



Università della Beira Interna
Ingegneria

Design e Produzione di un mini-turbojet

Rui Gonalo Gonalves Esteves Pereira

Dissertazione per l'ottenimento del Grado di
Master in **Ingegneria Aeronautica** (Ciclo
di studi integrato) (Versione rivista dopo
discussione)

Relatore: Prof. Dott. Francisco Miguel Ribeiro Proena Brojo

Covilh, Febbraio 2020

Ringraziamenti

Ci sono molte persone, senza l'aiuto delle quali, questa tesi non sarebbe possibile. Prima di tutto, i miei più sentiti ringraziamenti alla mia famiglia, che mi ha supportato per tutto il tempo durante questi cinque anni. Il loro aiuto e incoraggiamento, certamente, hanno reso più facile portare a termine questo progetto.

In secondo luogo, la mia gratitudine al mio supervisore, il Professor Francisco Brójo, che è stato sempre disponibile ad aiutare e a garantire che l'intero progetto procedesse nella giusta direzione. Inoltre, la pazienza dimostrata dal Professore durante tutto questo progetto, con diverse sfide inaspettate, è stata immensamente apprezzata, perché, senza di essa, non sarei stato in grado di raggiungere gli obiettivi predefiniti per questo progetto. Professore, i miei più sinceri ringraziamenti per avermi permesso di sviluppare un tale progetto.

Vorrei anche ringraziare Mr.Rui Paulo e Mr.João Correia per l'aiuto fornito durante la fase sperimentale. Senza il loro supporto, questo esperimento sarebbe stato certamente più difficile.

Infine, sono grato per tutto il supporto e i momenti indimenticabili in compagnia dei miei amici, specialmente José e João, durante i miei anni accademici.

Riassunto

Lo sviluppo e la produzione di piccoli motori a propulsione a reazione è relativamente recente, considerando che questo tipo di turbina a gas ha iniziato a essere studiato e sviluppato molto prima. Tuttavia, con l'evoluzione dei tempi, le turbine a gas sono diventate una sfida sempre più difficile da sviluppare e migliorare. Questo tipo di motore richiede uno studio intenso delle varie aree legate al suo funzionamento, esigendo sempre più conoscenze e abilità, affinché un piccolo dettaglio possa essere migliorato. Sebbene il dettaglio possa essere piccolo, l'effetto sulle prestazioni generali è considerevole.

Fino a tempi recenti, questi piccoli motori sono stati sviluppati senza un ruolo significativo nell'industria aeronautica, essendo utilizzati solo per aeromodelli. Tuttavia, grazie all'evoluzione della scienza, questi motori stanno iniziando a essere studiati e preparati per essere integrati nei Veicoli Aerei Non Pilotati, UAV, come il loro sistema di propulsione [1].

Questo progetto consiste nello sviluppo di un turbojet, rispettando le dimensioni di due componenti precedentemente ottenuti, il compressore e la turbina, del modello turbo I HI RHB31 VZ21. Per comprendere come eseguire il design con il dimensionamento adeguato, è stato condotto uno studio su tutti i componenti presenti in un turbojet, parallelamente alle aree fondamentali relative al funzionamento del turbojet, ad esempio, cicli termodinamici. Al termine di uno studio generale del turbojet, l'autore è passato alla fase di design, nella quale il processo di dimensionamento inizia basandosi sulle informazioni contenute nelle varie fonti di informazione, trovate nella bibliografia. Il dimensionamento è stato realizzato utilizzando un fattore di scala. Questo fattore di scala è stato ottenuto da un rapporto di diametri dei compressori. Sinteticamente, nel libro del Sig.Thomas Kamps, l'autore consiglia al novizio di dividere la dimensione del proprio compressore per quella del compressore utilizzato per il motore del Sig.Thomas Kamps. Il rapporto di diametri, o fattore di scala, è stato applicato agli altri componenti, prodotti dal Sig.Thomas Kamps, permettendo di arrivare alle misure per questa turbina a gas, rispettando le raccomandazioni. Le dimensioni della copertura del compressore, flangia di ingresso, diffusore, albero, tunnel di accoppiamento dell'albero, camera di combustione, anello di distribuzione del combustibile, ugello anteriore alla turbina con palette guida per il flusso, ugello dei gas di scarico e, infine, l'involucro esterno, sono state ottenute. Il passo successivo è stato il processo di design dei componenti menzionati, in relazione ai design osservati nella letteratura studiata, utilizzando il software tridimensionale CATIA V5R18. Il design è un processo empirico, che diventa estremamente difficile considerare un design come assoluto.

Il processo di fabbricazione del turbojet è stato realizzato una volta completato il processo di design. La prossima azione è stata ottenere i materiali necessari per la produzione dei pezzi, essenzialmente alluminio e acciaio inossidabile. L'alluminio utilizzato è stato alluminio fuso, successivamente lavorato per acquisire le forme richieste relative al design stabilito. La maggior parte dei componenti è stata prodotta con fogli di lamiera di acciaio inossidabile, dai quali i pezzi sono stati tagliati, secondo le loro dimensioni e forma, in geometria piana. Il capitolo che descrive il processo di manifattura, così come il processo di design, è spiegato per permettere una futura riproduzione del lavoro completato o adattamento per un diverso set compressore/turbina.

avevano dimensioni estremamente piccole per essere prodotte su una fresatrice verticale a controllo numerico a cinque assi. Inoltre, la saldatura applicata sui pezzi prodotti non è stata eseguita con la qualità richiesta, anche aumentando lo spessore dei pezzi per facilitare il processo, come spiegato nel capitolo 4.3. Pertanto, uno degli obiettivi non è stato raggiunto a causa dei mezzi insufficienti che hanno impedito la fabbricazione delle parti del motore a getto.

Parole chiave

Modello di Turbojet, Mini-turbojet, cicli termodinamici, Design, Dimensionamento, CATIA V5R18, Processo di manifattura.

Abstract

Lo sviluppo e la produzione di piccoli motori con un sistema di propulsione a getto è relativamente recente, considerando che questo tipo di turbina a gas ha iniziato a essere studiato e sviluppato molti anni prima della prima costruzione di questi piccoli turbojet. Tuttavia, con il passare del tempo, le turbine a gas si sono rivelate una sfida maggiore, diventando sempre più difficili da sviluppare e migliorare. La turbina a gas richiede uno studio intenso delle diverse aree legate al suo funzionamento, richiedendo conoscenze e abilità aggiuntive per migliorare un piccolo dettaglio. Anche se il dettaglio potrebbe essere piccolo, l'effetto sulle prestazioni complessive sarebbe considerevole.

Fino a tempi recenti, questi piccoli motori sono stati sviluppati senza un ruolo significativo nell'industria aeronautica, essendo utilizzati solo per motori a reazione modello. Tuttavia, in considerazione dell'evoluzione scientifica, questi motori vengono studiati e preparati per integrare veicoli aerei senza pilota, UAV, come loro sistema di propulsione [1].

Questa dissertazione consiste nello sviluppo di un turborazzo, in scala ridotta, rispettando le dimensioni dei due componenti precedentemente ottenuti, il compressore e la turbina, dal modello turbo IHI RHB31 VZ21. Per comprendere come eseguire un progetto con dimensioni adeguate, è stato condotto lo studio di ogni componente presente in un turborazzo, parallelamente alle aree fondamentali riguardanti il funzionamento di un turborazzo, come i cicli termodinamici. Al termine di uno studio generale del turborazzo, l'autore è passato alla fase di progettazione, in cui il processo di dimensionamento inizia basandosi sulle informazioni contenute nelle varie fonti di informazione trovate nella bibliografia. Il dimensionamento è stato effettuato utilizzando un fattore di scala. Questo fattore di scala è stato ottenuto dal rapporto dei diametri del compressore. In sintesi, nel libro di Mr. Thomas Kamps, l'autore consiglia al principiante di dividere il diametro del suo compressore per il compressore utilizzato per il motore di Mr. Kamps. Il rapporto dei diametri, o il fattore di scala, è stato applicato ai restanti componenti, prodotti da Mr. Thomas Kamps, al fine di ottenere le misure per questa turbina a gas, rispettando le raccomandazioni. Sono state ottenute le dimensioni del carter del compressore, flangia di ingresso, diffusore, albero, alloggiamento dell'albero, camera di combustione, anello di distribuzione del carburante, alette guida ugello, ugello di scarico e, infine, cassa esterna. Il passo successivo è stato il processo di progettazione dei componenti citati, in relazione ai progetti osservati, trovati nella letteratura studiata, utilizzando il software di progettazione tridimensionale CATIA V5R18. La progettazione è un processo empirico, che si rivela estremamente difficile da considerare un progetto come assoluto.

Il processo di produzione del turborazzo è stato eseguito, al momento, il processo di progettazione era stato concluso. L'azione successiva è stata quella di acquisire il materiale necessario per la produzione dei pezzi, essenzialmente, alluminio e acciaio inossidabile. L'alluminio utilizzato era alluminio fuso, lavorato poi per acquisire la forma richiesta in relazione al design stabilito. La maggior parte delle componenti è stata fabbricata con la miera di acciaio inossidabile, nelle quali i pezzi sono stati tagliati, secondo le loro dimensioni e forma, in geometria piana. Il capitolo che descrive il processo di produzione, così come il processo di progettazione, è spiegato per consentire una futura riproduzione del lavoro completato o un adattamento per un diverso set compressore/turbina.

Purtroppo, la fabbricazione del diffusore e del carter del compressore non è stata possibile, poiché aveva dimensioni estremamente ridotte per essere prodotto nel centro di lavorazione verticale a 5 assi. Inoltre, la saldatura applicata ai pezzi fabbricati non è stata eseguita con la qualità richiesta,

anche avendo aumentato lo spessore del materiale per facilitare il processo, come spiegato nel capitolo 4.3. Pertanto, uno degli obiettivi principali non è stato raggiunto a causa dei mezzi insufficienti che hanno impedito la fabbricazione delle parti del motore a reazione.

Parole chiave

Modello di motore a reazione, Mini-turbojet, Cicli termodinamici, Progettazione, Dimensionamento, CATIA V5R18, Processo di produzione.

Indice

1 Motivazione e Obiettivi	1
1.1 Motivazione.1 1.2 Obiettivi.2 1.3 Struttura del documento.2	
2 Revisione Bibliografica	3
2.1 Revisione Storica delle Turbine a Gas.3 2.1.1 Tipi di Turbine a Gas.4 2.2 Revisione del Ciclo.7 2.2.1 Ciclo di Lavoro.7 2.2.2 Ciclo Termodinamico.8 2.2.2.1 Nozioni Teoriche.8 2.2.2.2 Ciclo di Brayton.10 2.2.2.3 Analisi del Comportamento del Ciclo.12 2.3 Componenti.18 2.3.1 Ugello di Ingresso.18 2.3.2 Compressore.19 2.3.2.1 Centrifugo.19 2.3.2.2 Assiale.21 2.3.3 Diffusore.22 2.3.4 Camera di Combustione.23 2.3.5 Turbina.26 2.3.5.1 Assiale.26 2.3.5.2 Radiale.28 2.3.6 Ugello di Scarico.29 2.3.7 Sistema di Alimentazione.30 2.3.7.1 Carburanti.30 2.3.7.2 Modi di Iniezione del Carburante.31 2	
.4 Nozioni di base sul turbocompressore.	31
3 Metodologia 3	5
3.1 Dimensionamento g Processo .	35
3.1.1 Compressore.35 3.1.2 Flangia di ingresso.35 3.1.3 Carter del compressore.36 3.1.4 Diffusore.36 3.1.5 Albero e alloggiamento dell'albero.37 3.1.6 Camera di combustione.38 3.1.7 Distributore di carburante.38 3.1.8 Sistema di palette guida ugello.38 3.1.9 Turbina.39 3.1.10 Ugello di scarico.39 3.1.11 Cuscinetto, lubrificazione e iniezione di carburante.39 3.1.12 Cassa esterna.40	

3.2 Processo di produzione.4	0
4 Caso pratico	43
4.1 Risultati di dimensionamento .	43
4.2 Progettazione del prototipo di mini-turbojet .	43
4.2.1 Compressore	43
4.2.2 Flangia di ingresso	44
4.2.3 Carter del compressore .	45
4.2.4 Diffusore	47
4.2.5 albero e alloggiamento dell'albero .	48
4.2.6 Camera di combustione .	49
4.2.7 Distributore di carburante	50
4.2.8 sistema di palette guida ugello .	51
4.2.9 turbina	51
4.2.10 Ugello di scarico, cassa esterna e cuscinetti .	52
4.3 Produzione dei Componenti .	54
4.3.1 Processo di formatura.55 4.3.2 Processo di fresatura.57 4.3.3 Processo di tornitura.58 4.3.4 Processo di brasatura.59 4.3.5 Processo di saldatura.60	
5 Conclusione	63
5.1 Svantaggi.63 5.2 Lavori futuri e raccomandazioni.64	
Bibliografia	65
Appendici	69

