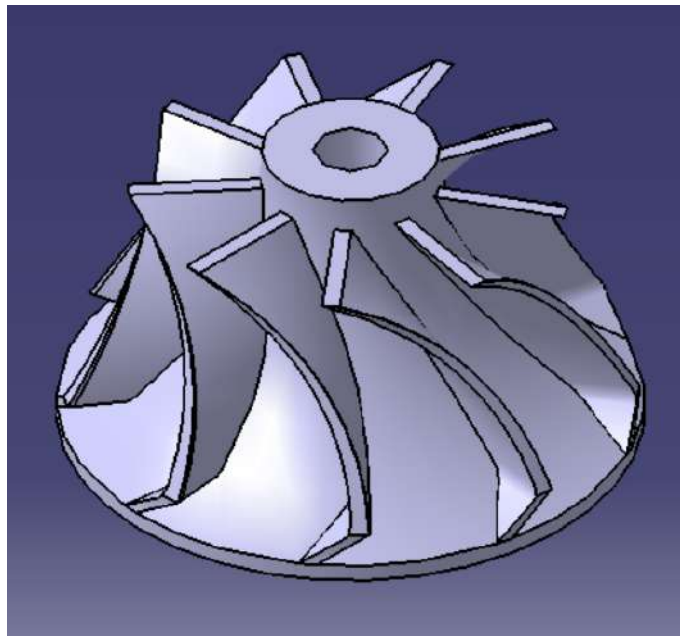


Figura 4.30: Vista isométrica de la turbina

4.2.10 Tobera de escape, carcasa exterior y cojinetes

La Turbina se midió desde el exductor y el diámetro del inductor, así como la altura de la pala, con el fin de diseñar una tobera de escape basada en los diámetros y la altura mencionados, comenzando con los bocetos de las circunferencias. 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 tobera de escape para actuar como un conector, permitiendo que los pernos pasen y fijen el conjunto del sistema NGV, la tobera de escape y la carcasa exterior juntos. El producto final se ilustra en la figura 4.32.

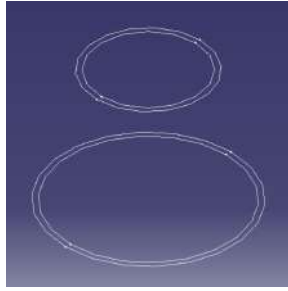


Figura 4.31: Boceto de la tobera de escape

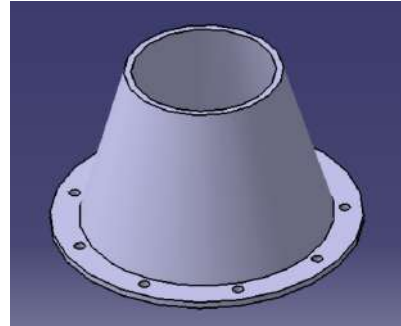


Figura 4.32: Vista isométrica de la tobera de escape

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.

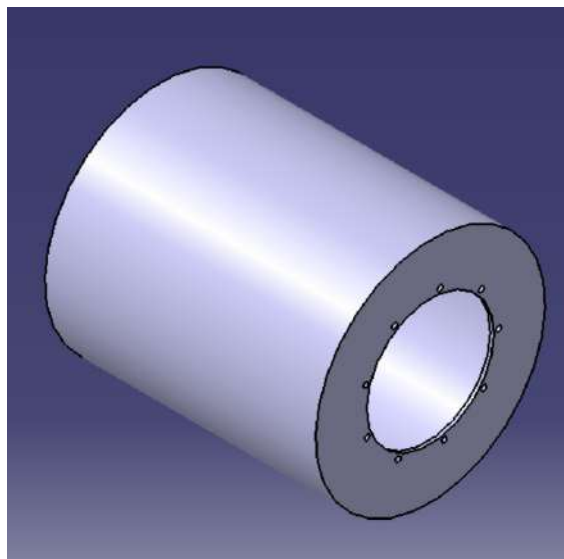


Figura 4.33: Vista isométrica de la carcasa exterior

El componente final, los cojinetes, fue diseñado de acuerdo con las dimensiones proporcionadas 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 una operación de eje. El siguiente y último paso fue el diseño de las esferas. Este también fue un diseño para una operación de 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.

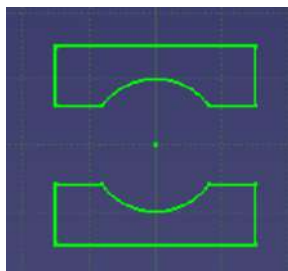


Figura 4.34: Boceto de la carcasa del rodamiento

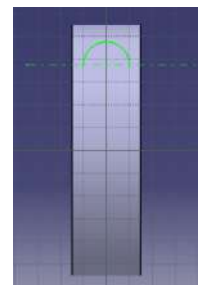


Figura 4.35: Boceto de esferas de rodamiento

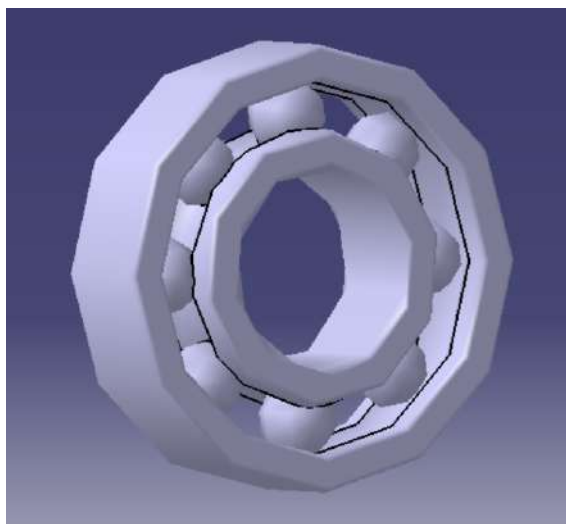


Figura 4.36: Ejemplo de rodamiento 618/5

4.3 Fabricación de Componentes

En esta etapa, con el diseño conceptual de los varios componentes logrado, se inició el proceso de fabricación. Este proceso involucra una serie de diferentes máquinas y pasos tomados para producir las piezas deseadas. El material en bruto adoptado, para la mayoría de los componentes, fue acero inoxidable, en forma de lámina, debido a las propiedades físicas de este tipo de acero, como 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 turborreactores a pequeña escala. Otro material en bruto optado 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 algunas piezas de chatarra de acero para hacer una copa donde se fundiría el aluminio, así como para hacer moldes y llenarlos después de completar la forja del aluminio. Para la forja, el horno se calentó como se ilustra en la figura 4.37, con un soplete colocado en el agujero inferior del mismo. Para 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 previamente obtenidos. Los moldes eran relativamente simples de producir, consistiendo en acero tubular grueso y grande con una base debajo. Los moldes se eligieron con diámetros grandes para dar margen al proceso de mecanizado. Cuando el aluminio se enfrió, se extrajo cortando los moldes con un disco abrasivo. El aluminio fundido se muestra a continuación en la figura 4.38.

Diseño y fabricación de un motor mini-turborreactor



Figura 4.37: Horno



Figura 4.38: Aluminio fundido

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

4.3.1 Proceso de conformado

El acero inoxidable fue adquirido en un taller de metalurgia, 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]. No obstante, el grosor de la hoja era insuficiente para aplicar los métodos de fabricación necesarios, de ahí la elección de la hoja de un milímetro.

Primero, 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 guardado 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

encima de las dos piezas. Se trazaron líneas y puntos en la cinta adhesiva de papel, con la ayuda de una regla y una escuadra. Cuando se terminó de señalar la posición de los agujeros de perforación, los agujeros se perforaron con una taladradora 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 lámina 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 menos gruesas se rompieron, a pesar del enfoque adecuado al perforar, como el uso de un punzón para marcar los agujeros en la lámina, para que la broca tuviera una perforación más estable y precisa. Cuando la broca mostraba cierta resistencia para perforar los agujeros, se aplicaba aceite para ayudar en la perforación. Incluso con 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 láminas y las perforaciones ejecutadas.

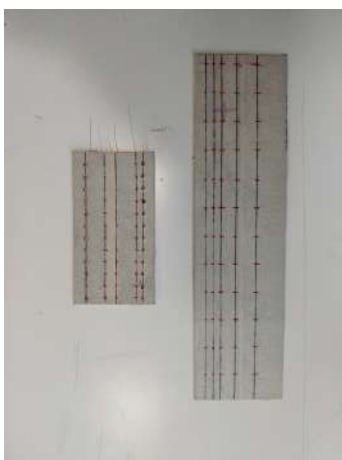


Figura 4.40: Agujeros señalados en los tubos de llama simples

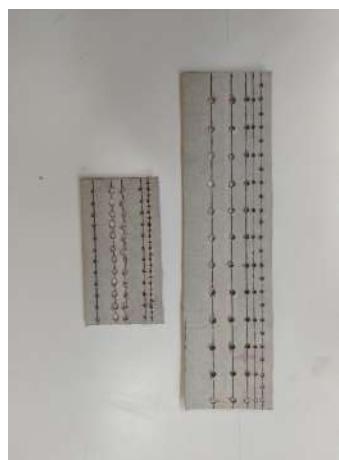


Figura 4.41: Tubos de llama simples perforados

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



Figura 4.42:
Tobera de escape



Figura 4.43: Llama interna
de carcasa exterior



Figura 4.44: Llama externa



Figura 4.45: Tubo de carcasa exterior

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, la cual se retiró junto con la tuerca superior de la turbina, utilizando un disco abrasivo. Posteriormente, se perforó el centro de la turbina, realizado en una fresadora para obtener una perforación bien ejecutada, para ajustar el eje diseñado. Dado que el material de la turbina está endurecido, se utilizó una broca para perforar la turbina de un extremo al otro, como se ilustra en la figura 4.46. Sin embargo, debido a los medios ineficaces elegidos para perforar la turbina, la perforación no estaba centrada 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 podría llevar 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 la perforación esté centrada.



Figura 4.46: Turbina perforada

Sistema de álabes guía de tobera

El sistema de álabes guía de tobera se basó en el procedimiento de una persona experimentada en la fabricación de pequeños modelos de turborreactores, encontrado en línea en [38]. Las partes circundantes de la NGV fueron cortadas y soldadas. Sin embargo, para completar este sistema, las palas fueron cortadas de otra turbina, en la cual se utilizó un disco abrasivo para separar, individualmente, las palas del rotor. Posteriormente, se eliminó algo del 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: Álabes del sistema de álabes guía de tobera

La parte final para fabricar este componente fue soldar las palas entre las dos piezas de metal, 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 álabes guía de tobera

La arandela en la figura 4.48 es la base de la turbina que, junto con el rectángulo al lado, forma la parte interna del sistema de álabes guía de tobera, 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 sobre 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 utilizando un torno. Se imprimieron los planos de los componentes de aluminio 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 obtener 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 el alojamiento del eje y la brida de entrada, indicados en la figura 4.50 y la figura 4.51, respectivamente. La carcasa 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, requiriendo maquinaria extremadamente precisa.



Figura 4.50: Alojamiento del eje

Diseño y fabricación de un motor mini-turborreactor



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 resistencia a la tracción de 12.9 o 10.6 porque este componente debe 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 fuerte

El soporte del anillo fue perforado seis veces, con la ayuda de una plantilla y un punzón, se marcó la posición de los agujeros. Posteriormente, se realizó la perforación con un taladro de tres milímetros, de modo que los tubos de vaporización pudieran encajar dentro de los agujeros. Estos tubos fueron cortados de acero inoxidable con tres milímetros de diámetro. Los pequeños tubos fueron soldados al soporte del anillo de combustible, para la posterior colocación 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, el cual 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 todo el tubo para no doblarlo, comprometiendo una distribución equivalente de combustible. Los métodos utilizados para moldear el tubo se aplicaron con extrema precaución para no doblarlo. A pesar de la precaución tomada al trabajar con el tubo, no se pudo moldear a las dimensiones adecuadas, como muestra 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 soldados, donde a lo largo de este proceso, solo algunas fueron puestas en su forma definitiva. El tipo de soldadura utilizado fue la soldadura por arco de tungsteno con gas o TIG. El proceso de soldadura fue una de las razones para decidirse 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 aumento de grosor, 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 fuga de aire. Se utilizaron lijas en los extremos de las piezas, desgastando las partes desiguales, para evitar una fuga de aire al unir los opuestos. No obstante, no fue factible soldar todas las piezas, como se demuestra.

Piezas soldadas:



Figura 4.55: Tobera 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 interior



Figura 4.59: Tubo de llama exterior



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



Figura 4.61: Parte interna del sistema de álabes guía de tobera

Capítulo 5

Conclusión

Esta tesis tuvo como objetivo principal construir un pequeño motor mini-turborreactor, en el cual se realizó inicialmente un estudio de los componentes del turborreactor y su ciclo de trabajo. El estudio del motor a reacción ya era un desafío porque la vasta información disponible dificulta la elección de los conceptos más importantes que uno debe conocer antes de desarrollar un turborreactor.

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 turborreactor, algo que no se aprende todos los días y, ciertamente, no es posible aprender en un aula. Esta disertación logró uno de los dos objetivos propuestos. Se concluyó el diseño, 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 logró por falta de medios para proceder con una fabricación adecuada.

5.1 Inconvenientes

El diseño de este proyecto se basó principalmente en el libro de Thomas Kamps [29] y el autor está agradecido por su existencia. No fue posible encontrar información sobre cómo construir un turborreactor, especialmente con un conjunto de compresor/turbina radial, excepto en los libros de Kurt Shreckling y el otro mencionado anteriormente. Sin embargo, sus motores no involucraban una turbina radial, sino una axial. Estos dos libros ofrecen detalles del proceso de fabricación de un motor a reacción, 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 el modelado de motores a reacción y probándolos, se podría asegurar que las dimensiones de los componentes permiten que el motor funcione sin problemas.

Durante la fase experimental se enfrentaron muchos obstáculos en el intento de construir este turborreactor. 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 moldearlas a mano, siendo imposible ajustarlas a la dimensión adecuada 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 previamente en el capítulo 4.3, no permitía colocar las piezas como se deseaba, impidiendo el logro del objetivo principal de esta tesis. A pesar de la técnica, el tamaño de las piezas requería una precisión extraordinaria de fabricación, lo cual, para un principiante en tareas experimentales, era realmente difícil de 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 turborreactor. 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 de estereolitografía del compresor para un diseño preciso de la carcasa 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 las pruebas del motor, el autor recomienda una calibración del eje, si es posible. Además, se debería desarrollar una turbina axial para este tipo de motor. Esto facilitaría el proceso de fabricación, como la producción del sistema de álabes guía de tobera.

Los trabajos futuros que podrían seguir a esta disertación son:

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

Bibliografía

[1] Turkey Mehmet, Gurgen Selim, Keskin Goksel, Durmus Seyhun, Kushan Melih Ce- mal. Investigación sobre aplicaciones de UAVS militares con motor a mini-turbojet y turborreactor. En: La 21ª 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> (consultado en 2019-03). 1

[3] "Velocidad del Sonido" [En línea]. Disponible en: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/sound.html> (consultado en 2019-03). 1

[4] "Héroe de Alejandría Inventó el Motor de Vapor" [En línea]. Disponible en: <https://www.greekboston.com/culture/inventions/steam-engine/> (consultado en 2019-03).

[5] "Eolípila" [En línea]. Disponible en: <https://en.wikipedia.org/wiki/Aeolipile> (consultado en 2019-03). xi, 3[6] Hünecke Klaue, *Motores a Reacción: Fundamentos de Teoría, Diseño y Operación*, 6ª 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> (consultado en 2019-03). 3[8] Rolls Royce plc, *El Motor a Reacción*, 5ª 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 (consultado en 2019-03). 4[10] Shreckling Kurt, *Turbinas de Gas para Aeronaves a Escala*, 5ª Edición, Traplet Publica- tions, 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 Probabilístico para un Análisis de Rendimiento General de un Motor de Turboshaft, *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 de Ingeniería*, 8ª 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>. (consultado en 2019-03). 10

- [16] "Ciclo de Brayton" [En línea]. Disponible en:
<https://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node28.htm> l.
(consultado en 2019-03). xi, 11, 12
- [17] C. Oates Gordon, *Aerodinámica de turbinas de gas y propulsión de cohetes*, 3ª 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 turborreactor simple* [Tesis de Maestría], Universidad de Uppsala, 2016.
- [19] "Rendimiento de entrada". Disponible en:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/inleth.html>. (consultado en 2019-04). 13
- [20] "Termodinámica del compresor" [En línea]. Disponible en:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/compth.html>. (consultado en 2019-04). 13
- [21] "Termodinámica del quemador" [En línea]. Disponible en:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/burnth.html>. (consultado en 2019-04). 13, 14
- [22] "Tasa de flujo másico de combustible" [Online]. Disponible en:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/fuelfl.html>. (accedido en 2019-04). 14
- [23] "Termodinámica de la Turbina" [Online]. Disponible en:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/powtrbth.html>. (accedido en 2019-04). 14
- [24] "Rendimiento de la tobera" [Online]. Disponible en:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/nozzleh.html>. (accedido en 2019-04). 15
- [25] "Número de Mach" [En línea]. Disponible en:
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/mach.html>. (consultado en 2019-04). 18
- [26] "Entradas" [En línea]. Disponible en:
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/inlet.html>. (consultado en 2019-04). xi, 19
- [27] Boyce Meherwan P., *Manual de ingeniería de turbinas de gas*, 2ª 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>. (consultado en 2019-04). 21
- [29] Kamps Thomas, *Motores a reacción modelo*, 3ª Edición, Traplet Publications, 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 la Microestructura en Procesos de Conformado de Metales, Woodhead Publishing, pp.384-394 2012. Disponible en: Scienclirect. 27[31] C.Lyons William, J.Plisgam Gary, D.Lorenz Michael, editores, Manual Estándar de Ingeniería de Petróleo y Gas Natural, 3ª Edición, 2016. 29[32] "Historia del turbocompresor impulsado por gases de escape" [En línea]. Disponible en: <https://en.turbolader.net/Technology/History.aspx>. (consultado 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: Mapeo del Compresor" [En línea]. Disponible en: https://www.garrettmotion.com/wp-content/uploads/2019/10/GAM_Turbo-Tech-103_Expert-1.pdf. (consultado en 2019-05). xi, 33[35] "Turbo Tech 103| Experto: Mapeo del Compresor" [En línea]. Disponible en: <https://www.marineinsight.com/main-engine/what-is-turbocharger-surfing/>. (consultado en 2019-05). xi, 32[36] "Especificación Técnica del Turbocompresor" [En línea]. Disponible en: <https://www.ecotrons.com/files/ECOTRONS%20Turbo%20VZ21%20-technical%20spec1.pdf>. (consultado en 2019-05). xi, xv, 33, 34, 35, 87[37] Alonzo Daniel, Crocker Alex, James Eric, Kingston III John, Diseño y Fabricación de un Motor a Reacción en Miniatura [BSc], Instituto Politécnico de Worcester, 2018-03. 35[38] "Desde la construcción del motor Turbo Jet hasta el vuelo - solo un paso"[En línea]. Disponible en: <https://www.youtube.com/watch?v=dYFYZ-g7fzA>. (consultado en 2019-06). 39, 51, 57[39] "Rodamientos de Bolas de Ranura Profunda SKF 618/5" [En línea]. Disponible en: <https://www.skf.com/Products-and-services/Products/Ball-bearings/Deep-groove-ball-bearings/Deep-groove-ball-bearings/index.html?designation=618/5>. (consultado en 2019-10). 39, 53[40] Rodamientos para Maquinaria Industrial, NSK Motion & Control, 2016 39[41] "Aceros Inoxidables - Especificaciones, Grados y Propiedades" [En línea]. Disponible en: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=2874>. (consultado 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>. (consultado 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 Alumium	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 - Dibujos 2D de los componentes del turborreactor