Elenco delle figure

2.1 Eolipila [5] .3 2.2 Statoreattore [8] .5 2.3 Pulsoreattore [8] .5 2.4 Motore a razzo [8] .
 5 2.5 Turborazzo [6] .5 2.6 Turbopropulsore [11] .6 2.7 Turbina a gas [12] .6 2.8
 Turboventola [6] .6 2.9 Motore ad alto bypass, Rolls Royce RB.211 [6] .6 2.10 Ciclo
 aperto [14] .11 2.11 Ciclo chiuso [14] .11 2.12 Componenti del motore a reazione e
 stati termodinamici analoghi [16] 11 2.13 Numerazione delle stazioni del
 turbojet [16] .12 2.14 Inlet subsonico [26].19 2.15 Inlet supersonico assisimmetrico [26] .
 19 2.16 Inlet supersonico rettangolare [26] .19 2.17 Compressore centrifugo [8] .19
 2.18 Tipi di girante [27] .20 2.19 Evoluzione della pressione e della velocità nel siste
 ma girante-diffusore [27] . . 20 2.20 Compressore assiale [6] .21 2.21 Cambiamenti di
 pressione e velocità in un compressore assiale [8] .21 2.22 Compressore assiale a
 singolo rotore [8] .22 2.23 Compressore assiale a doppio rotore [8] .22 2.24 Tipi di
 diffusore [29] .23 2.25 Camera di combustione [8] .23 2.26 Distribuzione dell'aria
 all'interno del bruciatore [8] .24 2.27 Camera di combustione multipla [8] .25 2.28
 Camera di combustione tubo-anulare [8] .25 2.29 Camera di combustione anulare [8] .
 26 2.30 Turbina a impulso [8] .27 2.31 Variazione delle proprietà attraverso [8] .27
 2.32 Turbina a flusso radiale a sbalzo [27] .28 2.33 Turbina a flusso radiale misto [27] .
 29 2.34 Ugello convergente-divergente.30 2.35 Modi di iniezione del carburante [29] .
 31 2.36 Turbocompressore, Brevetto di Alfred Büchi [32] .32 2.37 Componenti del
 turbocompressore.32 2.38 Lavoro del turbocompressore[35] .32 2.39 Esempio di
 Mappa del compressore[34] .33 2.40 Mappa del compressore RHB31VZ21 [36] .34 3.1
 Carter del compressore [29] .36 3.2 Diffusore [29] .37

3.3 Profilo delle palette del diffusore[29]	.37
3.4 Albero [29]	.37
3.5 Alloggiamento dell'albero [29]	.37
3.6 Tubo fiamma esterno [29].38	3.8
3.7 Tubo fiamma interno[29]	.38
3.8 Ugello di scarico [29]	.39
3.9 Procedura di progettazione del diffusore.	42
4.1 Operazione dell'albero CAD del compressore.	44
4.2 Schizzo delle palette CAD del compressore.	44
4.3 Vista CAD del compressore.	44
4.4 Vista CAD del compressore.	44
4.5 Vista frontale dell'ingresso.	45
4.6 Vista posteriore dell'ingresso.	45
4.7 Vista laterale dell'ingresso.	45
4.8 Vista isometrica dell'ingresso.	45
4.9 Schizzo della copertura del compressore.	46
4.10 Altezza dei piani di progettazione della copertura del compressore.	46
4.11 Vista laterale della copertura del compressore.	46
4.12 Vista posteriore della copertura del compressore.	46
4.13 Vista isometrica della copertura del compressore.	46
4.14 Base del diffusore.	47
4.15 Paletta a forma di cuneo del diffusore.	47
4.16 Profilo alare della paletta assiale del diffusore.	47
4.17 Vista isometrica del diffusore.	48
4.18 Schizzo dell'alloggiamento dell'albero.	48
4.19 Schizzo dell'albero.	48
4.20 Schizzo del tubo fiamma esterno.	49
4.21 Schizzo del tubo fiamma interno.	49
4.22 Vista isometrica del tubo fiamma interno.	49
4.23 Vista isometrica del tubo fiamma esterno.	50
4.24 Anello del carburante.	50
4.25 Sistema NGV.	51
4.26 Vista del sistema delle palette guida ugello.	51
4.27 Vista del sistema delle palette guida ugello.	51
4.28 Schizzo dell'operazione dell'albero della turbina.	52
4.29 Schizzo della paletta della turbina.	52
4.30 Vista isometrica della turbina.	52
4.31 Schizzo dell'ugello di scarico.	53
4.32 Vista isometrica dell'ugello di scarico.	53
4.33 Vista isometrica della cassa esterna.	53
4.34 Schizzo della cassa del cuscinetto.	53
4.35 Schizzo delle sfere del cuscinetto.	53
4.36 Esempio di cuscinetto 618/5.	54
4.37 Fornace.	55
4.38 Alluminio fuso.	55
4.39 Campioni dei pezzi tagliati con il getto d'acqua.	55

4.40 Fori puntati nei tubi di fiamma semplici.56 4.41 Tubi di fiamma semplici forati.56
4.42 Ugello di scarico.56 4.43 Tubo fiamma interno.56 4.44 Tubo fiamma esterno.56
4.45 Cassa esterna.56 4.46 Turbina forata.57 4.47 Palette del sistema di palette guida
ugello.57 4.48 Base della turbina.58 4.49 Parte circostante e superiore del sistema di
palette guida ugello.58 4.50 Alloggiamento dell'albero.58 4.51 Flangia di ingresso.59
4.52 Albero.59 4.53 Supporto anello carburante.60 4.54 Anello del carburante.60 4.55
Ugello di scarico.61 4.56 Cassa esterna.61 4.57 Vista frontale del tubo fiamma
interno.61 4.58 Vista posteriore del tubo fiamma interno.61 4.59 Tubo fiamma
esterno.62 4.60 Parti esterne del Nozzle Guide Vane.62 4.61 Parte interna del sistema
di palette guida ugello.62 B.1 Flangia di ingresso.70 B.2 Carter del compressore.71 B.3
Diffusore.72 B.4 Alloggiamento dell'albero.73 B.5 Albero.74 B.6 Distanziatori.75 B.7
Tubo fiamma interno con supporto anello carburante.76 B.8 Tubo fiamma esterno.77
B.9 Sistema di palette guida ugello.78 B.10 Cassa esterna.79 B.11 Ugello di scarico.80
C.1 "Camera di combustione".81 C.2 "Vista frontale del turbojet".82 C.3 "Vista della
sezione centrale del turbojet".82 C.4 "Vista posteriore del turbojet".83 C.5 "Vista
isometrica 3D del turbojet 1".84 C.6 "Vista isometrica 3D del turbojet 2".85 C.7 "Vista
isometrica 3D della sezione centrale del turbojet".86

Elenco delle tabelle

2.1 Vantaggi e svantaggi delle diverse giranti [27].21 2.2 Carburanti [29] .30 1 Elenco
dei componenti.69 2 Specifiche tecniche del Turbo VZ21 [36] .87

Nomenclatura

A	Area della sezione trasversale m^2	a	Velocità del Suono m/sc
		c_p	Calore Specifico kJ/kgK
		E	
	Potenza Totale WF	Spinta NF/\dot{m}	Spinta Specifica $Ns/kgFHV$
	Valore Calorifico del Carburante J/kgf		Rapporto
	Carburante-Aria h		Entalpia Specifica J/kgK
ke	Energia Cinetica JM		Numero di Mach m
Massa $kg\dot{m}$	Portata Massica kg/spe		Energia
Potenziale JP	Pressione PaQ		Tasso di
Calore WR	Costante del Gas Reale $kJ/kgKS$		Consumo
Specifico di Carburante mg/Ns	T	Temperatura KV	Velocità m/s
W	Tasso di Lavoro $W\eta_p$		Efficienza
Propulsiva γ	Rapporto di Capacità Termica π		
Rapporto di Pressione ρ	Densità $kg/m^3\tau$		Rapporto di
Temperatura τ_λ			Rapporto Massimo di Entalpia di
Ristagno θ	Energia del Fluido in Movimento J		

Pedici

a	Aria	b
Bruciatore c		
Compressore cc		
Camera di Combustione		
f	Carburante	in
Ingresso m		Meccanico
o	Complessivo	
out	Uscita p	
Pressione Costante r		
Condizioni di flusso libero		
t	Turbina	h
Termico v		Volume
Costante	0	Totale
Stato Iniziale		2 Stato
Finale		

Elenco degli acronimi

CAD Progettazione Assistita da Computer CATIA Applicazione
Interattiva Tridimensionale Assistita da Computer CC Camera di
combustione CNC Controllo Numerico FABLAB Laboratorio di
Fabbricazione NGV Nozzle Guide Vanes RC Radiocomandato TSFC
Consumo Specifico di Carburante per Spinta UAV Veicolo Aereo Senza
Equipaggio UBI Università della Beira Interna

Capitolo 1

Motivazione e Obiettivi

1.1 Motivazione

Il sogno di un essere umano di volare è stato uno che ci ha affascinato e, è stato nei nostri pensieri, per un lungo periodo. Abbiamo iniziato dall'osservazione degli uccelli in volo, all'invenzione di un aquilone, l'ornitottero di Leonardo da Vinci, la prima mongolfiera, conosciuta anche come il Pallone di Montgolfier, l'aliante, l'aerodromo e, infine, l'Aliante dei Fratelli Wright [2].

Dallo studio per trovare ali sostenibili, per la generazione di portanza, erano in corso anche studi sui sistemi di propulsione, perché, abbiamo capito che per avere un volo sostenibile, dovevamo avere una fonte di energia. I motori a vapore furono i primi ad essere creati, seguiti dal motore a combustione interna e poi dalla turbina a gas. Infine, il nostro sogno si è avverato quando i Fratelli Wright hanno effettuato il primo volo.

Abbiamo iniziato a sviluppare nuove ali, materiali, strutture e sistemi di propulsione per aeromobili. Tutti questi elementi sono stati sottoposti a intensi studi e ricerche fino a raggiungere gli aeromobili moderni e, ancora, non smettiamo di indagare per ulteriori miglioramenti. Lo sviluppo degli aeromobili moderni ci ha permesso di attraversare continenti e interagire con diverse culture. Inoltre, per poter raggiungere un altro continente in poche ore, l'aeromobile deve essere estremamente ben progettato, costruito e attrezzato. I motori degli aeromobili forniscono una notevole quantità di trazione, permettendo all'aeromobile di raggiungere la velocità necessaria per l'operazione in questione. È in base allo scopo dell'aeromobile, ad esempio, operazioni militari a lungo raggio, voli commerciali o situazioni di combattimento, che vengono sviluppati e migliorati nei minimi dettagli. Ad esempio, in situazioni di combattimento, gli aeromobili sono costruiti per volare a una velocità sorprendente che supera la Velocità del Suono, 343 m/s [3]. I motori a turbina a gas, con il progresso tecnologico e scientifico, non sono più fuori portata per chi è interessato e desidera costruirne uno. Fortunatamente, al giorno d'oggi, ci sono mini-turbojet engine che si possono costruire e migliorare.

I motori a reazione montati a mano sono apparsi di recente e sono conosciuti come mini-turbojet o Motori a reazione modello. Queste piccole macchine hanno iniziato a trovare il loro posto nell'industria, dove vengono sviluppate e prodotte da aziende per una possibile applicazione negli UAV[1]. Queste turbine a gas possono essere applicate a un motore a reazione modello Radiocomandato (RC).

La sfida di costruire un mini-turbojet è di per sé attraente per chi è interessato ai sistemi di propulsione, così come la consapevolezza della possibilità di contribuire a lavori futuri porta ad abbracciarla. Pertanto, attraverso lo studio della progettazione e fabbricazione di turbine a gas, è stato progettato un prototipo di mini-turbojet e alcune parti sono state costruite; con impegno, molto presto le rimanenti saranno fabbricate e il motore finale sarà sottoposto ad analisi sperimentale.

1.2 Obiettivi

L'obiettivo principale di questa tesi è concentrato sulla progettazione e costruzione di un turborazzo di piccole dimensioni. Inizialmente, è stata realizzata una progettazione tridimensionale del piccolo motore a reazione utilizzando un software di progettazione assistita da computer (CAD), in particolare, CATIA. La progettazione è stata eseguita secondo i valori dimensionali ottenuti durante lo studio della progettazione di motori a reazione su piccola scala.

I criteri di dimensionamento trovati nella letteratura disponibile sono stati adottati dall'autore. Questo metodo si basa su dati empirici, specificamente, su progetti sviluppati fino a questo momento. Questo è stato un grande aiuto per ottenere le misure adeguate per i componenti principali, fornendo i mezzi per dimensionare i pezzi rimanenti. L'approccio al dimensionamento è debitamente spiegato nel Capitolo 3.

L'ultimo e principale obiettivo di questo lavoro è descrivere la serie di passaggi intrapresi per produrre un piccolo modello di motore a reazione, per applicazioni pratiche, in modo trasparente, per aiutare il lettore a produrre il suo motore a reazione in scala ridotta.

1.3 Struttura del Documento

L'intero documento è organizzato in cinque capitoli, dove ciascun capitolo si concentra su diverse parti, in accordo con il formato consueto della tesi di laurea magistrale.

Il primo, e attuale, capitolo manifesta la motivazione dell'autore che ha preceduto lo sviluppo di questa tesi. Inoltre, gli obiettivi e l'organizzazione del documento sono presentati in modo logico, per una più facile comprensione di ciò che è proposto in questa tesi.

Il secondo capitolo presenta una revisione della letteratura, introducendo la turbina a gas, descrivendone i tipi, in particolare il turborazzo. Segue una descrizione generale delle componenti che costituiscono il motore a reazione, insieme ai concetti termodinamici che ci permettono di comprendere il funzionamento complessivo del motore a reazione.