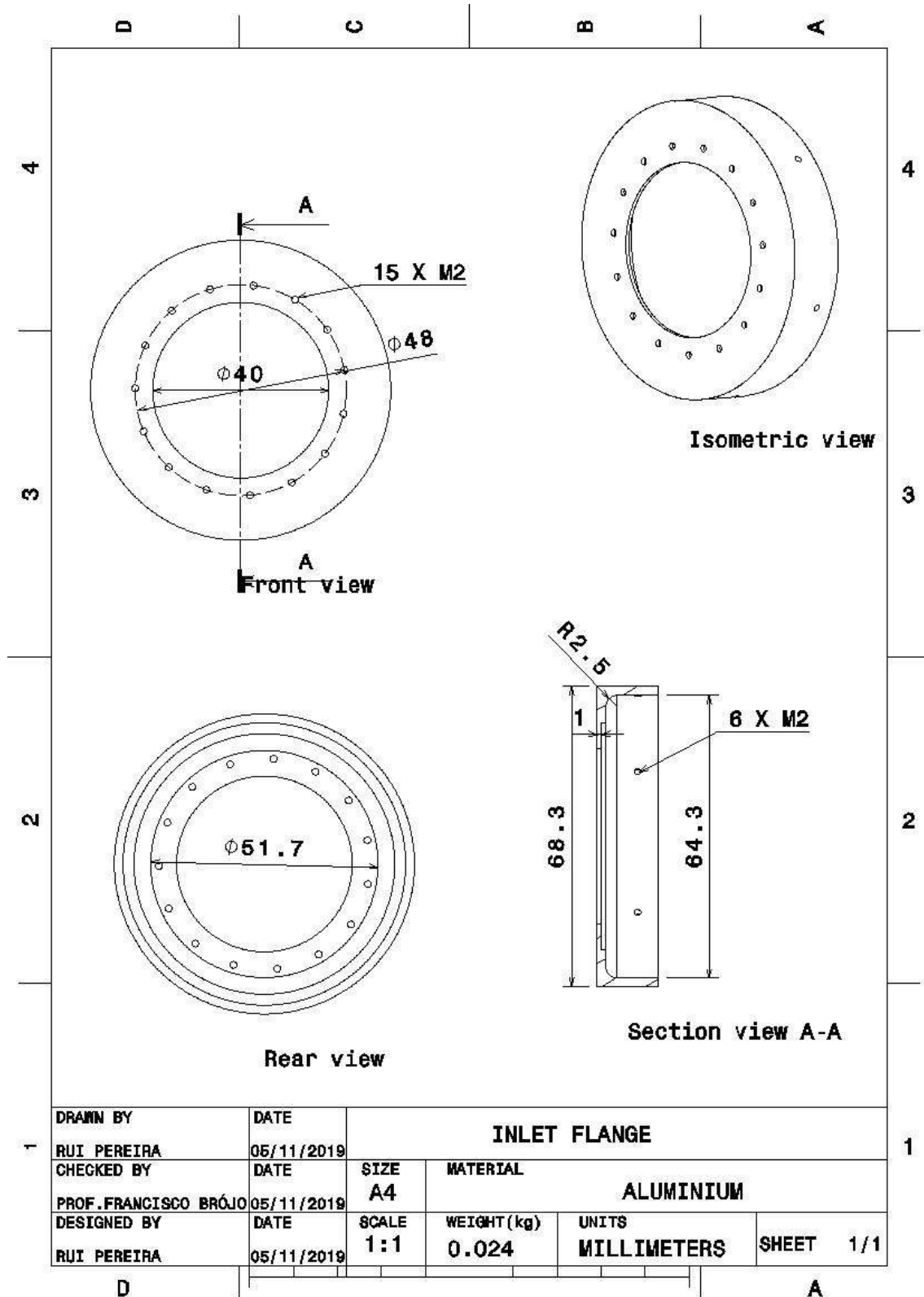


Figura B.1: Brida de entrada

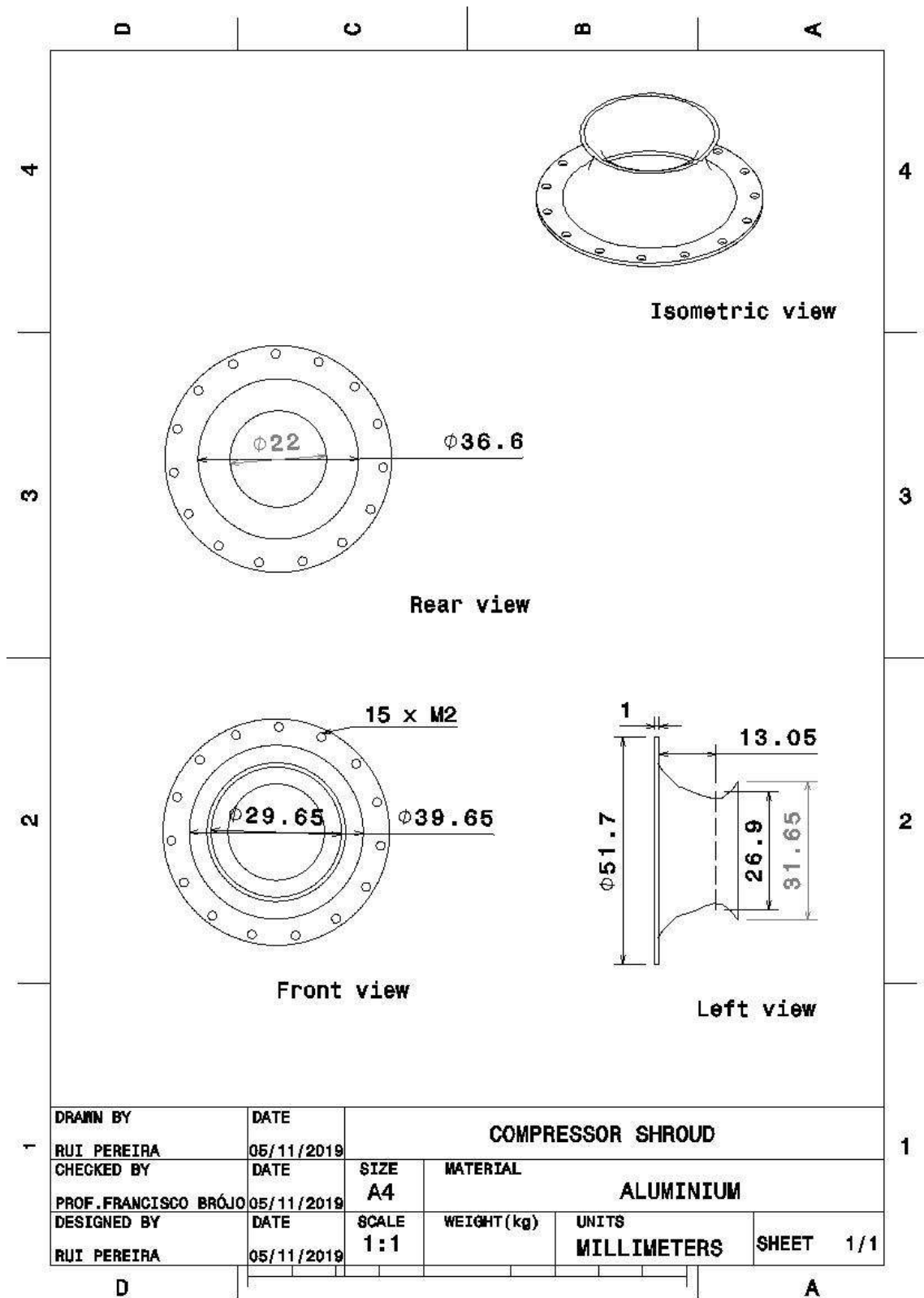


Figura B.2: carcasa del compresor

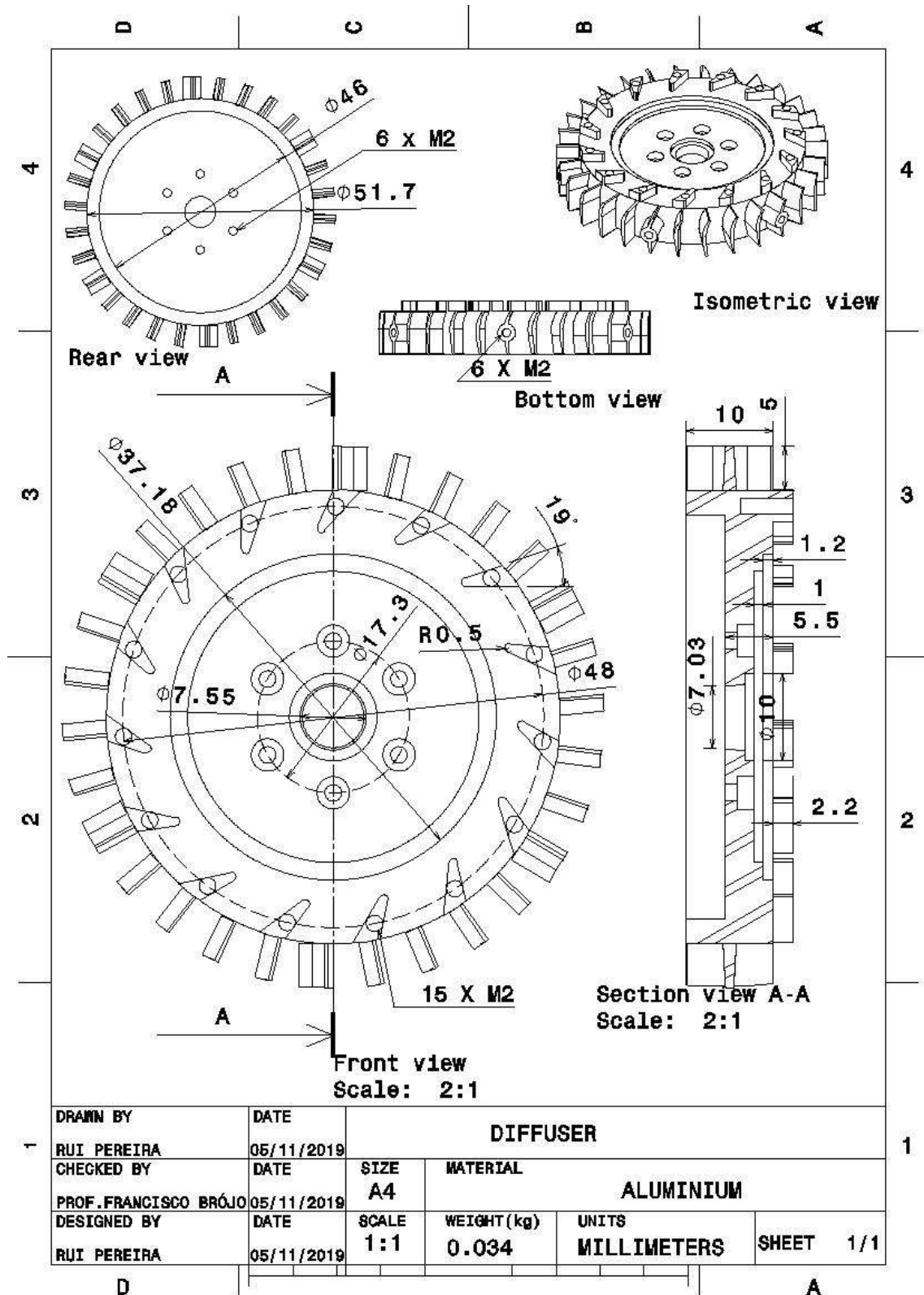


Figura B.3: Difusor

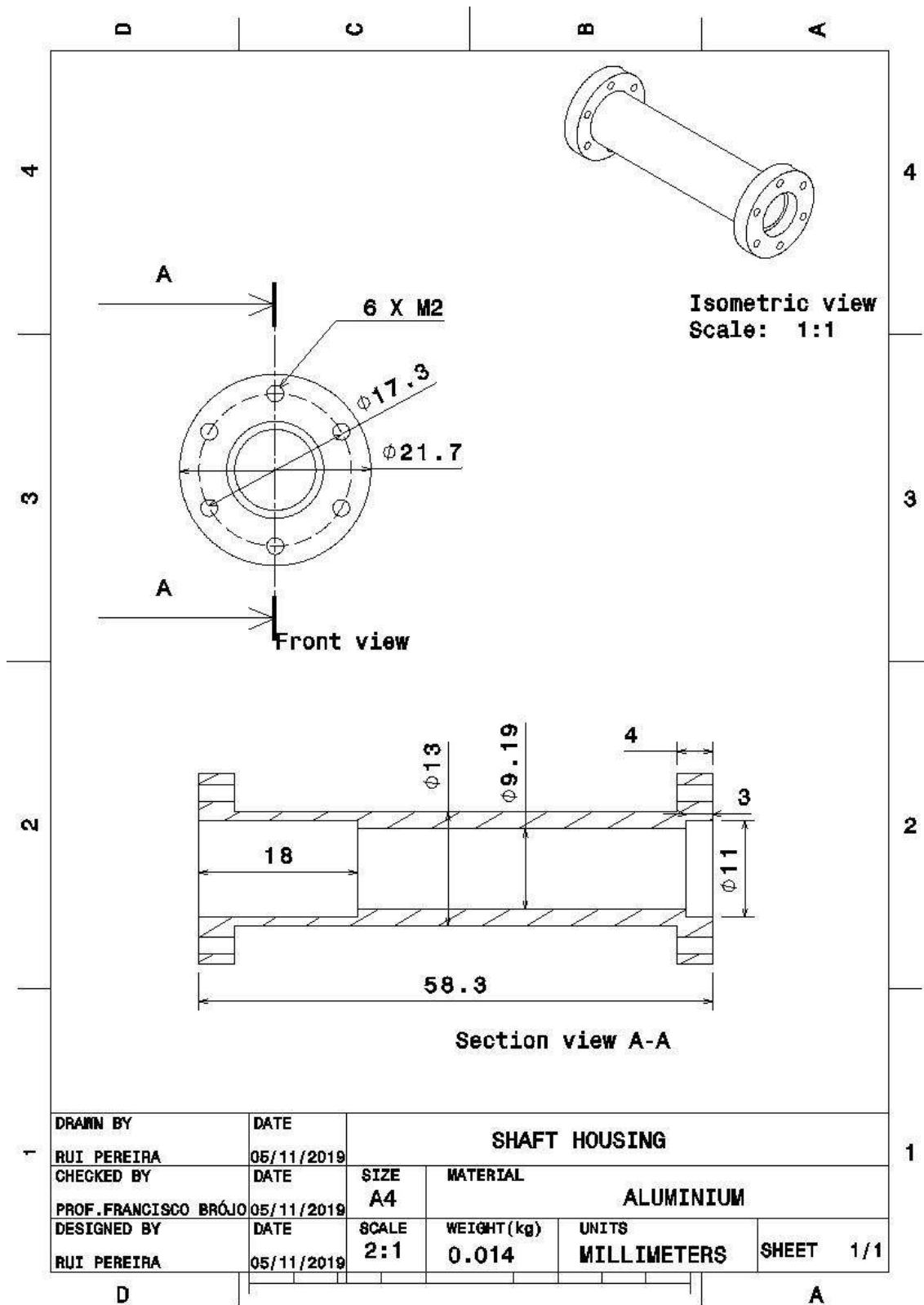