Il terzo capitolo riporta come è stato effettuato il processo di dimensionamento, giustificando le scelte per le misure delle componenti.

Il quarto capitolo stabilisce le procedure adottate per progettare e fabbricare le componenti richieste, completate dal loro assemblaggio. Insieme alle ulteriori modifiche apportate durante il processo.

Il quinto e ultimo capitolo rivela le conclusioni tratte dalla procedura pratica, gli ostacoli incontrati durante lo sviluppo di questa tesi e suggerimenti per lavori futuri.

Capitolo 2

Revisione bibliografica

2.1 Revisione storica delle turbine a gas

Un primo concetto emerse ai tempi di Roma-Egitto, creato da Hero, o Eroe di Alessandria. L'eolipila, il nome dell'invenzione di Hero, è una turbina a vapore radiale, che combina due ugelli, su lati opposti, da cui esce il vapore acqueo formato dall'ebollizione dell'acqua all'interno di una sfera, causando la rotazione del centro della sfera e generando coppia. Un esempio di motore a vapore è mostrato nella figura 2.1.



Figura 2.1: Eolipila [5]

Il principio fisico della reazione fu messo in pratica nel tredicesimo secolo dai cinesi utilizzando i fuochi d'artificio [6]. Dopo tre secoli, nel 1687, Sir Isaac Newton fece un avanzamento cruciale formulando le tre leggi del moto:

1. Inerzia: Un oggetto, in linea retta, rimarrà in moto uniforme a meno che non venga applicata una forza esterna all'oggetto, cambiando il suo stato [7].
2. $Force = m \times g$, la variazione di velocità, g , dipende dalla massa, m , dell'oggetto, quando viene applicata una forza esterna, F , [7].
3. Legge di azione-reazione: per esempio, una pietra esercita una forza sulla terra mentre la terra applica una forza uguale alla pietra [7].

Queste leggi ci hanno permesso di compiere, nel tempo, passi importanti verso le turbine a gas. Il primo fu compiuto nel 1791, da John Barber, un inglese, che ottenne un brevetto per il ciclo termodinamico della turbina a gas, noto come Ciclo di Brayton, lo stesso ciclo delle attuali turbine a gas. Utilizzando questo ciclo, Hans Holzwarth sviluppò l'accensione elettrica della miscela, nella camera di combustione, con valvole controllate in 1908 [6].

Nel 1913, un motore che utilizzava il sistema di propulsione a getto fu brevettato da René Lorin. Il primo statoreattore subsonico, tuttavia, non fu possibile concretizzare il progetto a causa della qualità del

materiale dell'epoca. I materiali non potevano resistere al calore, inoltre, l'evoluzione del sistema di propulsione a getto era ai suoi primi giorni, influenzando l'efficienza degli aeromobili [8].

I motori a reazione furono realizzati nel 1930 quando Sir Frank Whittle brevettò il design di una turbina a gas centrifuga per la propulsione a reazione. Successivamente, nel 1937, effettuò il primo test statico nella storia del motore a reazione. Nonostante Whittle avesse effettuato il primo test statico, fu Hans Joachim Pabst von Ohain, lavorando per la compagnia aerea Heinkel, a creare un motore turborazzo alimentato da idrogeno gassoso, simile al design di Whittle, che fu utilizzato come motore di propulsione per l'aereo He-178, realizzando il primo volo turborazzo al mondo, nel 1939. Tre anni dopo, il motore di Frank Whittle fu utilizzato per la prima volta come propulsore di un aereo [6].

Il primo volo di un turborazzo a flusso assiale avvenne in Germania, nello stesso anno in cui si verificò il volo del motore di Whittle. Il turborazzo assiale, Jumo 004A, era il sistema di propulsione dell'aereo Me-262. Il leader di questo progetto, scelto dalla compagnia Junkers, era Anselm Franz [6]. Nonostante il motore di Frank Whittle non potesse essere costruito così rapidamente, egli gettò le basi della moderna turbina a gas [8].

Il sistema di propulsione a reazione è stato, ed è tuttora, studiato ampiamente per cercare miglioramenti, con una futura applicazione di successo in questo tipo di motore. Solo anni dopo, il motore turbogetto fu applicato a un aeromobile, e l'idea di riprodurre lo stesso motore su piccola scala iniziò a emergere. La storia del mini-turborazzo è difficile da datare, tuttavia, si presume che sia stata avviata da Kurt Schreckling, tecnico tedesco e astronomo dilettante. Kurt fu il primo a replicare un turborazzo su piccola scala, aprendo le porte ai piccoli o miniaturizzati motori a reazione modello [9]. Motori a turbina a gas per aeromodelli, il libro di sua paternità, spiega come ha costruito il motore, l'FD 3/64, che ha creato un punto di partenza per i miniaturizzati turborazzi del futuro. Questo ha permesso ad altri di migliorare il turborazzo di Kurt, oltre a sviluppare nuove turbine a gas su piccola scala basate sul suo motore, come il KJ66 [10].

2.1.1 Tipi di turbine a gas

I registri storici delle turbine a gas ci mostrano l'enorme e rapido sviluppo di questo motore. È un prodotto di una miscela di varie aree come la termodinamica, la meccanica, l'aerodinamica e altre aree, che sono ancora studiate al massimo per miglioramenti. Solo dopo aver compreso questi campi, si pensa all'utilità di una turbina a gas e, successivamente, viene progettata, a seconda che venga utilizzata per una missione spaziale, per il trasporto aereo o per situazioni di combattimento aereo. Team di scienziati, ingegneri e tecnici hanno creato turbine a gas con diversi modi di convertire e fornire energia, secondo i loro scopi, come i motori a reazione: razzo, athodyd, noto anche come statoreattore, il motore a getto pulsante e il turbojet, oppure motori a reazione con elica: motore turboelica, turboventola e turbina a gas [8].

Lo statoreattore, figura 2.2, è formato da una presa d'aria divergente e uno scarico convergente o convergente-divergente. Questo motore richiede un movimento in avanti per produrre spinta. Senza parti rotanti, l'aria viene forzata nel condotto divergente, seguita dalla combustione con il carburante, dove i gas accelereranno attraverso la sezione di scarico verso l'atmosfera [8].

Un altro motore a propulsione a getto relativo, il motore a getto pulsante, figura 2.3, utilizza un condotto simile al motore a getto a compressione, ma più robusto a causa delle pressioni più elevate coinvolte. L'aria passa attraverso valvole aperte alla presa d'aria, raggiunge la camera di combustione, dove avviene la combustione del carburante, caus-

Progettazione e produzione di un mini-turbojet engine

ando l'espansione del gas, aumentando così la pressione. Come conseguenza dell'aumento, le valvole si chiudono e il gas viene espulso attraverso la parte posteriore. Il suo alto consumo di carburante e le prestazioni diseguali rispetto alla turbina a gas attuale rendono questo motore inadatto all'uso negli aeromobili [8].

Il motore a razzo, figura 2.4, si distingue dagli altri motori per il fatto di non utilizzare l'ossigeno dell'aria atmosferica per la combustione, ma di utilizzare invece un combustibile specifico, decomposto chimicamente con ossigeno [8].

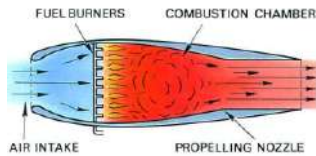


Figura 2.2: Statoreattore [8]

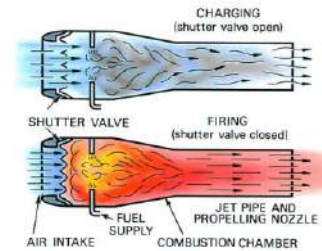


Figura 2.3: Pulsoreattore [8]

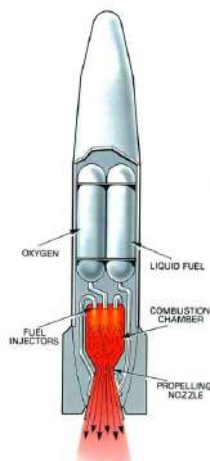


Figura 2.4: Motore a razzo [8]

Il turborazzo, mostrato nella figura 2.5, è l'unione di un compressore, camera di combustione e turbina, chiamato generatore di gas, con una presa d'aria e un ugello di scarico. L'ugello di scarico aggiunto convertirà la maggior parte dell'energia del flusso d'aria in velocità.

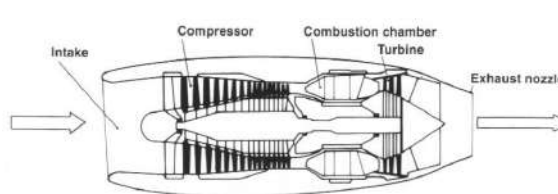


Figura 2.5: Turborazzo [6]

Con la combinazione di elica/turbina arriva la ventola intubata, i prop fan e i motori a flusso secondario. Nel motore turboelica, mostrato in figura 2.6, le funzionalità delle due turbine sono di sostenere la richiesta di lavoro del compressore e far funzionare l'elica. In un motore simile, la turbina a gas, mostrata in figura 2.7, la turbina aziona il compressore e la seconda turbina azionerà l'

albero, che a sua volta è collegato a un sistema di trasmissione che fa ruotare le pale dell'elicottero[6].

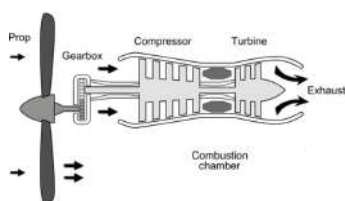


Figura 2.6: Turbopropulsore [11]

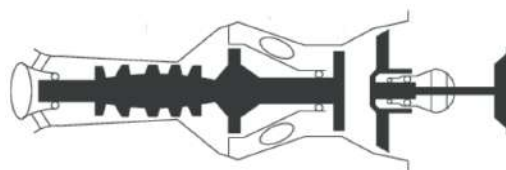


Figura 2.7: Turbina a gas [12]

La turboventola, illustrata nella figura 2.8, ha anche due turbine, in cui una assorbe l'energia dal flusso d'aria calda e l'altra utilizza il lavoro in eccesso dell'albero per azionare un compressore a bassa pressione, una ventola. Ha un'efficienza propulsiva inferiore rispetto al turbopropulsore, quando vengono operati alla stessa velocità di crociera e a velocità inferiori. Tuttavia, a velocità più elevate la turboventola ha un vantaggio. Motori come la turboventola hanno iniziato ad essere e sono ancora ampiamente utilizzati grazie ai valori di alta efficienza propulsiva rispetto a un motore turbogetto. Questi valori sono spiegati dal flusso d'aria bypassato[6].

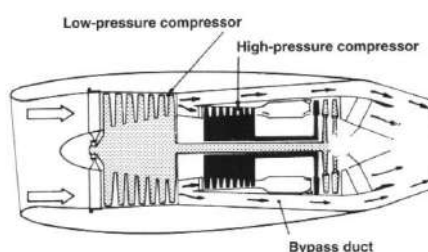


Figura 2.8: Turboventola [6]

I motori con flusso d'aria bypassato si distinguono in due tipi, basso rapporto di bypass e alto rapporto di bypass, in cui il rapporto di bypass rappresenta la quantità di aria che viene bypassata in relazione all'aria che attraversa il nucleo del motore. Il motore è costituito da un compressore ad alta e bassa pressione e dalle turbine corrispondenti, che sono azionate da due alberi coassiali. L'aria viene aspirata dal compressore a bassa pressione, la ventola, che dividerà l'aria in due flussi. La maggior parte dell'aria viene convogliata attraverso i lati del nucleo del motore e una piccola parte va alla combustione, essendo poi i due flussi d'aria uniti nella sezione di scarico. Ciò significa un minore consumo di carburante rispetto ai motori precedenti di simile spinta senza questa tecnologia, permettendo al motore di funzionare efficientemente nei voli ad alta quota. L'uso dominante di questa tecnologia, in particolare, dei motori ad alto rapporto di bypass, nei sistemi di propulsione dell'aviazione civile e nelle missioni militari a lungo raggio è giustificato dal basso consumo di carburante, considerato il parametro di prestazione più importante [6]. Un esempio di un motore ad alto bypass è mostrato nella figura 2.9.

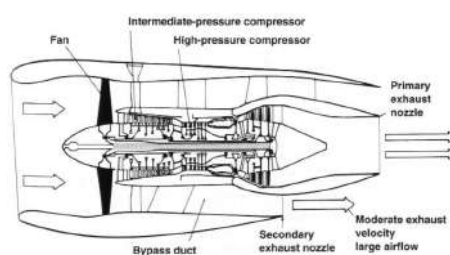


Figura 2.9: Motore ad alto bypass, Rolls Royce RB.211 [6]

Il turborazzo è una turboventola più semplice, il che significa che non ha un flusso d'aria bypassato. Ciò si traduce in una minore efficienza, sebbene compensi con la velocità. Questi motori possono raggiungere velocità supersoniche, essendo uno dei motivi del loro utilizzo negli aerei militari [6].

2.2 Revisione del Ciclo

La letteratura esaminata possiede informazioni dense e vaste sui cicli termodinamici insieme alle loro proprietà. Pertanto, verrà presentato solo un riassunto per evitare un'analisi estesa e approfondita. Per informazioni più dettagliate sui cicli termodinamici e le corrispondenti turbine a gas, l'autore consiglia al lettore di consultare i seguenti libri, dove si possono trovare ulteriori informazioni nei libri *Termodinamica: Un Approccio Ingegneristico* di Çengel, Yunus A. e Boles, Michael A. e *Aerotermodinamica delle turbine a gas e della propulsione a razzo* di Oates, George C., capitolo 5.3, 7.4, 9.8 e capitolo 2, rispettivamente. Tuttavia, altra letteratura non è stata trascurata.

In sintesi, verrà presentato il funzionamento generale della turbina a gas, seguito dal ciclo termodinamico ideale insieme all'analisi del comportamento ideale dei componenti del turborazzo. Successivamente, le equazioni di prestazione del jet vengono dimostrate per completare l'analisi di un ciclo del motore turbogetto.

2.2.1 Ciclo di Lavoro

Il sottocapitolo sul ciclo di lavoro mira a spiegare il funzionamento di un motore con un sistema propulsivo a getto, descrivendo il suo ciclo termodinamico insieme alle proprietà ad esso correlate.

Il ciclo di lavoro inizia con l'ingresso dell'aria nel compressore, il cui compito è aumentare la pressione tramite la potenza meccanica dell'albero [6]. L'aumento di pressione ha un effetto riducibile sul volume del flusso d'aria, aumentando successivamente la temperatura dell'aria [8]. L'aria pressurizzata viene scaricata nella camera di combustione, dove viene aggiunto e bruciato il carburante, portando la temperatura a valori estremamente elevati. Mentre il gas viene bruciato, il volume, come la temperatura, aumenta a causa della struttura aperta della camera di combustione, mantenendo costante la pressione [8]. Il processo di combustione eleva lo stato energetico delle molecole a livelli elevati, consentendo di esplorare efficacemente la quantità necessaria di energia dalla turbina [6]. Come effetto del lavoro estratto dal gas, la turbina inizia a ruotare, convertendo il surplus di energia del gas in potenza meccanica generando movimento. Questo movimento rotatorio costringerà la ruota del compressore a ruotare grazie al lavoro fornito dalla turbina, che viene trasferito dalla rotazione dell'albero al compressore, all'altra estremità dello spool[6]. A questo stadio, le variabili del gas, pressione e temperatura diminuiscono, mentre il volume aumenta. Infine, il flusso di gas raggiunge lo stadio finale, all'ugello di scarico, dove il gas viene espulso nell'ambiente ad alte velocità, producendo spinta [8].

Ci sono tre condizioni principali nel ciclo del motore da mantenere:

- Nella compressione, c'è un aumento di pressione con una conseguente diminuzione del volume e un aumento della temperatura [8].
- Nella combustione, si verifica un aumento della temperatura, mentre la pressione rimane costante e il volume aumenta [8].

- Nell'espansione, il volume aumenta insieme a una diminuzione della pressione e della temperatura [8]

Il ciclo di lavoro di una turbina a gas è generalmente confrontato con il ciclo di lavoro di un motore a pistoni a quattro tempi, tenendo conto dei quattro stadi simili di ciascun motore. Entrambi i motori iniziano il loro ciclo con la fase di aspirazione, seguita da compressione, combustione ed espansione. Tuttavia, tutti gli stadi del motore a pistoni si svolgono all'interno di un cilindro, mentre in un motore a reazione, a ciascun componente è assegnata la funzione corrispondente, risultando in un'azione continua, anziché intermittente. Inoltre, la combustione in un motore a reazione avviene a pressione costante, a differenza del motore alternativo, dove il processo di combustione avviene in uno spazio chiuso. Pertanto, il motore a reazione è in grado di operare su grandi masse d'aria con componenti leggeri. Nella fase finale, la fase di scarico, i gas, espansi dalla turbina, escono dall'ugello, generando una forza propulsiva essenziale per questo motore. Al contrario, i gas di scarico del motore a pistoni non hanno gli stessi effetti significativi [6]. Considerando le differenze indicate, il motore a turbina a gas elimina tre corse inattive, di conseguenza, è possibile bruciare più carburante in un periodo più breve. Poiché il motore turbojet è un motore termico, con più carburante bruciato, maggiore è la temperatura della camera di combustione, quindi si verifica un'espansione sostanziale dei gas. Inoltre, viene prodotta una maggiore quantità di potenza per una data dimensione [8]. Per un motore a pistoni generare la stessa quantità di potenza, dovrebbe essere estremamente grande, pesante e la produzione sarebbe una sfida seria [6].

Quando il gas viene espulso dall'ugello, verrà progressivamente disperso nelle condizioni ambientali, tornando al suo stato originale. Il ritorno del gas alla sua condizione originale implica che anche le variabili di stato ritornano alle loro condizioni originali, definito come un processo reversibile. Affinché un processo sia considerato reversibile, deve combinare la reversibilità interna ed esterna. Se gli stati del gas potessero essere ripristinati in una sequenza inversa, mentre un sistema è sottoposto a un processo in cui i gradienti di pressione e temperatura sono minimi, il processo è definito come reversibile internamente. Nel frattempo, affinché un processo sia considerato reversibile esternamente, i cambiamenti atmosferici che accompagnano il processo possono essere invertiti in sequenza. Tuttavia, il processo reversibile è impossibile da realizzare a causa dei fattori irreversibili, ad esempio, i gradienti di temperatura, pressione e velocità innescati dal trasferimento di calore, dall'attrito, dalla reazione chimica e dal lavoro applicato al sistema. Nonostante l'irreversibilità dei processi reali, il processo reversibile è standardizzato per stimare il successo dei processi reali tenendo conto delle perdite, così come per consentire che le relazioni termodinamiche siano derivate per stimare la realtà [13].

2.2.2 Ciclo Termodinamico

2.2.2.1 Nozioni Teoriche

Vengono inoltre presentate nozioni da riconoscere, al fine di comprendere le condizioni e le proprietà dietro il ciclo termodinamico ideale che comprende tutte le turbine a gas, in particolare il motore turbogetto.

- Processo a Flusso Stazionario

Le turbine a gas sono costruite, generalmente, per un funzionamento continuo, in cui vi è un'approssimazione delle condizioni in cui operano. Supponendo che operino nelle stesse condizioni col passare del tempo, il processo è definito come un processo a flusso costante. Significa che le proprietà del fluido rimangono le stesse durante l'intero processo. Scorrendo in un volume di controllo, le proprietà del fluido possono variare da diversi punti fissi ma rimangono le stesse, da

l'inizio alla fine. Di conseguenza, la massa, m , il volume, V , e il tasso di energia totale o potenza totale, E , sono costanti durante tutto questo processo [14].

Il principio di conservazione della massa viene applicato, affermando che, considerando un volume di controllo, il tasso totale di massa in entrata si eguaglia al tasso totale di massa in uscita [14]. Poiché non vi è aumento o riduzione di massa, la portata massica, \dot{m} , è uguale dall'inizio alla fine del processo [14]. Si esprime nella forma di,

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

Considerandolo per un flusso uniforme singolo, denotando gli stati di presa d'aria e uscita, rispettivamente 1 e 2, il bilancio di massa diventa,

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

Dove ρ , V e A rappresentano densità, velocità di flusso e area della sezione trasversale.

Nel contesto del tasso di energia totale, l'energia rimane la stessa all'interno di un volume di controllo, indicando nessun cambiamento nella potenza totale. Questo semplifica il bilancio energetico al[14],

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

Ricordando che i trasferimenti di energia avvengono sotto forma di massa, \dot{m} , lavoro, W e calore, Q , il bilancio energetico è rappresentato come,

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

Dove l'energia di un fluido in movimento, θ , è descritta come,

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

Dove h , ke e pe sono definiti come entalpia o energia interna, energia cinetica ed energia potenziale.

L'interazione di calore e lavoro è definita da un trasferimento di calore nel sistema, apporto di calore, e dal lavoro prodotto dal sistema, lavoro in uscita [14]. Considerando che non ci sono cambiamenti nell'energia cinetica e nell'energia potenziale, il bilancio energetico è espresso in questo modo,

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

- Proprietà di ristagno

Nell'analisi dei volumi di controllo, è comune combinare l'energia interna e l'energia del fluido per formare una variabile già nota, l'entalpia specifica, h . Nella maggior parte dei casi, l'energia cinetica e l'energia potenziale vengono trascurate, definendo l'entalpia come l'energia totale del fluido. Tuttavia, quando l'energia cinetica non viene trascurata, generalmente è opportuno convertire l'energia cinetica in entalpia del fluido, combinandole in un unico termine definito come entalpia specifica di ristagno o totale, mostrato nell'equazione 2.7 [14].

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

Nell'equazione 2.7, l'entalpia è distinta in due tipi, l'entalpia statica e di ristagno, h e h_o , rispettivamente.

Come risultato della conversione dell'energia cinetica in entalpia, la temperatura e la pressione aumentano. Queste proprietà del fluido sono riconosciute come proprietà di ristagno o proprietà di ristagno isentropiche. L'entalpia e la temperatura di ristagno di uno stato di ristagno isentropico, e reale, sono le stesse, dato che il fluido è un gas ideale. La pressione di ristagno reale differisce dalla pressione di ristagno isentropica perché l'entropia aumenta a causa dell'attrito del fluido [14]. Assumendo il fluido come un gas ideale, l'entalpia può essere sostituita dal calore specifico costante moltiplicato per la temperatura, mostrato nell'equazione 2.9.

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

Diventare,

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

Dove T_o indica la temperatura di ristagno o totale, in altre parole, la temperatura che il gas ideale raggiunge quando viene portato a riposo in un processo a diabatica, e, il termine $\frac{V^2}{2c_p}$, rappresenta l'aumento di temperatura durante il processo denominato come temperatura dinamica [14].

La relazione tra la temperatura e la pressione è dimostrata nell'equazione 2.10.

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

Dove, P_o e γ , sono definiti come pressione di ristagno e rapporto di calore specifico.

2.2.2.2 Ciclo di Brayton

Si tratta di un ciclo termodinamico, idealizzato, presente in tutte le turbine a gas dotate dei componenti fondamentali, come il compressore, la camera di combustione e la turbina [15]. Il ciclo è diviso in due tipi: ciclo aperto e ciclo chiuso. Il primo ciclo consiste in aria, a condizioni atmosferiche, aspirata nel compressore che aumenta la temperatura e la pressione dell'aria.

L'aria pressurizzata seguirà verso la camera di combustione, dove viene miscelata con il carburante, seguita dalla combustione, a pressione costante. Quando il processo di combustione è stato completato, il gas esce verso la turbina, a temperature estreme, dove avviene l'espansione del gas [14]. In questa fase, l'interazione del gas con la turbina viene utilizzata per azionare il compressore. Il lavoro residuo del gas viene utilizzato per accelerare il fluido convogliato dall'ugello di scarico verso l'esterno [16]. Poiché il gas viene espanso verso l'esterno, il ciclo è classificato come ciclo aperto. Al contrario, se il gas fosse stato ricircolato, il ciclo sarebbe considerato chiuso. Le figure 2.10 e 2.11 descrivono un ciclo aperto e un ciclo chiuso [14].

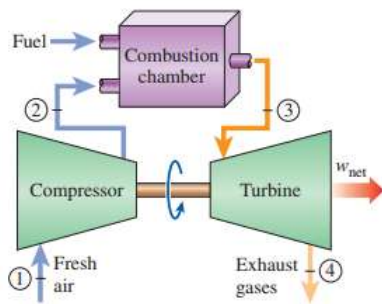


Figura 2.10: Ciclo aperto [14]

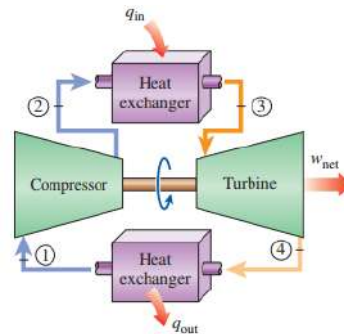


Figura 2.11: Ciclo chiuso [14]

Notando nel ciclo chiuso, il processo di combustione è stato sostituito da un'aggiunta di calore a pressione costante, accompagnata dalla sostituzione del processo di scarico con un processo di rigetto del calore, a pressione costante, verso l'esterno [14].

Il ciclo di lavoro del motore turbogetto corrisponde a un ciclo di Brayton aperto, che è il tipo di ciclo usuale per le turbine a gas [14]. La Figura 2.12 illustra i componenti di un dispositivo di propulsione a getto con il corrispondente ciclo di Brayton.

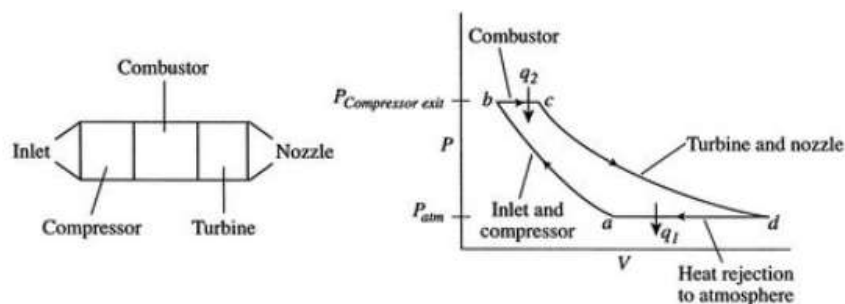


Figura 2.12: Componenti del motore a reazione e stati termodinamici analoghi [16]

Gli stati termodinamici osservati nella figura 2.12 sono distinti in quattro processi. La legenda di questo ciclo è formulata nel seguente modo:

- a-b: Compressione alla presa d'aria e compressore, in un processo isentropico [16].
- b-c: Combustione del carburante a pressione costante [16].
- c-d: Nell'espansione, il volume aumenta insieme a una diminuzione di pressione e temperatura [16].
- d-a: Raffreddamento ad aria a pressione costante [16].