Figura B.4: Alojamiento del eje

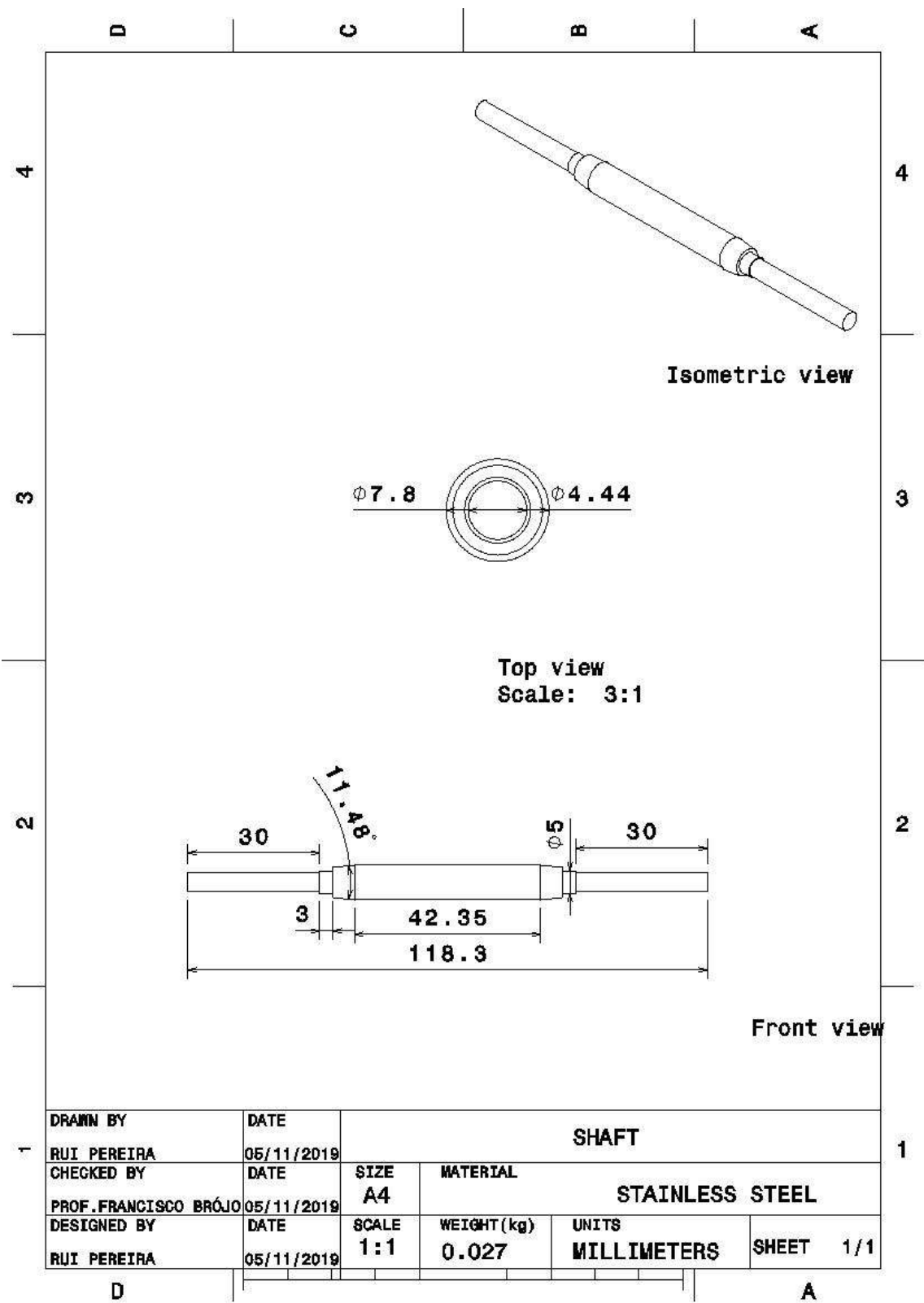


Figura B.5: Eje

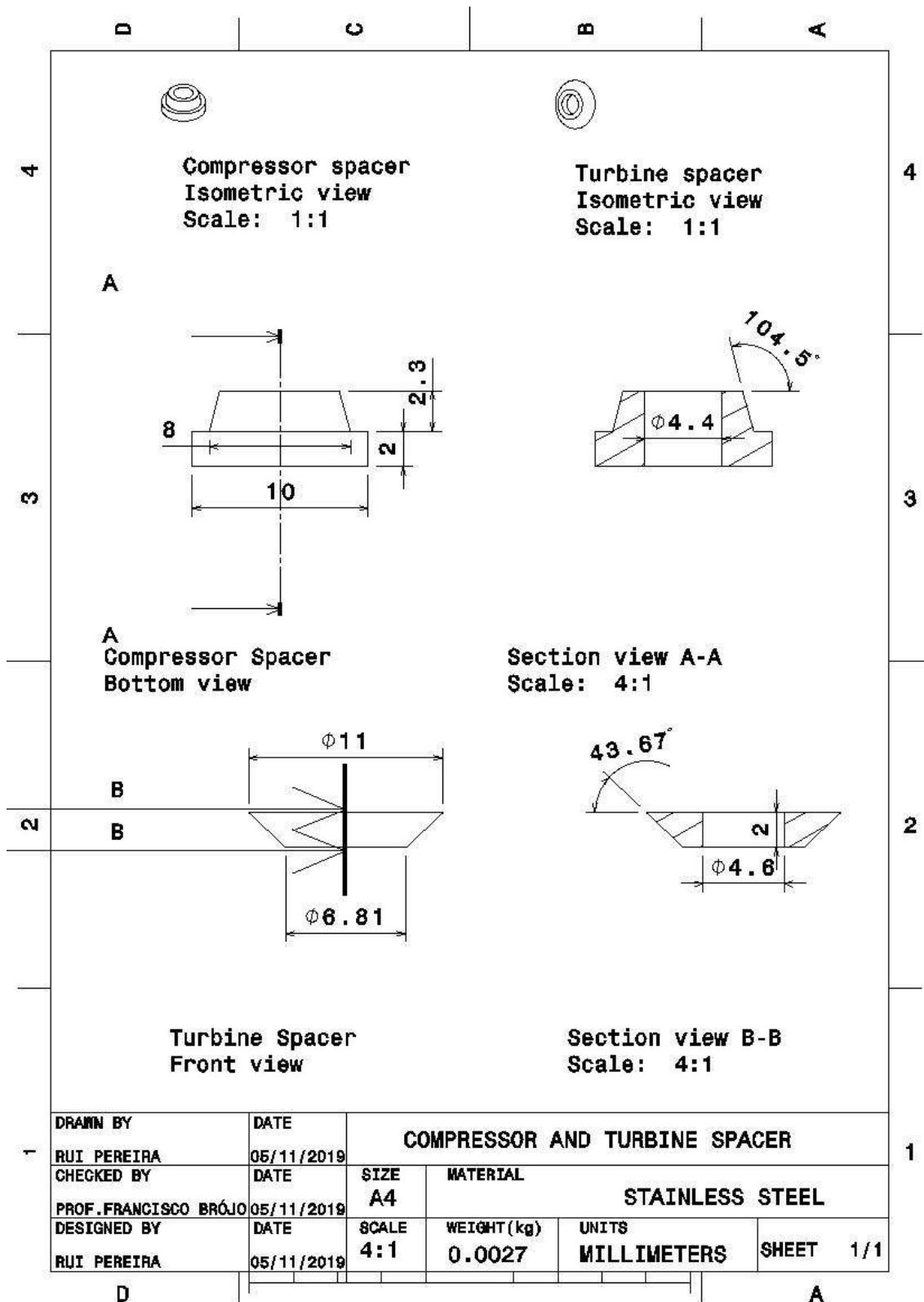


Figura B.6: Espaciadores

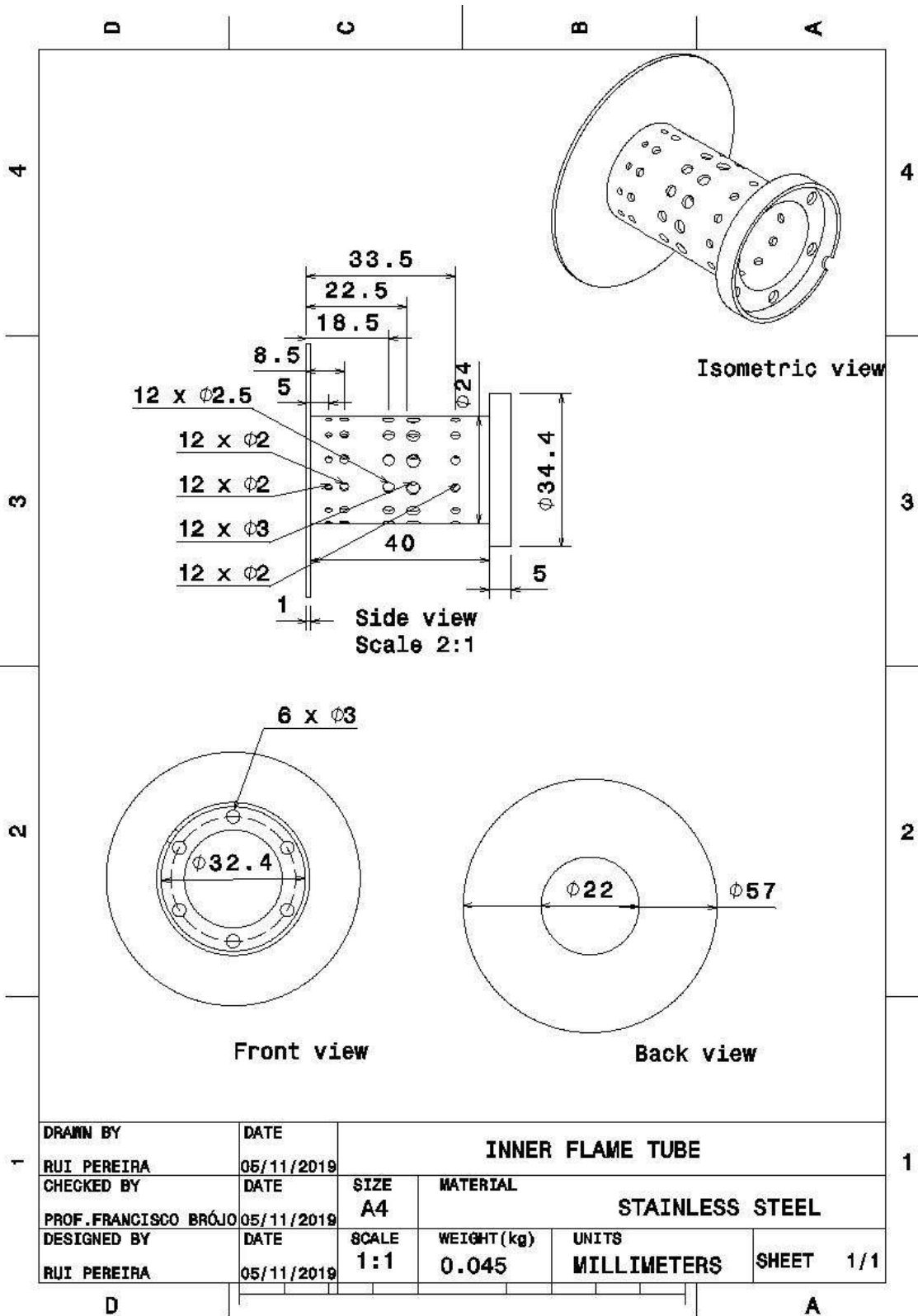


Figura B.7: Tubo de llama interior con soporte del anillo de combustible

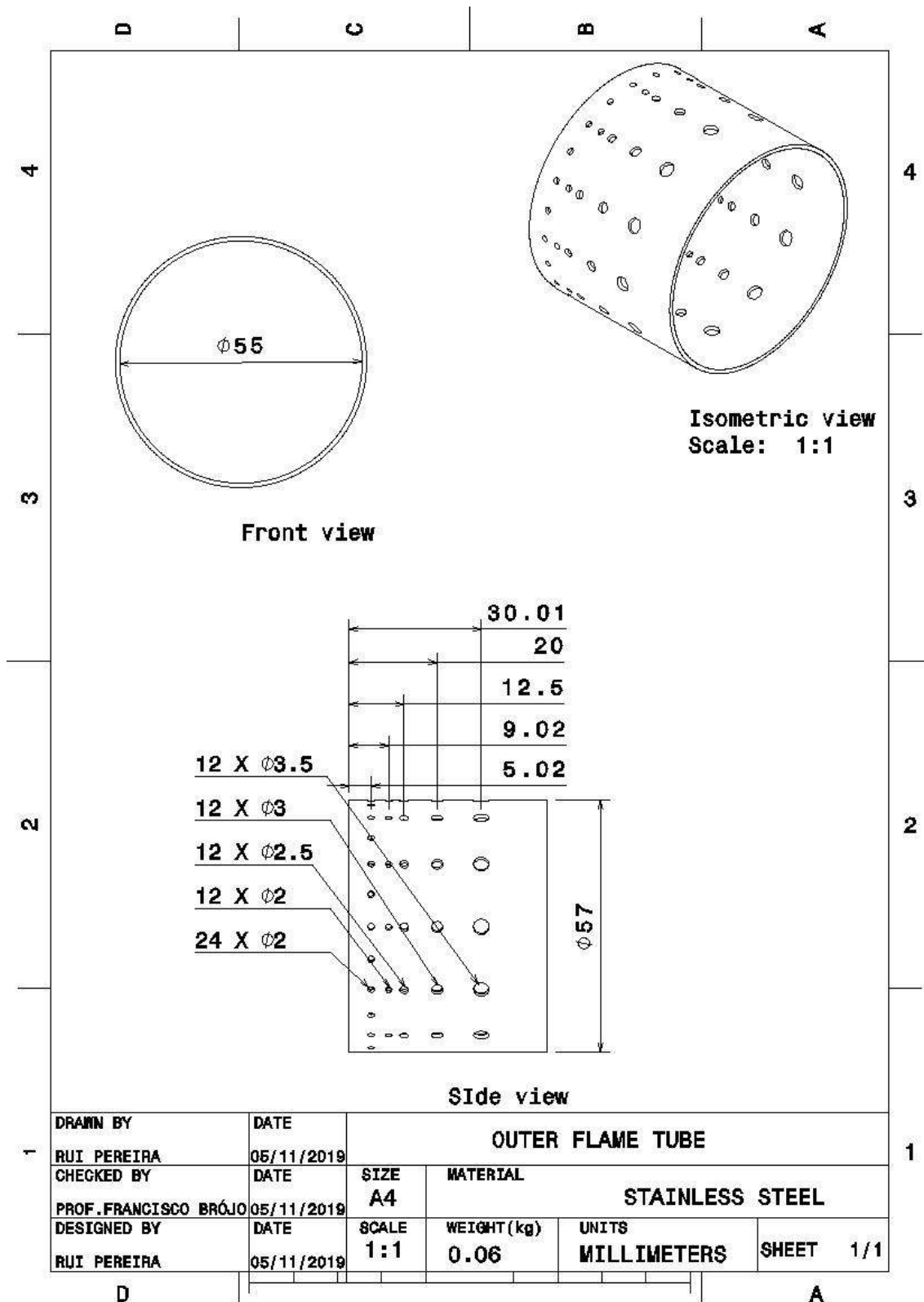


Figura B.8: Tubo de llama exterior

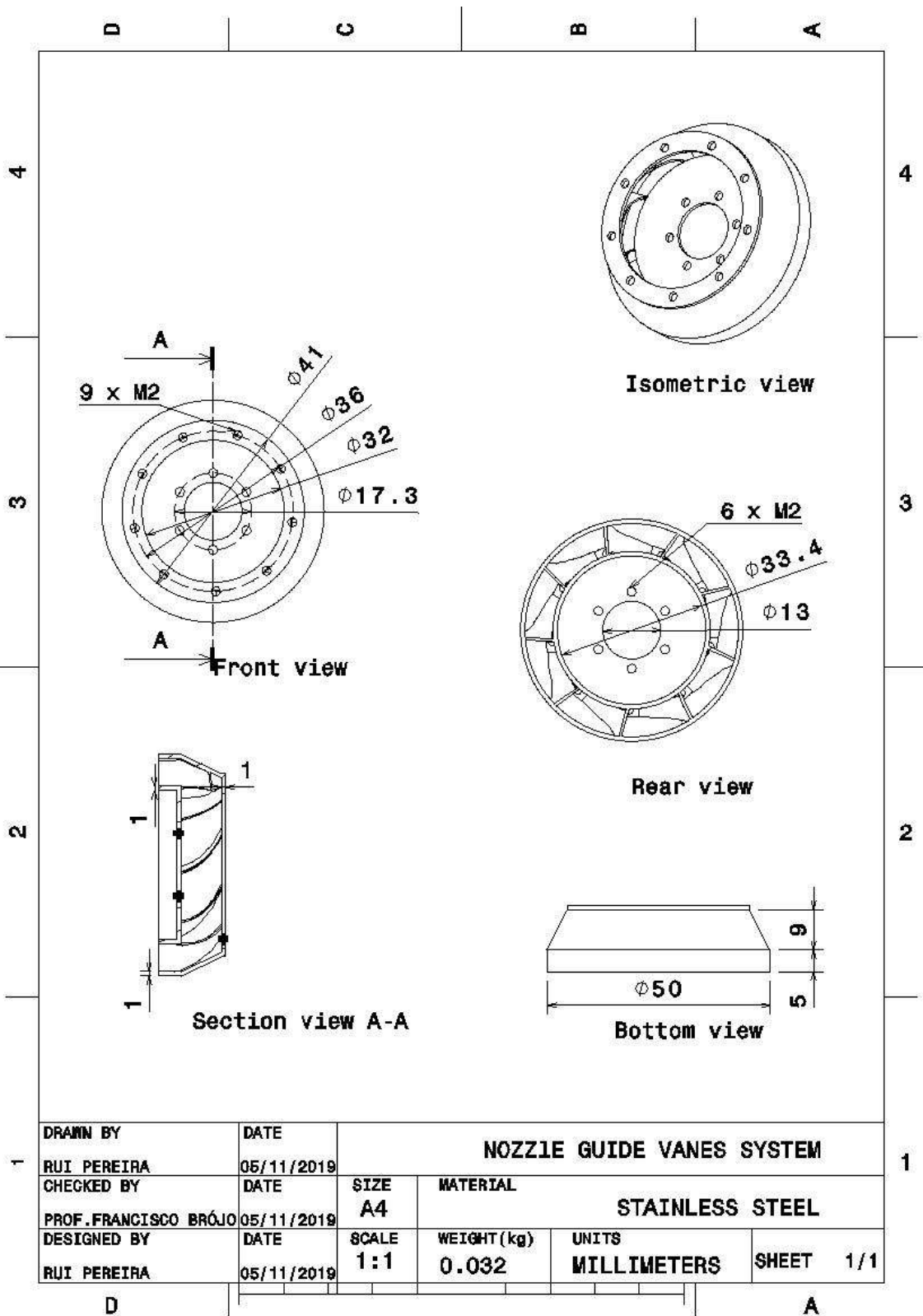


Figura B.9: Sistema de álabes guía de tobera

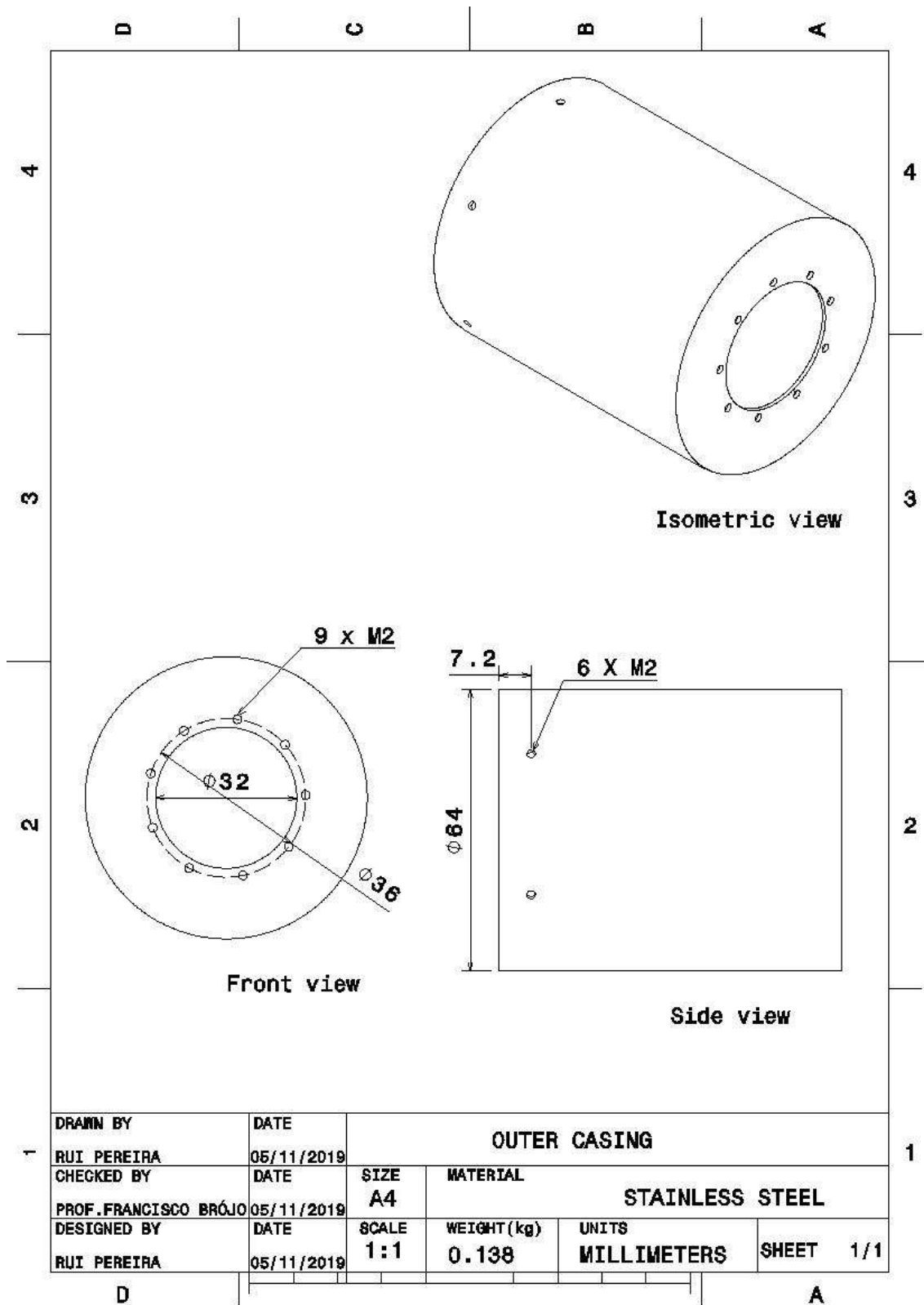