2.2.2.3 Analisi del Comportamento del Ciclo

L'analisi del ciclo è un processo per ottenere stime dei parametri di prestazione come la spinta o il consumo specifico di carburante, calcolati dopo aver assunto alcune condizioni e specifiche di progettazione, presentate di seguito [17].

Condizioni

- Il fluido di lavoro è considerato un gas ideale con capacità termica costante e rapporto di calore specifico [17].
- Compressione/Espansione isentropica [17].
- La fonte esterna di calore per la combustione e la massa del combustibile è trascurata [17].

Progettazione

- Pressione atmosferica e valori di temperatura [17].
- Rapporto di compressione [17].
- Numero di Mach all'ingresso [17].

In questa sottosezione, vengono presentati il comportamento ideale e reale dei componenti, indicando la temperatura e la pressione per ciascuna stazione. Le stazioni saranno distinte da un numero per facilitare il riferimento, come dimostrato nella figura 2.13. L'analisi effettiva del ciclo turbojet è presentata nell'Appendice D.

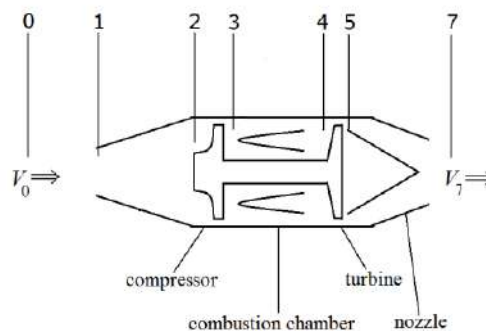


Figura 2.13: Numerazione delle stazioni del turbojet [16]

Descrizioni delle stazioni

- 0: flusso libero
- 1: ingresso dell'entrata
- 2: ingresso del compressore
- 3: uscita del compressore
- 4 : ingresso della turbina
- 5 : uscita della turbina
- 6: ingresso dell'ugello
- 7: uscita dell'ugello

Progettazione e fabbricazione di un mini-turbojet engine

Analisi del Comportamento Ideale dei Componenti

- Presa d'aria (i)

Nel caso ideale, quando il flusso attraversa la presa d'aria, è considerato isentropico. Questo renderà l'induzione un processo con entalpia costante. I rapporti che riassumono il comportamento ideale della presa d'aria sono presentati nell'equazione 2.11 e nell'equazione 2.12, [19].

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

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

- Compressore (c)

In questa fase, il compressore aggiungerà energia al flusso sotto forma di lavoro e, di conseguenza, ne aumenterà la temperatura e la pressione. L'equazione 2.13 che esprime il lavoro del compressore è dimostrata di seguito [20].

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

La temperatura all'uscita del compressore può essere ottenuta utilizzando la relazione tra temperatura e pressione trovata nell'equazione 2.14.

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

Essendo il rapporto di pressione, equazione 2.15 e il rapporto di temperatura, equazione 2.16

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

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

- Bruciatore/Combustore (b)

Come spiegato in precedenza nel ciclo di lavoro, il processo di combustione viene eseguito a pressione costante, nel caso ideale, il rapporto di pressione, equazione 2.17, e il rapporto di temperatura, equazione 2.18, sono,

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

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

Ricordando che questo è un processo adiabatico e a pressione costante, con combustione completa, quindi, l'efficienza di combustione, η_b , è pari a uno. Inoltre, l'entalpia è il prodotto del coefficiente di calore specifico a pressione e temperatura costante [21]. Pertanto, l'equazione dell'energia 2.19 è,

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

Dove FHV e f si riferiscono al valore calorifico del combustibile e al rapporto combustibile-aria. Utilizzando l'equazione 2.19, può essere correlato al rapporto di temperatura, equazione 2.20.

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

Dove,

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

- Turbina (t)

Il flusso riscaldato che attraversa la turbina è soggetto a una diminuzione di pressione e temperatura. La turbina, come spiegato in precedenza, sfrutta il flusso energizzato realizzando lavoro. Nell'equazione 2.22, è illustrato il lavoro della turbina per massa del flusso d'aria.

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

Nel considerare il ciclo ideale, lo stadio di espansione è considerato un processo isentropico. Pertanto, la turbina non ha perdite, sfruttando completamente il surplus energetico dovuto allo stadio di combustione, risultando in un valore di efficienza pari a uno [17]. La relazione tra il rapporto di temperatura e il rapporto di pressione della turbina può essere descritta come mostrato nell'equazione 2.23.

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

Dove,

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

And,

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

- Ugello (n)

Il comportamento dell'ugello rispetto al comportamento della presa d'aria è uguale, cioè il flusso è isentropico, mentre attraversa lo stadio specificato [17]. Concesse queste condizioni, il

Progettazione e fabbricazione di un mini-turbojet engine

la pressione totale e la temperatura, equazione 2.26, dell'ugello sono,

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

Prestazioni del motore a r
eazione

Questa parte comprende le principali misure per valutare le prestazioni del turborazzo in uno scenario ideale. Assumendo che il gas sia caloricamente perfetto lungo il ciclo, la pressione all'uscita del turborazzo è equivalente alla pressione ambientale, così come il rapporto combustibile-aria è molto inferiore all'unità [17].

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

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

Tuttavia, è frequente limitare la progettazione riguardo alla massima temperatura di ristagno consentita all'ingresso della turbina, quindi il termine stabilito nell'equazione 2.29 [17].

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

La spinta (F), equazione 2.30, e la spinta specifica ($\frac{F}{\dot{m}}$), equazione 2.31, possono ora essere ottenute.

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

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

Dove la velocità del suono si trova nell'equazione 2.32.

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

Infine, il consumo specifico di carburante, S può essere ottenuto dall'equazione 2.33.

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

Analisi del Comportamento Reale dei Componenti

L'analisi del ciclo reale, o non ideale, presenta le equazioni per l'analisi dei componenti e delle prestazioni del motore, ignorando le velocità del gas all'interno del generatore di gas. Le uniche velocità considerate sono alla presa d'aria, all'ingresso e all'ugello di uscita, scarico. Inoltre, i componenti sono considerati irreversibili, ma adiabatici. Pertanto, si assumono efficienze isentropiche per la presa d'aria, il compressore, la turbina e l'ugello [11].

- Presa d'aria

Alla presa d'aria, quando l'aria viene convogliata verso il compressore, si verifica una riduzione della pressione totale rispetto alla pressione del flusso libero. Ciò avviene a causa dell'attrito durante l'ingresso. Di conseguenza, la temperatura aumenta risultando più alta rispetto al caso ideale, che è condizionato dall'efficienza di ingresso, η_i . Le equazioni 2.34 e 2.35 presentate di seguito, ottengono la pressione e la temperatura alla presa d'aria, in cui la temperatura di uscita è calcolata come nel ciclo ideale [11].

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

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

Il rapporto di pressione, equazione 2.36 è,

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

Compressore

A questo stadio, la compressione avviene in un processo adiabatica irreversibile. Pertanto, l'associazione con l'efficienza isentropica del compressore, η_c [11]. Poiché questo è un ciclo reale, la compressione dell'aria subisce perdite lungo il percorso a causa di attrito, turbolenza e molti altri fattori sfavorevoli, che causeranno un aumento della temperatura. Questo aumento è legato all'efficienza del compressore, η_c [11]. Quindi, le condizioni di uscita, pressione, equazione 2.37, e temperatura, equazione 2.38, all'uscita del compressore sono,

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

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

Bruciatore

Durante la combustione, ci sono perdite derivanti da una combustione difettosa, ad esempio, conduzione, radiazione, che vengono contabilizzate introducendo l'efficienza del bruciatore, η_b [11]. Di conseguenza, la pressione all'uscita del bruciatore, equazione 2.39, è,

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

La temperatura all'uscita della turbina è predeterminata per rispettare i limiti del materiale. Pertanto, il rapporto combustibile-aria, equazione 2.40, può essere calcolato da,

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

- Turbina

Per questo processo, la potenza disponibile della turbina è inferiore rispetto al processo ideale. Pertanto, l'efficienza della turbina è legata all'espansione, in cui l'espressione del rapporto di pressione della turbina, equazione 2.41, si trasforma in,

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

Dove, λ rappresenta il rapporto tra la potenza richiesta per azionare il compressore e la potenza disponibile generata dalla turbina. I valori di questo parametro variano dal 75% all'85% [11].

Quest'ultima equazione può essere associata all'equazione 2.42, per ottenere la temperatura di uscita [11].

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

- Ugello

A questo stadio, viene introdotta una pressione critica per verificare se l'ugello è bloccato o meno. Pertanto, la pressione critica si ottiene tramite l'equazione 2.43 [11].

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

Se $\frac{P_{06}}{P_{crit.}} > \frac{P_{06}}{P_{0r}}$, l'ugello è non bloccato. La velocità di scarico è calcolata dall'equazione 2.44.

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

Dall'equazione sopra, la temperatura di scarico è ottenuta dall'equazione 2.45.

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

Se $\frac{P_{06}}{P_{crit.}} < \frac{P_{06}}{P_{0r}}$, l'ugello è bloccato, modificando l'equazione della temperatura di scarico, 2.46, in,

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

Trasformando l'equazione della velocità di scarico, 2.47, in,

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

Parametri di prestazione del motore a reazione

La Spinta specifica, equazione 2.48, è ora espressa come,

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

E, l'equazione del consumo specifico di carburante per spinta, equazione TSFC 2.49, può essere dimostrata come,

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

2.3 Componenti

In questa sezione, vengono fornite informazioni di base su ciascun componente, nonché i diversi tipi e le loro funzionalità.

2.3.1 Ugello di ingresso

L'ugello di ingresso è come un filtro d'aria per il compressore. In altre parole, quando l'aria viene convogliata al compressore, l'ugello di ingresso è responsabile dell'allocatione e del controllo del flusso d'aria, cioè di fornire la quantità necessaria di flusso d'aria al motore. Prima che il flusso d'aria entri nel compressore in modo fluido, l'ugello di ingresso svolge il suo compito fornendo un flusso d'aria uniforme, stabile e di alta qualità al compressore. La presa d'aria è, indirettamente, responsabile della generazione di spinta, essendo considerata uno dei principali componenti appartenenti a un turborazzo [6].

Lo sviluppo dell'ugello di ingresso è uno studio estensivo e un'applicazione delle leggi dei fluidi dinamici al fine di controllare il flusso d'aria a velocità di volo subsoniche o supersoniche. La distinzione del regime di volo viene fatta in base al numero di Mach, in cui l'ingresso sta operando. Per un numero di Mach inferiore a 1,0, opera in condizioni subsoniche e, se il numero di Mach è superiore a 1,0, la velocità di volo è supersonica [25]. Il numero di Mach è mostrato nell'equazione 2.50.

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

Considerare che il flusso d'aria entri nel compressore in modo uniforme è un presupposto idealizzato perché, in realtà, componenti come il pilone del motore, l'ala e la fusoliera si discostano dall'ideale, il che influenza il flusso d'aria e compromette le prestazioni dell'ugello di ingresso. Il vento trasversale e il vortice sono esempi di fattori che compromettono le prestazioni della presa d'aria. In uno scenario di vento trasversale, più è forte, più diventa rischioso, poiché la velocità al bordo potrebbe superare la velocità del suono in quella zona, mettendo a rischio le palette a causa dell'aumento conseguente della velocità del flusso aggiunto dal lato sopravento della presa d'aria. Un esempio di vortice è il vortice al suolo.

Progettazione e produzione di un mini-turbojet engine

Può svilupparsi a causa della posizione del motore sotto le ali, venendo successivamente assorbito dalla presa d'aria, il che potrebbe avere un impatto negativo sulle prestazioni della presa d'aria [6].

Il design dell'ingresso per un flusso d'aria subsonico ha un bordo ben arrotondato, come mostrato nella figura 2.14, per prevenire la separazione del flusso, risultando in un bordo più spesso rispetto a un bordo affilato per un flusso d'aria supersonico. Per quanto riguarda la sezione trasversale dell'inlet, per la velocità subsonica, hanno una forma rotonda o ellittica, mentre per gli ingressi a velocità supersonica, hanno un cono centrale per ridurre drasticamente il flusso a velocità subsoniche o un ingresso di forma rettangolare, come mostrato nelle figure 2.15 e 2.16 [26].



Figura 2.14: Inlet subsonico [26]



Figura 2.15: Inlet supersonico assialsimmetrico [26]



Figura 2.16: Inlet supersonico rettangolare [26]

2.3.2 Compressore

La compressione dell'aria è fondamentale per le turbine a gas e la responsabilità di assicurarla è del compressore. Il suo principio è convertire l'energia meccanica, fornita dalla turbina sotto forma di lavoro, in energia di pressione. Quindi, migliore è la conversione, migliore sarà il funzionamento complessivo della turbina a gas. Per migliorarlo, ci sono tre parametri importanti che caratterizzano le prestazioni di un compressore: il primo, l'efficienza del compressore, indica la perdita di energia durante la conversione, in altre parole, mostra l'energia che il compressore necessita per aumentare l'energia di pressione. Il secondo, il rapporto di pressione del compressore, è il rapporto tra la pressione totale all'uscita del compressore e l'ingresso del compressore. Il terzo, la portata d'aria, indica il volume di flusso d'aria che il compressore è in grado di processare in un'unità di tempo. Questi tre parametri sono interconnessi e giocano un ruolo importante nelle prestazioni del compressore. Ad esempio, il rapporto di pressione del compressore è direttamente collegato alla spinta, al consumo di carburante e all'efficienza del motore [6].

2.3.2.1 Centrifugo

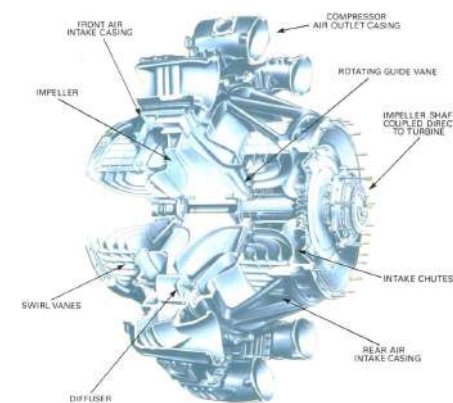


Figura 2.17: Compressore centrifugo [8]

Questo compressore, figura 2.17, ha una girante rotante per accelerare l'aria e un diffusore fisso, che produce l'aumento di pressione richiesto. La girante ruota ad alta velocità, inducendo continuamente l'aria verso il suo centro, generando un flusso d'aria radiale orientato dalle palette verso la punta della girante che cambia il flusso d'aria in perpendicolare rispetto all'asse di rotazione. L'azione della girante accelera il flusso d'aria causando l'aumento della pressione [8]. All'uscita della girante, l'aria passa attraverso uno spazio senza palette seguito da un diffusore palettato costituito da palette tangenti alla girante che trasformano l'energia cinetica in energia di pressione [27]. Quando l'aria lascia la girante, dipende dalla configurazione della girante che determinerà la direzione del flusso d'aria. I diversi tipi di giranti sono illustrati nella figura 2.18.

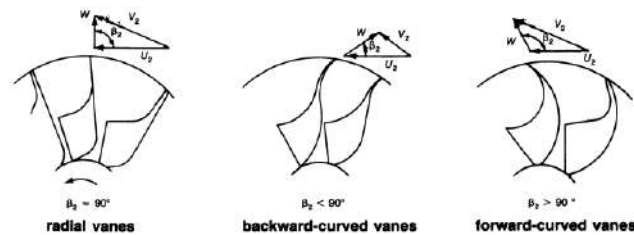


Figura 2.18: Tipi di girante [27]

Quando l'aria attraversa la girante, ci sono cambiamenti di pressione e velocità. Queste alterazioni possono essere viste nella figura 2.19, dove è tracciato un grafico di pressione e velocità, descrivendo il passaggio del flusso d'aria attraverso gli elementi del compressore.

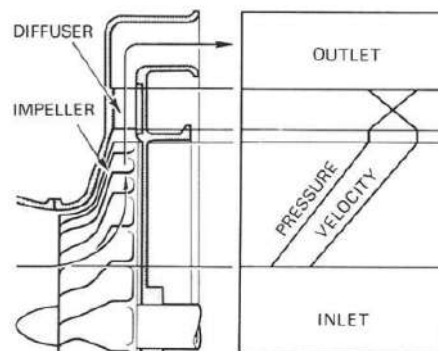


Figura 2.19: Evoluzione della Pressione e Velocità attraverso il sistema girante-diffusore [27]

Questo compressore è una scelta per turbine a gas più piccole perché è più semplice, ha una produzione a basso costo, alta stabilità, il che significa un maggiore range operativo. I compressori radiali ottengono un alto rapporto di pressione, come 13:1 in modalità sperimentali e, in media 5:1 [17]. Un bilancio complessivo dei punti positivi e negativi riguardo alle tre giranti può essere visto nella tabella 2.1.

Tabella 2.1: Vantaggi e svantaggi delle diverse giranti [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 Assiale

Il compressore assiale, figura 2.20, è il più utilizzato nei progetti di motori per gli attuali aeromobili perché può fornire alti rapporti di pressione e alte portate massiche allo stesso tempo, permettendo la realizzazione di motori ad alta spinta. Questo compressore è formato da diversi rotori, collegati all'albero centrale, che aumentano l'energia cinetica e la pressione statica. Ogni rotore è accompagnato da statori, che sono rotori fissi che riducono l'energia cinetica, quindi, aumentano la pressione statica e impediscono al flusso di spiraleggiare [28]. Agendo come raddrizzatori d'aria che rimuovono il vortice, le alette dello statore lo fanno grazie al loro angolo variabile che corregge il flusso dal rotore e dirige il flusso nella direzione corretta per il rotore successivo [6]. Riducendo l'angolo di attacco, gli statori variabili riducono la tendenza allo stallo [17]. La pressione e la velocità attraverso il compressore assiale sono dimostrate nella figura 2.21.

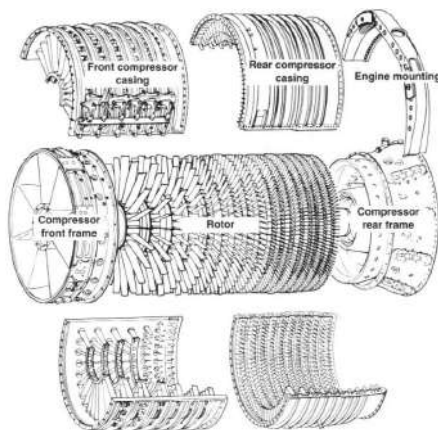


Figura 2.20: Compressore assiale [6]

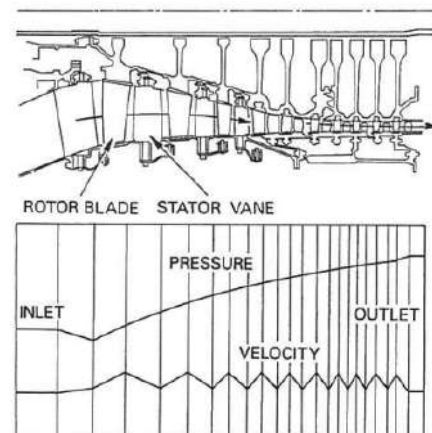


Figura 2.21: Cambiamenti di pressione e velocità in un compressore assiale [8]

Una fila di un rotore, con una fila di alette dello statore, è chiamata stadio. Ogni stadio ha un basso aumento di pressione. L'aumento è piccolo a causa dell'angolo di deflessione delle palette e il tasso di diffusione deve essere limitato per prevenire il distacco dell'aria dalle palette che potrebbe essere seguito da uno stallo delle palette. Per sopprimere questo effetto, sono state create le "valvole di spurgo" per rilasciare parte dell'aria dalle palette nelle file intermedie e nello statore variabile. Controllando il più possibile per prevenire queste perdite, il corpo del compressore può essere costruito per avere più stadi, che,

quando si confronta con il compressore centrifugo con la stessa area frontale, ottiene rapporti di pressione più elevati, generando molta più spinta. Ecco perché il compressore assiale è scelto per la maggior parte dei motori aeronautici [6]. Altri vantaggi sono la ridotta resistenza aerodinamica dovuta a una sezione trasversale più piccola e non c'è bisogno di deviare il flusso poiché i flussi d'aria scorrono in una direzione uniforme verso la turbina [8].

Questi motori possono essere composti da più di uno spool. Lo spool è l'albero che collega il compressore e la turbina, su cui quest'ultima ruota. Se c'è solo un set di compressore e turbina, il dispositivo di propulsione è classificato come monorullo, come mostrato nella figura 2.22. Un multirullo consiste di due o più assemblaggi del rotore, ciascuno dei quali è azionato dalla propria turbina [8]. Un esempio di multirullo è dimostrato nella figura 2.23.

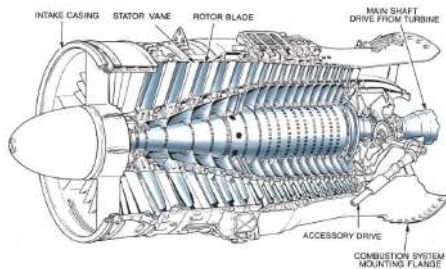


Figura 2.22: Compressore assiale a singolo rotore [8]

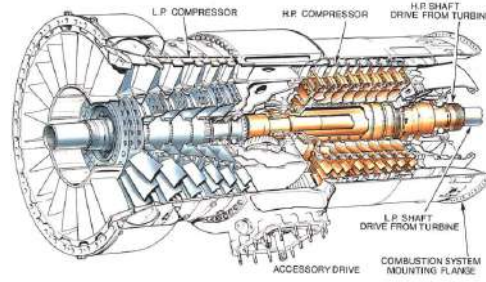


Figura 2.23: Compressore assiale a doppio rotore [8]

Se il compressore ruota a una velocità ottimale, raggiunge rapporti di pressione più elevati. Con valori di alto rapporto di pressione, l'efficienza del carburante migliora, ma presenta delle limitazioni. L'involucro tende ad espandersi e deformarsi, rendendo necessario un involucro del compressore più pesante per supportare le sollecitazioni da vibrazione[8].

2.3.3 Diffusore

Il diffusore o statore è un sottocomponente del sistema del compressore, che reindirizza il flusso d'aria radiale ad alta velocità proveniente dalla girante verso la Camera di combustione, convertendo l'energia di velocità residua in energia di pressione [29].

Il sistema del diffusore può essere distinto in due tipi, con pale o senza pale. Lo spazio anulare senza palette è facilmente realizzabile e potrebbe essere efficiente. Poiché non ha palette, l'angolo corretto delle palette non diventa una preoccupazione con la conseguenza di interrompere il flusso. Tuttavia, il diffusore senza pale non sarebbe la scelta appropriata perché il condotto del flusso si allargherebbe, aumentando così la possibilità di rottura del flusso. Considerando la legge di Bernoulli, l'energia totale del flusso rimane costante, in altre parole, se la velocità aumenta, la pressione diminuisce. Inoltre, poiché la relazione tra la velocità e il diametro del diffusore, basata sulla legge del vortice, è costante, si conclude che allargare il flusso non avrebbe l'impatto desiderato sulla conversione della pressione, quindi il flusso potrebbe interrompersi [29].

Il diffusore a palette può avere le palette guida curve nella direzione di rotazione del compressore, curve nella direzione opposta o anche palette che si allargano, formando cunei spessi che possono essere forati. Queste ultime permettono il fissaggio di bulloni senza interferire con il flusso di gas. Questi tipi, mostrati nella figura 2.24, sono identificati rispettivamente come palette del diffusore dritte, palette curve in avanti e diffusore a palette a forma di cuneo. Inoltre, questi tipi di diffusore possiedono palette

che contrastano il movimento di torsione dei gas, evitando una caduta della pressione del gas, eliminando il moto a spirale residuo [29].

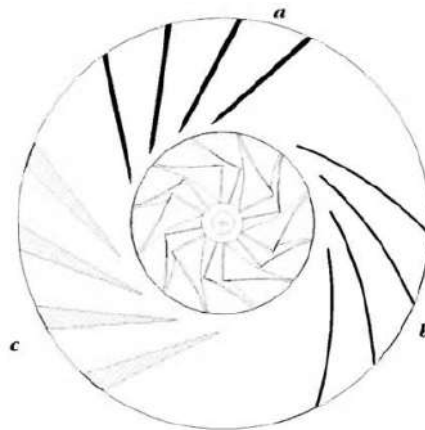


Figura 2.24: Tipi di diffusore [29]

2.3.4 Camera di combustione

È nella camera di combustione, vedi figura 2.25, che avviene quasi tutto l'aumento di energia interna ed è uno dei componenti più importanti per la spinta generata. È concepita per fornire una combustione efficiente limitando al minimo le perdite di pressione a causa del ruolo rilevante che ha nei costi operativi e di autonomia [17]. È qui che il carburante viene bruciato dopo essere stato miscelato con l'aria indotta dal compressore, seguito da un rilascio di energia termica, dopo la combustione, dove l'aria verrà espansa e accelererà attraverso un flusso [6]. Affinché l'aria sia uniformemente

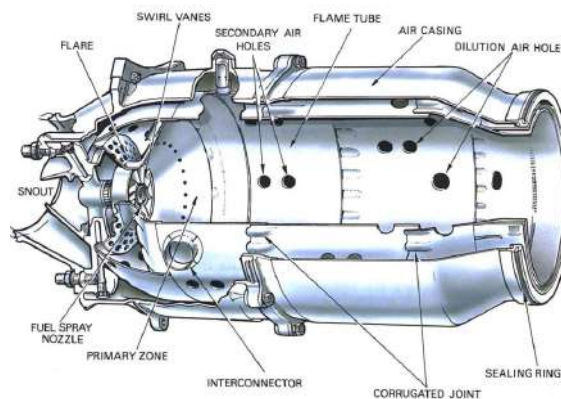


Figura 2.25: Camera di combustione [8]

riscaldata, deve esserci un controllo della temperatura al momento della combustione e un materiale adeguato per resistere a temperature estreme durante tutto il processo di combustione. La camera di combustione supporta differenze di aumento di calore da 650 a 1150 gradi Celsius di aria preriscaldata, che entra nella camera a 250 a 550 gradi Celsius. Tuttavia, solo il 20 per cento del flusso di massa d'aria passa alla zona primaria (dove avviene la combustione del carburante) della camera di combustione, attraverso le alette di swirl per stimolare la ricircolazione del gas caldo e piccoli orifizi del disco che supportano il generatore di swirl. Questa ricircolazione è creata dalle alette di swirl, che appartengono a una parte intera designata come naso, che riduce la velocità di flusso dell'aria per essere nei valori desiderati per mantenere la fiamma accesa, costantemente, durante l'intera gamma dell'operazione in corso. Inoltre,

c'è anche un altro 20 percento che passa attraverso i fori dell'aria secondaria, unendosi al gas caldo per abbassare la temperatura prima che raggiunga la turbina [8].