Figura B.10: Carcasa exterior

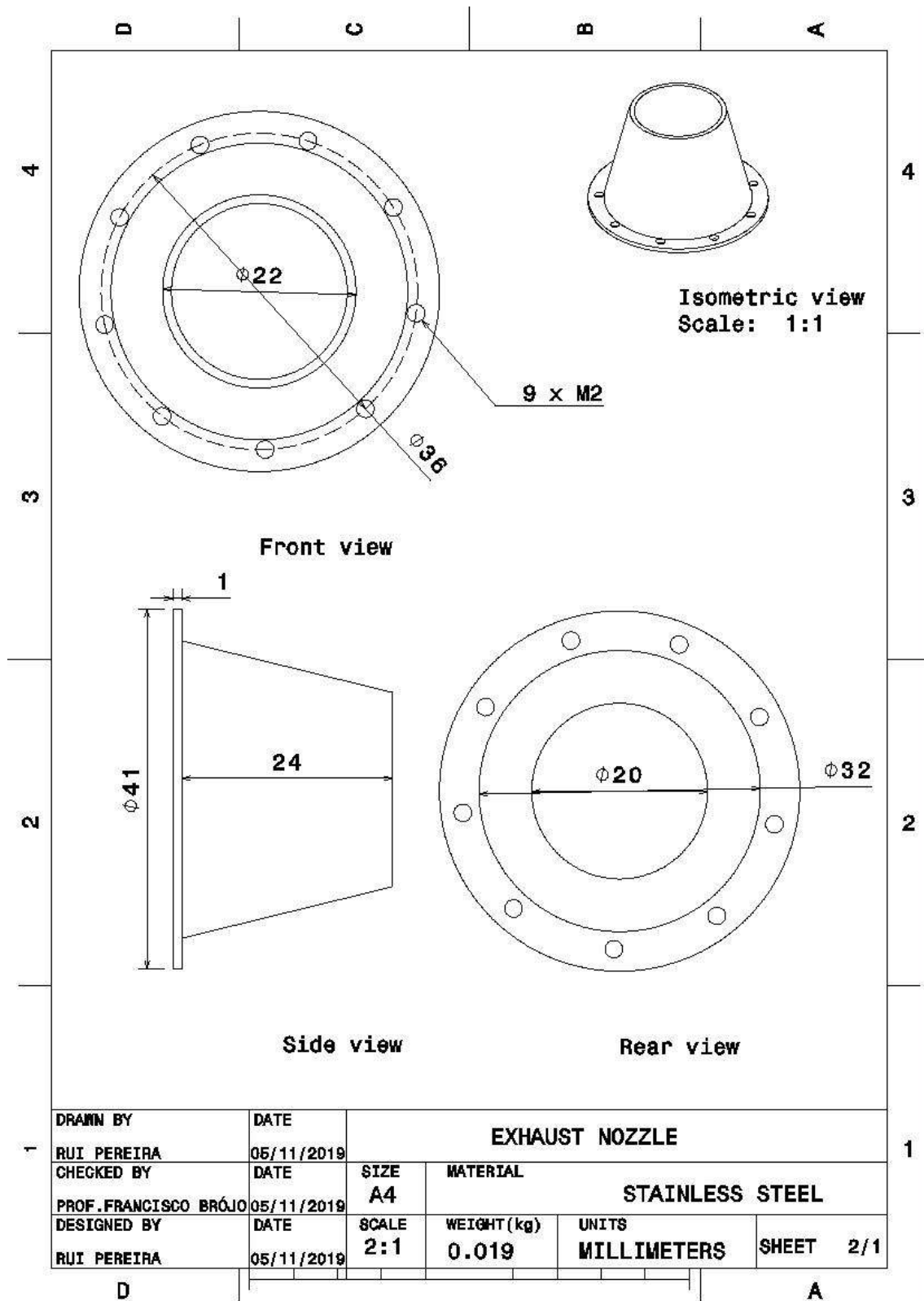


Figura B.11: Tobera de escape

Apéndice C - Vistas 2D, 3D del turborreactor

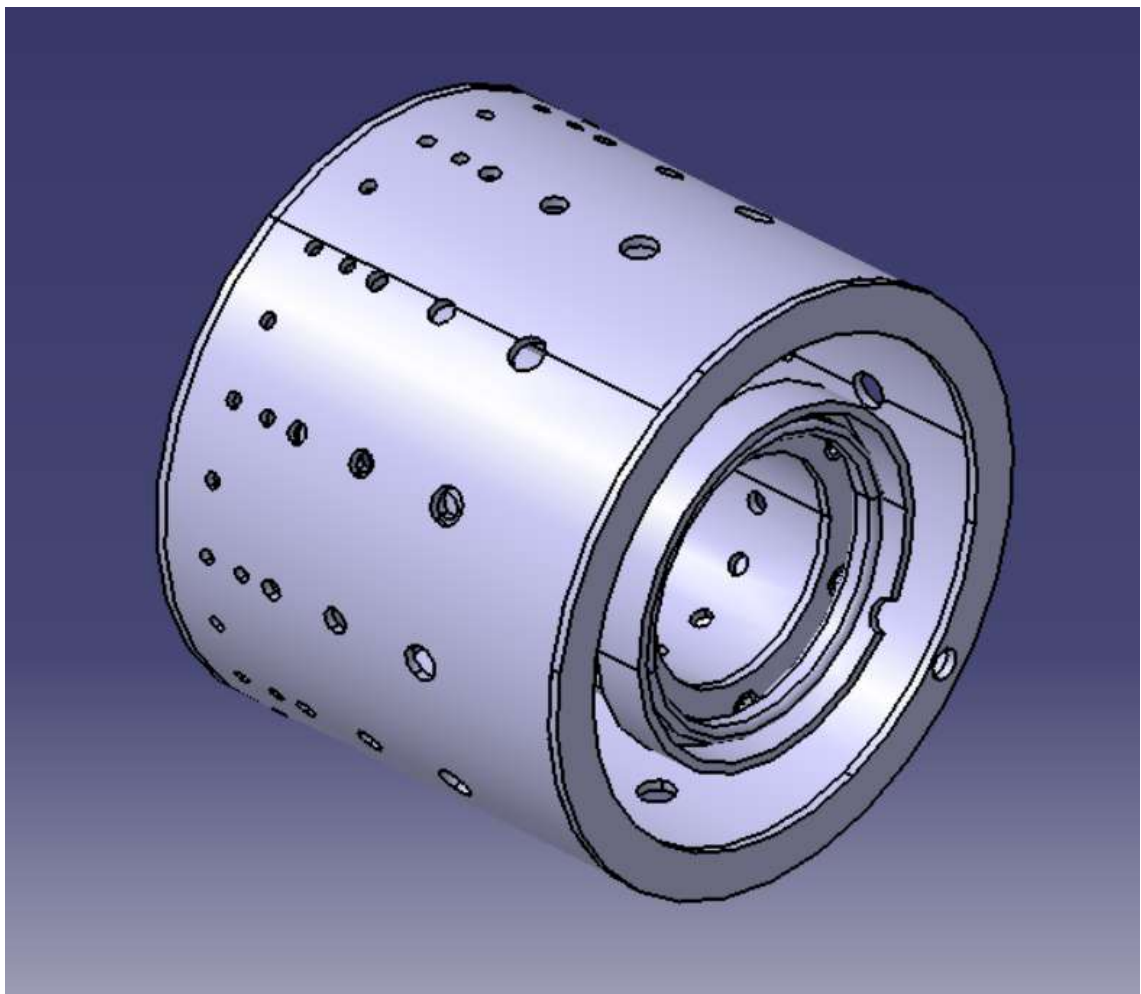


Figura C.1: "Cámara de Combustión"