Nei fori dell'aria secondaria, l'aria attraversa le pareti esterne e interne del tubo fiamma, entrando all'interno, dopo che il flusso adiacente passa la zona primaria. Unendo questi due flussi, si crea una ricircolazione a bassa velocità, originando un vortice toroidale per ottenere una fiamma stabilizzata [8].

Con temperature così elevate, sarebbe estremamente difficile per un materiale sopportare e mantenere le stesse prestazioni indipendentemente da quanto alta sia la temperatura. Pertanto, per consentire il corretto funzionamento del materiale, la camera di combustione è stata progettata per dettare il corso del flusso d'aria. Questo consente il raffreddamento del materiale e del gas caldo. Per prevenire un rendimento indesiderato della camera, è stato sviluppato uno spazio nel tubo fiamma, in modo che il flusso d'aria raffreddi le pareti del tubo fiamma evitando il surriscaldamento. In media, per scopi di raffreddamento, viene utilizzato il 40 percento di un totale del 60 percento di aria che non viene utilizzata per la combustione [6]. Poi un altro 20 percento di aria passa attraverso i fori dell'aria secondaria, nella zona di diluizione, riducendo le temperature del gas caldo da 1800 a 2000 gradi Celsius prima che raggiunga la turbina [8]. La distribuzione dell'aria all'interno del bruciatore è dimostrata, di seguito, nella figura 2.26.

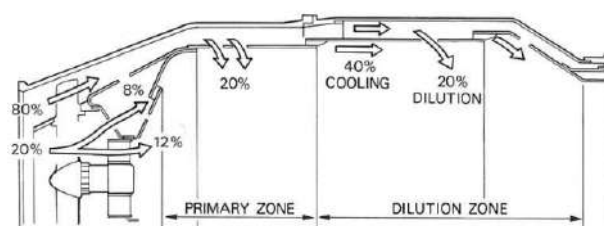


Figura 2.26: Distribuzione dell'aria all'interno del bruciatore [8]

Tipi di camere di combustione

- Camere di combustione multiple o camera di combustione a barattolo

Ha più camere singole in parallelo che formano un cerchio attorno all'albero centrale. La combustione è facilmente realizzabile poiché è necessaria l'accensione solo in uno o due bruciatori. Creando una fiamma che si diffonde da tubo fiamma a tubo fiamma tramite un collegamento chiamato interconnettore, si permette ai bruciatori di operare a pressione equilibrata [6]. Un esempio di questa camera è mostrato nella figura 2.27.

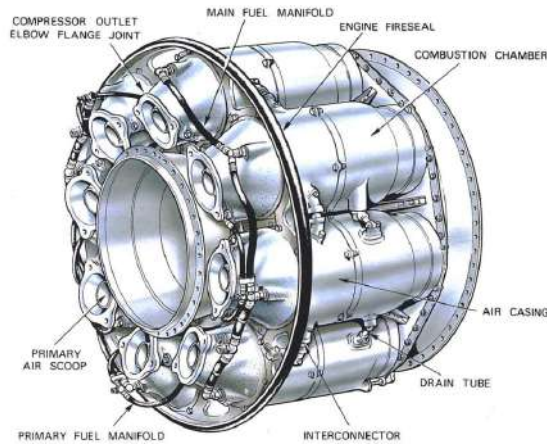


Figura 2.27: Camera di combustione multipla [8]

- Camera di combustione tubo-anulare o can-anulare

È nata come una soluzione intermedia tra la camera di tipo can e la camera anulare, migliorando i difetti di ciascuna e combinando le loro caratteristiche più forti. Questa camera di combustione, mostrata nella figura 2.28, si differenzia dalle camere di combustione multiple per una cassa esterna che circonda le diverse camere per l'alimentazione d'aria secondaria, diventando più stabile meccanicamente rispetto a prima. Questo miglioramento ha permesso un uso più efficiente dello spazio disponibile [6].

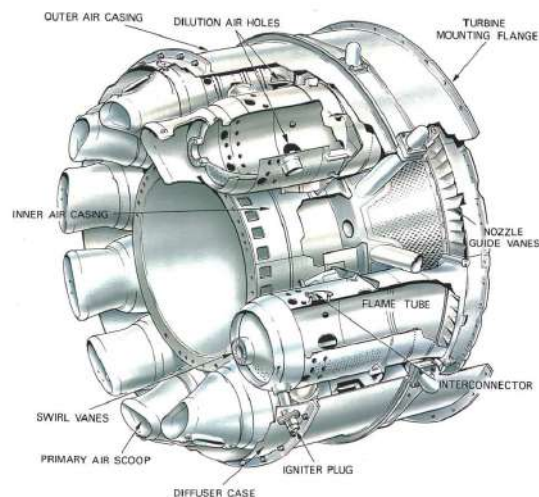


Figura 2.28: Camera di combustione tubo-anulare [8]

- Camera di combustione anulare

È un singolo tubo fiamma, mostrato nella figura 2.29, in una forma anulare, che utilizza più efficacemente lo spazio volumetrico, permettendo un processo di combustione uniforme. Il suo design più semplice comporta una riduzione benefica del peso complessivo, poiché l'energia espansa attraverso i bruciatori è la stessa, con il 25 per cento in meno di lunghezza. Successivamente, impatta il costo di produzione riducendolo [8].

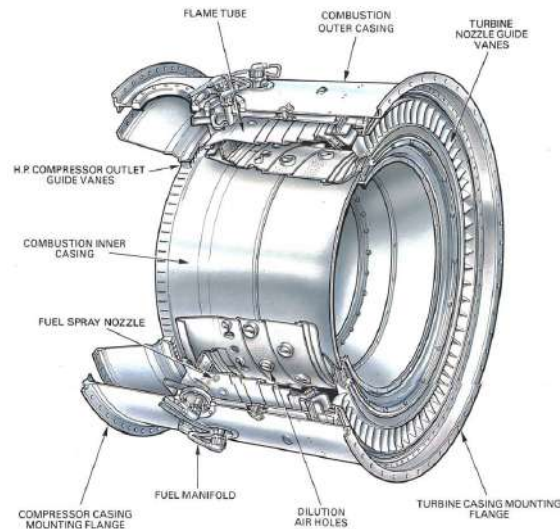


Figura 2.29: camera di combustione anulare [8]

2.3.5 Turbina

La turbina è un componente primario per il generatore di gas, che aziona il compressore. È prioritario per la sua funzionalità estrarre l'energia contenuta nel gas caldo, che proviene dalla combustione, assorbendo l'energia dall'impatto del flusso di gas con i e palette. Estrae l'energia quando il gas caldo, ad alte temperature, raggiunge il limite dello spazio disponibile nella turbina. Questo ciclo, ripetutamente, promuoverà la rotazione, ad alta velocità, della turbina. Abbastanza veloce da azionare il compressore sotto forma di potenza meccanica dell'albero, che è ottenibile convertendo l'energia cinetica in energia di pressione e lavoro [8].

2.3.5.1 Assiale

La maggior parte dei motori negli aeromobili ha turbine a flusso assiale a causa della maggiore portata di massa in ingresso. Questo tipo di turbina è caratterizzato da un set composto da uno statore e un rotore, nell'ordine rispettivo. Uno statore è un ugello stazionario con palette guida di una sezione del profilo alare che regola il flusso dalla camera di combustione alla turbina, raddrizzando il percorso del flusso, accelerando il gas e creando un effetto ugello, da cui deriva il suo nome. Segue una ruota rotante che utilizza l'energia cinetica per creare movimento [8].

Perché l'estrazione di energia sia efficace, le palette della turbina inducono una turbolenza nel flusso di gas per ottenere un lavoro uniforme lungo tutta la lunghezza delle palette. Il design delle palette influenzerà il flusso espulso dalla turbina, trasformandolo in un flusso più assiale, prima di entrare nel sistema di scarico [6].

Per essere una turbina efficiente, il suo design e sviluppo devono essere conformi alle specifiche del motore. Una specifica importante è la domanda di potenza che influenzerà il numero di stadi in una turbina. Tuttavia, il numero di stadi da aggiungere non dipende solo dalla domanda di potenza, ma anche dalla velocità di rotazione, dal diametro massimo consentito della turbina e dal numero di bobine del compressore. Ad esempio, i motori con alto rapporto di compressione tendono ad avere due alberi per azionare il compressore a bassa e alta pressione [6].

Il movimento rotazionale causa stress nel disco della turbina che si accumula insieme al quadrato della velocità [8].

Sono stati sviluppati nuovi materiali e tecniche di raffreddamento per supportare le alte temperature e pressioni. Un materiale generalmente utilizzato nelle velocità delle palette è la superleghe a base di nichel, grazie alla sua alta resistenza al creep e alla resistenza alle alte temperature [30]. Nonostante ciò, si stanno facendo sforzi per prevenire e gestire le perdite in qualsiasi parte e funzionamento della turbina. Tuttavia, è estremamente difficile prevenire perdite come l'attrito, la deviazione del flusso o il gioco alla punta [6].

Il modo in cui una turbina converte l'energia designa il suo tipo, distinguendola in tre tipi: a impulso, a reazione e a impulso-reazione.

La turbina a impulso, mostrata nella figura 2.30, è simile a una ruota idraulica che estrae energia dal flusso di gas tramite l'impatto del gas sulle palette della turbina. Il gas fluisce attraverso le alette guida ugello uscendo con una velocità maggiore, diminuendo pressione e temperatura. Nello stadio del rotore, il flusso accelerato impatterà sulle palette del rotore, riducendo la velocità a causa dell'energia trasferita dal gas alle palette. Questo scambio di quantità di moto risulterà nella rotazione della ruota [6].

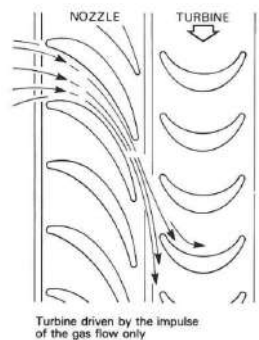


Figura 2.30: Turbina a impulso [8]

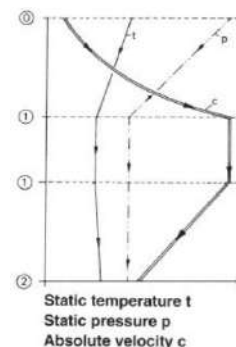


Figura 2.31: Variazione delle proprietà lungo [8]

Osservando la figura 2.31, ci sono tre fasi distintive. Quando il gas entra nelle alette guida ugello, corrispondente alla fase da zero a uno, subisce una diminuzione di pressione e temperatura con un aumento di velocità. Successivamente, durante la fase uno, mentre il gas lascia le alette guida ugello e raggiunge le palette del rotore, temperatura, pressione e velocità rimangono costanti. Poi passa al percorso delle palette del rotore, fase da uno a due, dove l'energia viene estratta sotto forma di lavoro, riducendo la velocità del flusso di gas. Si può osservare un leggero aumento di temperatura come conseguenza dell'attrito [8].

La turbina a reazione non differisce molto dalla turbina a impulso. La differenza sta nelle palette del rotore. In altre parole, il percorso delle palette del rotore, a causa del design della paletta, crea un effetto ugello, accelerando ulteriormente il flusso di gas. A causa del suo design, viene generata anche una forza aerodinamica, oltre al momento generato dall'impatto del gas sulle palette, causando la rotazione del rotore [8].

La costrizione nelle sezioni trasversali del percorso del flusso causa l'effetto ugello spiegato in precedenza. Inoltre, c'è una riduzione leggermente minore di temperatura e pressione rispetto alla turbina ad impatto.

2.3.5.2 Radiale

Dall'uso iniziale in un volo con motore a reazione, alla fine degli anni '30, all'utilità dei turbocompressori, la turbina a flusso radiale viene utilizzata per vari scopi, ad esempio come espansori per la liquefazione del gas nell'industria petrolchimica, piccole turbine a gas che forniscono energia agli elicotteri o come unità generatrici [27].

Una turbina radiale offre un grande vantaggio per la produzione di lavoro. Questo tipo di turbina fornisce più potenza rispetto a due o più stadi di una turbina a flusso assiale. Inoltre, il costo per la sua fabbricazione è inferiore rispetto a una turbina assiale a singolo o multiplo stadio. Tuttavia, in termini di efficienza, questo tipo di turbina è inferiore a quella assiale, che è il motivo principale per cui il tipo assiale è principalmente applicato ai motori aeronautici [27].