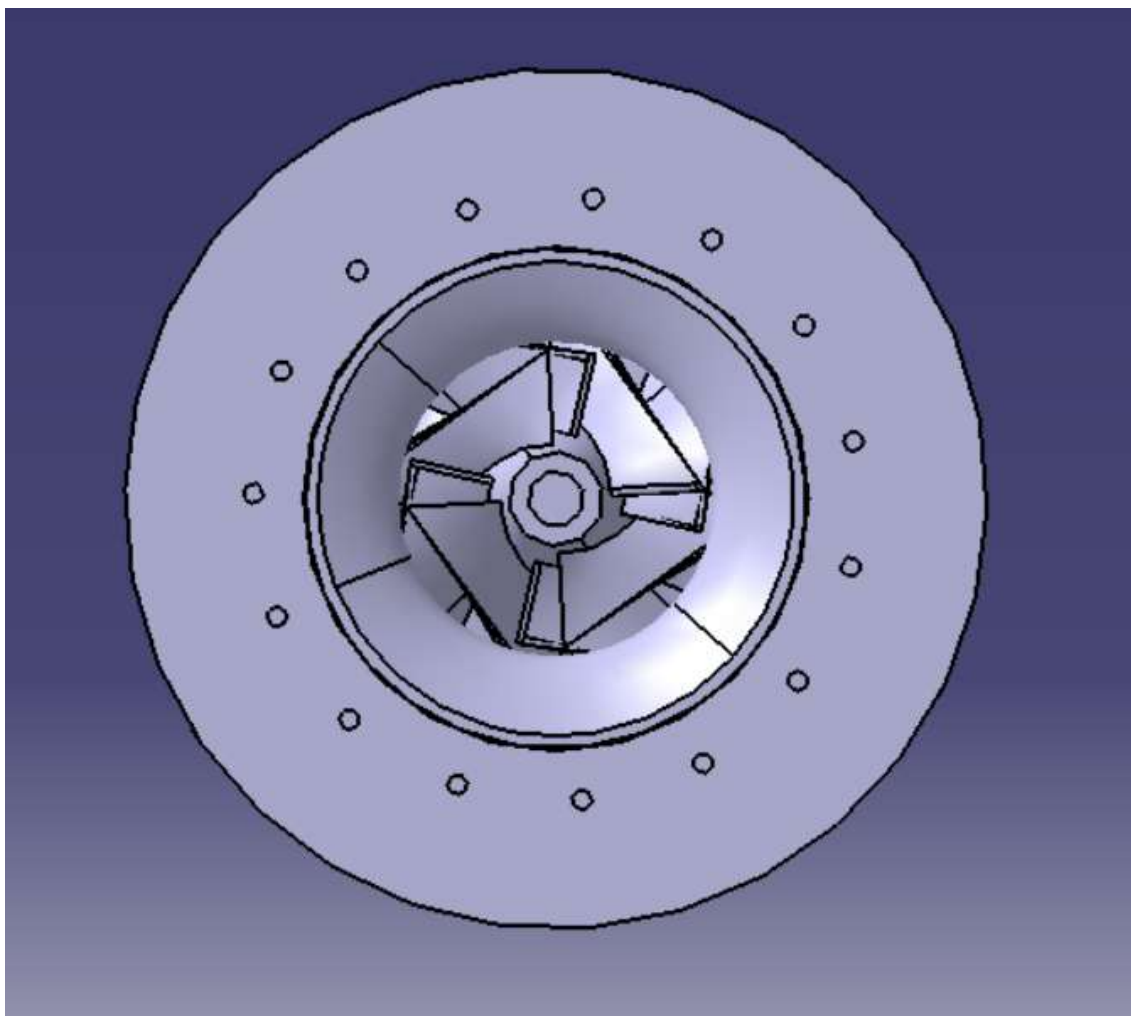


Figura C.2: "vista frontal del turborreactor"

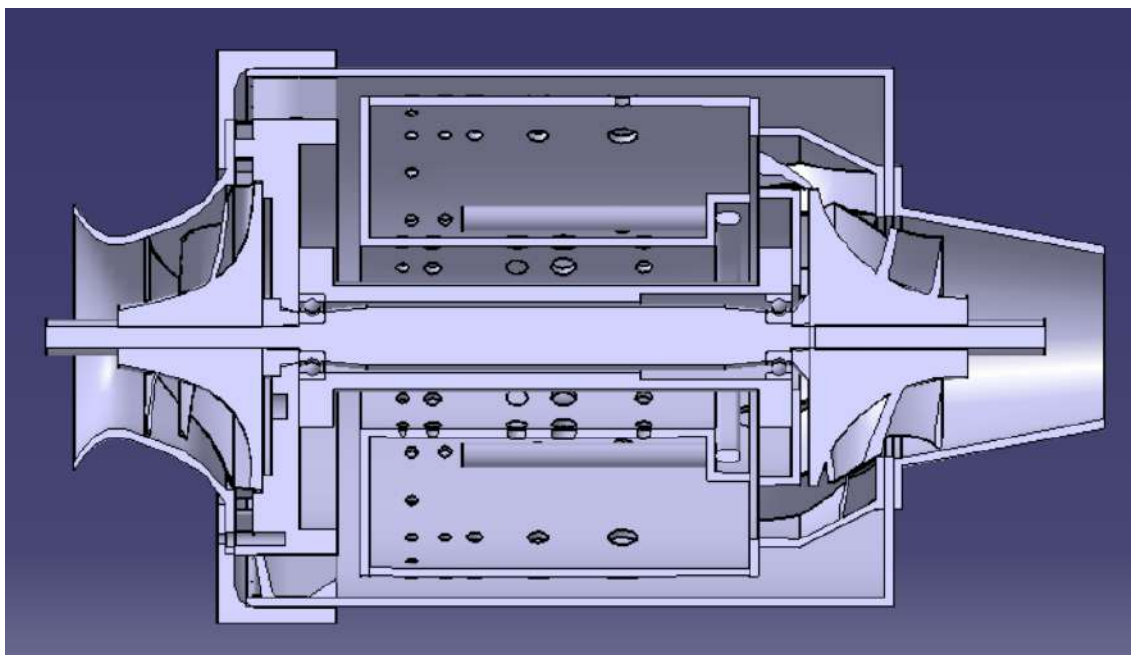


Figura C.3: "vista de la sección media del turborreactor"

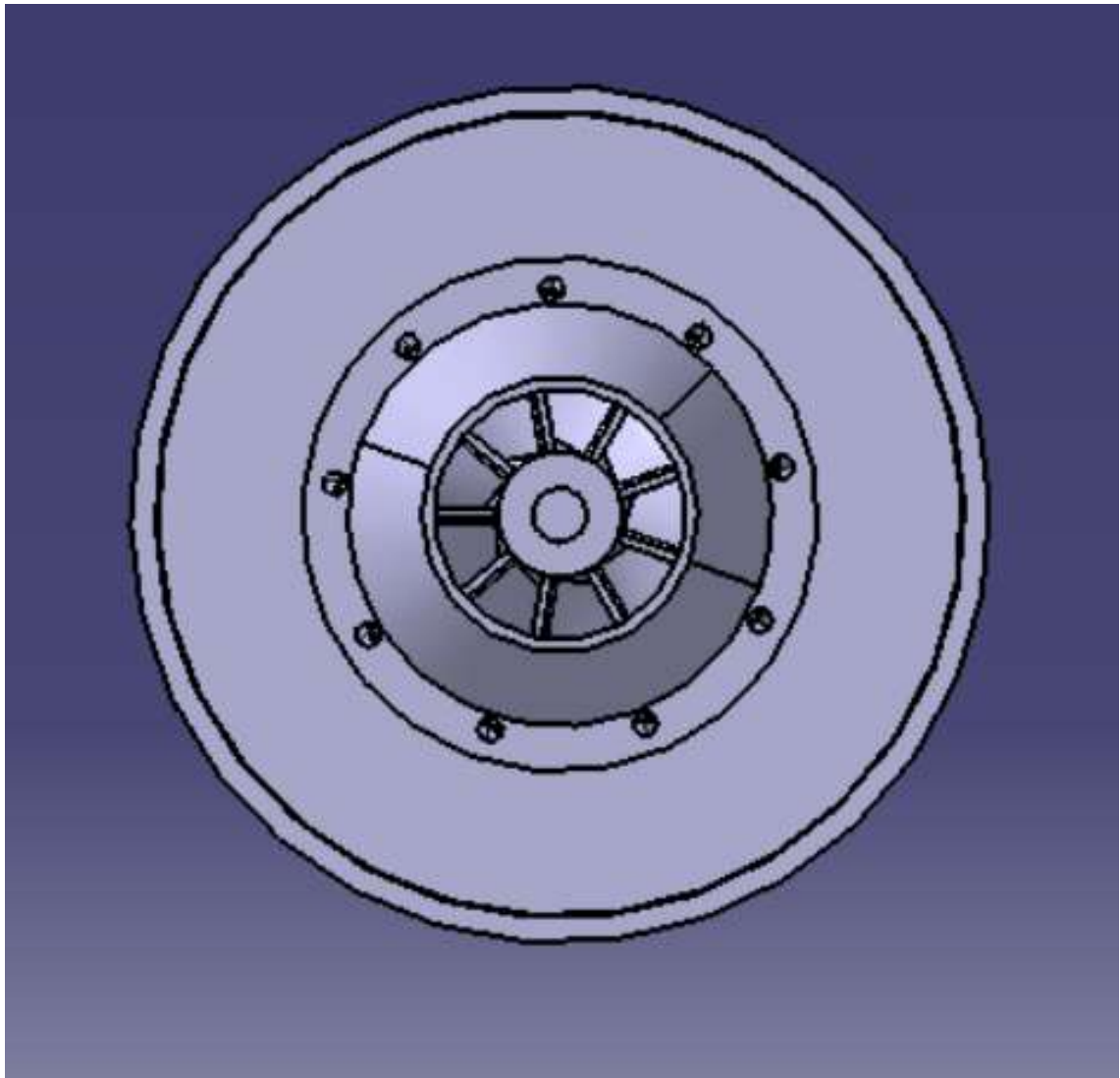


Figura C.4: "vista trasera del turborreactor"

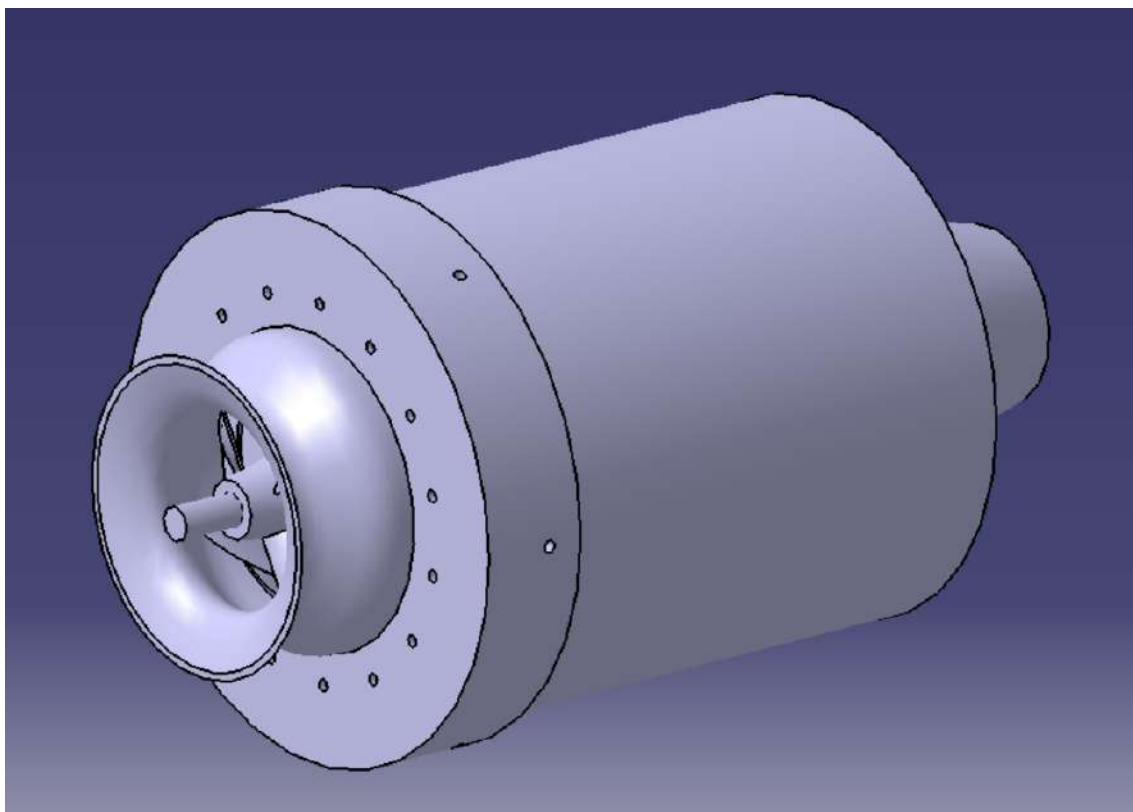


Figura C.5: "vista isométrica 3D del turborreactor 1"

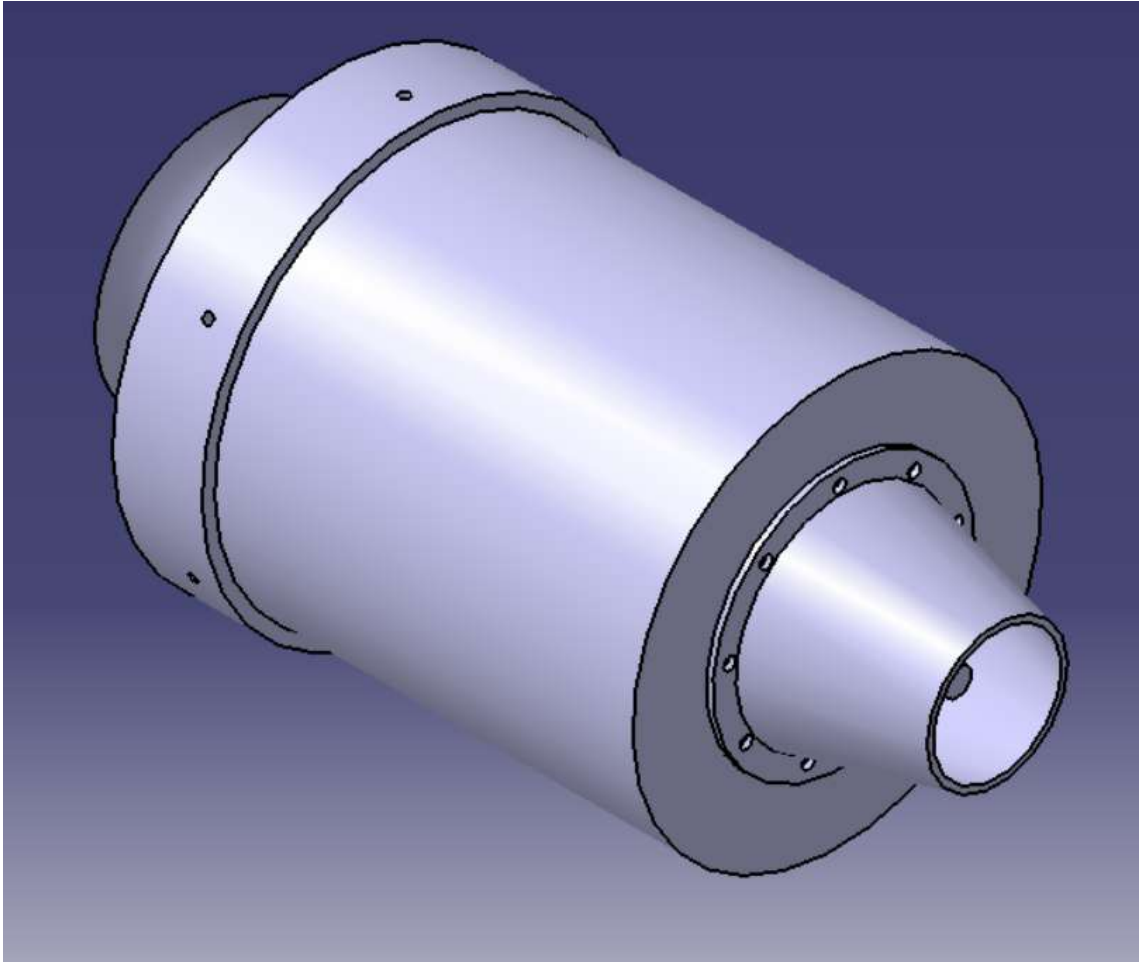


Figura C.6: "vista isométrica 3D del turborreactor 2"

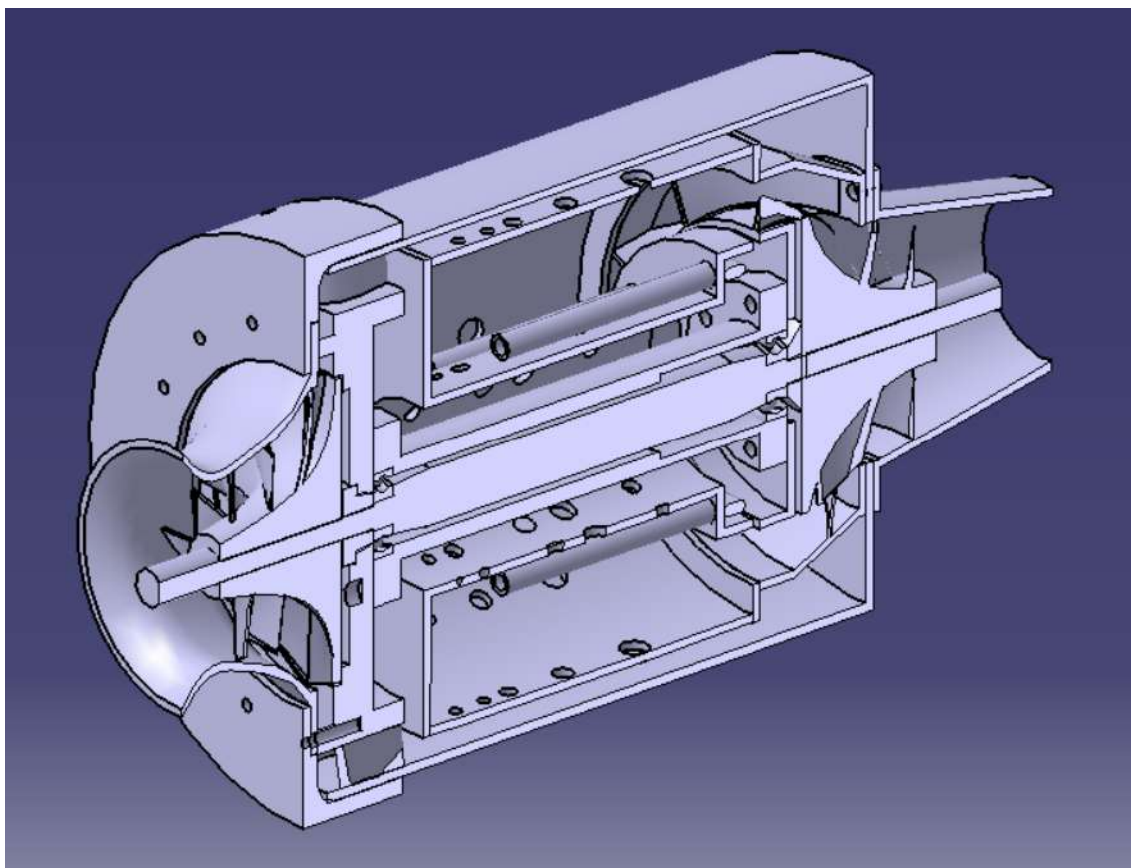


Figura C.7: "vista isométrica 3D de la sección media del turborreactor"

Apéndice D - Ciclo Real de Turbojet

Tabla 2: especificaciones técnicas del Turbo VZ21 [36]

	Type	RHF3	RHF4	RHF5	RHF55	RHF6	RHE61	RHE62	RHE7	RHE8	
Item	Air Flow Rate (at: $\pi=2.0$)	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	4.5~20.0 158.9~706.3	5.5~24.0 194.2~847.6	7.0~30.0 247.2~1069.5
	Maximum Pressure Ratio		2.7	27	2.8	3.0	3.0	3.3	3.3	3.3	3.3
	Maximum Speed	X10 ³ rpm	250	190	180	168	140	140	131	120	107
	Maximum Allowable Gas Temperature	°C	950	950	950	950	950	750	750	750	750
		°F	1742	←	←	←	←	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	m/m	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	253	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 de ciclo real considerando que el compresor gira a 200000 rpm. De la Tabla 2, se obtuvo una relación de compresión del compresor π_c de 2.2 con un caudal másico de aire, \dot{m}_a , de 0.1047 kg/s.

Parámetros asumidos:

M_0	0.05	
V_r	17.35944 m/s	
R	0.287 kJ/kgK	
P_r	101.325 kPa	
T_r	300 K	γ_c
$4\gamma_t$	1.333	c_{pc}
005	kJ/kgK	c_{pt}
148	kJ/kgK	T_{04}
15	K	
F_{HVV}	46300 kJ/kg	[29]
η_i	0.7	η_c
π_c	2.2	λ
η_b	0.9%	ΔP_c
η_t	0.8	η_n

Diseño y Fabricación de un motor mini-turborreactor

Entrada

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

• Compresor

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

Que mador

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

• Turbina

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

• Verificación de Presión Crítica de la Tobera

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

$$\begin{aligned} P_{06}/P_c > P_{06}/P_a \text{ (No} \\ \text{estrangulado)} V_7 & 22. \\ 17492 \text{ m/s} T_{07} & 577.1850 \text{ K} \end{aligned}$$

Parámetros de Rendimiento del Motor a Reacción

$$\begin{aligned} \text{Specific Thrust } F/\dot{m} & 5.138204 \text{ N s/kg} \\ TFSC & 10.19647 \text{ kg/Nh} \eta_{th} \\ \text{Eficiencia Térmica } \eta_p & 0.1465787 \\ \text{Eficiencia Propulsiva } \eta_o & 0.88348601 \\ \text{Eficiencia General} & 0.1319971 \end{aligned}$$