La turbina a flusso radiale è divisa in due tipi:

- Turbina a flusso radiale a sbalzo

Questa turbina, osservata nella figura 2.32, è simile a una turbina a bassa reazione o a impulso poiché non c'è accelerazione del flusso attraverso la turbina. È caratterizzata dal non utilizzare angoli di ingresso radiali e dall'avere palette a sbalzo bidimensionali. I bassi valori di efficienza e le complicazioni nella fabbricazione sono la ragione del loro raro utilizzo [27].

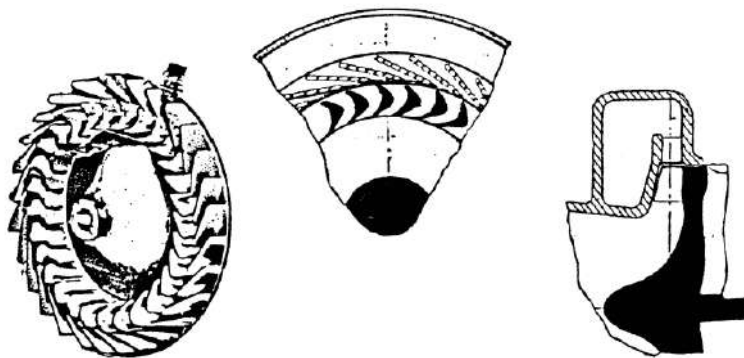


Figura 2.32: Turbina a flusso radiale a sbalzo [27]

- Turbina a flusso radiale misto

Questa turbina, mostrata nella figura 2.33, è composta, innanzitutto, da una chiocciola che raccoglie, da un unico condotto, il flusso, verso le palette degli ugelli che sono spesso utilizzate come ugelli senza palette, come nei turbocompressori dove l'efficienza non è importante a causa dell'energia in eccesso nei gas di scarico. Con un design a palette, il flusso è diretto dalle palette, accelerandolo. Queste palette sono unite nel mozzo o nel disco, provocando una forza normale alla linea guida del flusso. Quando il flusso raggiunge la sezione finale curva delle palette o exducer, parte della forza di velocità tangenziale viene rimossa. Infine, il flusso arriva al diffusore di uscita, dove l'alta velocità assoluta dall'exducer viene trasformata in pressione statica [27].

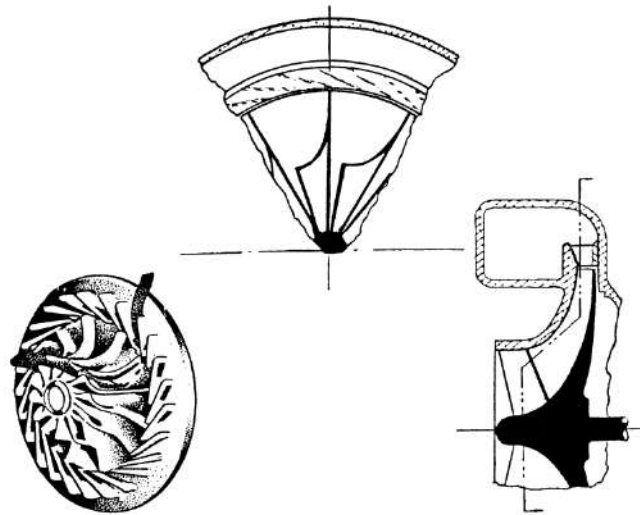


Figura 2.33: Turbina a flusso radiale misto [27]

2.3.6 Ugello di scarico

L'ultimo componente di un turborazzo è responsabile della generazione di spinta, separando il turborazzo dall'essere un generatore di gas, come precedentemente menzionato. Il suo metodo di produzione della spinta consiste nel convertire l'entalpia residua in velocità di scarico [29].

L'ugello è sviluppato in base alle prestazioni richieste e assume varie forme. Per quanto riguarda il design, si distinguono tre tipi:

- Ugello convergente

L'area della sezione trasversale del condotto diminuisce lungo la direzione della linea di flusso, terminando con un'area di sezione trasversale più piccola, accelerando così il flusso. L'accelerazione avviene a causa di una pressione più alta, all'ingresso dell'ugello, rispetto alla pressione ambiente, scaricando il flusso fino a raggiungere la pressione ambiente, dove il gas si espanderà completamente. Se questo ugello scarica a velocità sonica, dove la portata massica è massima, l'ugello è considerato bloccato. È principalmente applicato in aerei commerciali e militari ad alta velocità subsonica [6].

- Ugello divergente

L'area della sezione trasversale aumenta raggiungendo la sua dimensione massima allo scarico. Questo fa sì che il flusso del fluido si espanda attraverso l'ugello, decelerando il flusso [31].

- Ugello convergente-divergente

Caratterizzato da una sezione trasversale variabile. Nella parte anteriore, l'area della sezione trasversale diminuisce, seguita da un ulteriore aumento dell'area della sezione trasversale. Controllare la parte convergente e divergente rende l'ugello di geometria variabile spesso utilizzato per aggiungere più spinta[6]. La figura 2.34 è uno schizzo dell'ugello convergente e divergente.

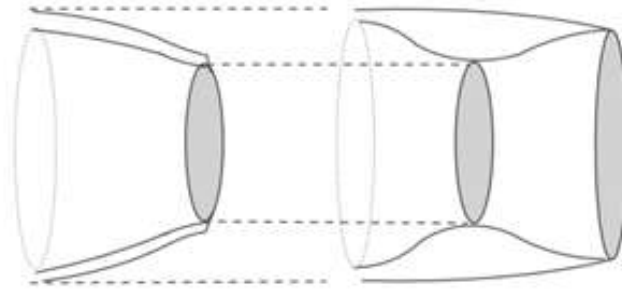


Figura 2.34: Ugello convergente-divergente

2.3.7 Sistema di alimentazione

2.3.7.1 Carburanti

La selezione del carburante appropriato per un motore turbogetto di piccole dimensioni dipende dall'energia massima disponibile per chilogrammo di carburante [10]. I carburanti con un alto calore specifico di combustione includono benzina, cherosene, diesel, JP1 a JP8, che sono diversi tipi di carburante per jet, gas propano e butano. Se possibile, l'uso di carburante per jet tipo quattro cherosene e benzina sono le migliori opzioni per il processo di combustione. La forte presenza di idrocarburi volatili in questi due carburanti li rende favoriti [29]. Tuttavia, il carburante diesel, simile al cherosene, ha un'alta densità energetica, rendendolo preferibile per l'uso perché è facilmente reperibile, essendo disponibile in ogni stazione di servizio [10]. Inoltre, la miscela vapore di diesel-aria ha una temperatura di accensione più bassa, circa 300 gradi Celsius, rispetto alla miscela vapore di benzina-aria che necessita di una temperatura superiore a 600 gradi Celsius per accendersi [10].

I carburanti più appropriati per i motori turborazzo di piccole dimensioni sono i carburanti gassosi, in particolare, propano o butano. Oltre a questi gas, si potrebbe considerare l'uso del metanolo, sebbene la sua bassa densità energetica giochi a sfavore della sua selezione. La pompa del carburante per questo tipo di carburante è dispensabile poiché il gas pressurizzato fluisce attraverso il motore spontaneamente [29]. Tra i tipi di carburante gassoso menzionati, il propano è considerato più adatto per test statici o lavori di sviluppo [10]. Nonostante i benefici, questo gas richiede un serbatoio a pressione con un volume doppio per la stessa massa di carburante diesel, a causa della sua bassa densità energetica [10]. Le differenze tra i carburanti discussi possono essere discernibili nella tabella dimostrata, tabella 2.2.

Tabella 2.2: Carburanti [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 Modalità di iniezione del carburante

La miscela di aria e carburante può essere effettuata tramite atomizzazione del carburante o vaporizzazione. La prima è una tecnica comune utilizzata negli aeromobili a grandezza naturale, dove la qualità della combustione dipende fortemente dalla dimensione delle gocce del carburante atomizzato. La complessità di questa tecnica supera i suoi benefici per l'iniezione in piccoli motori [29].

La vaporizzazione del carburante consiste in piccoli tubi, noti come vaporizzatori, dove scorre il flusso di gas pre-riscaldato, vaporizzando parte del carburante prima di raggiungere la zona primaria. Il carburante viene spinto attraverso tubi sottili, ciascuno collegato a un singolo tubo ad uncino. L'aspetto vantaggioso di questo sistema è che il carburante si mescola con l'aria prima di entrare nella zona di combustione. Purtroppo, l'efficacia di questo metodo può essere confermata solo attraverso esperimenti sistematici, ad esempio, se il vaporizzatore è troppo esteso, la temperatura tende a salire [29]. I tipi di iniezione di carburante possono essere visti nella figura 2.35.

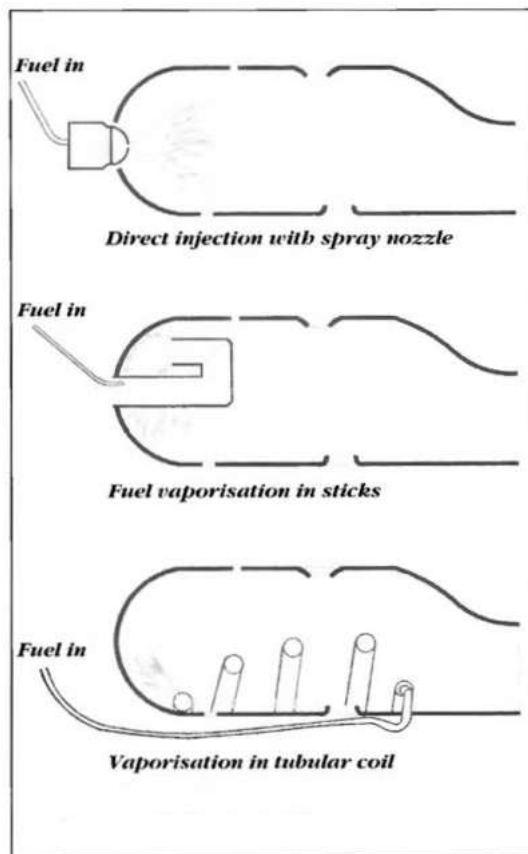


Figura 2.35: Modalità di iniezione del carburante [29]

2.4 Nozioni di base sul turbocompressore

L'inizio del turbocompressore risale al 1885, quando Gottlieb Daimler creò e brevettò il processo meccanico di pre-compressione dell'aria che entra nel motore. Tuttavia, il creatore considerato del turbocompressore fu un ingegnere svizzero, Alfred Büchi, che brevettò la sua invenzione nel 1915, come dimostrato nella figura 2.36 [32].

This il dispositivo è composto da un compressore e una turbina collegati da un albero comune, forzando l' e

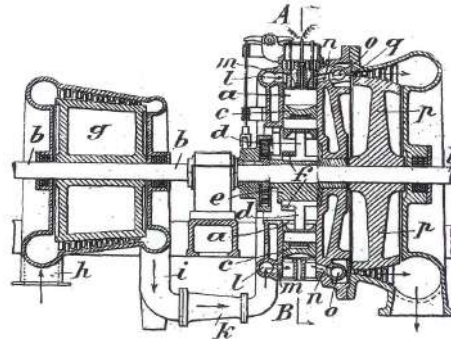


Figura 2.36: Turbocompressore, Brevetto di Alfred Büchi [32]

induzione dell'aria nella camera di combustione, di un motore a combustione interna. I componenti del turbocompressore sono illustrati nella figura 2.37.

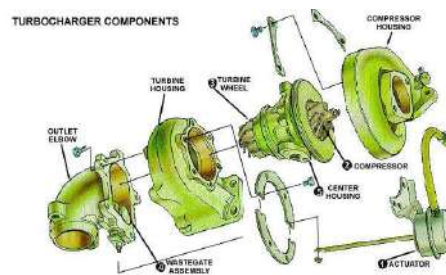


Figura 2.37: Componenti del turbocompressore

La turbina utilizza i gas di scarico del motore come mezzo per produrre il lavoro necessario, azionandola tramite l'albero, affinché il compressore inizi a ruotare. Il compressore pressurizza l'aria, fornendola alla camera di combustione. Nella camera di combustione, c'è un aumento del flusso della miscela aria-carburante, poiché la quantità di carburante è proporzionata al surplus di aria [33].

Con più carburante bruciato, la potenza erogata aumenta così come l'efficienza del motore a combustione interna. Questo ciclo è dimostrato nella figura 2.38. Questi risultati furono scoperti per la prima volta da Alfred Büchi nella sua prima e riuscita applicazione, ottenendo un aumento di potenza superiore al 40 per cento [32]. Questo incremento, sia in potenza che in efficienza, ha reso il turbocompressore un dispositivo ampiamente utilizzato nei veicoli.



Figura 2.38: Lavoro del turbocompressore [35]

Lo sviluppo di un turbocompressore coinvolge la progettazione delle palette del compressore e della turbina, così come dei loro alloggiamenti. I progetti delle palette sono analizzati in CFD, dinamica dei fluidi computazionale, per capire come fluisce l'aria. Per quanto riguarda il design degli alloggiamenti, il divario tra il rotore deve essere abbastanza piccolo affinché il rotore possa condurre il flusso d'aria. In caso contrario, c'è la possibilità che il flusso scivoli

tra il bordo del rotore e l'alloggiamento [33].

In generale, se sono necessarie ulteriori informazioni su un turbocompressore specifico, il fabbricatore dispone di un grafico che descrive le prestazioni del compressore del turbo, che include il rapporto di pressione, la portata massica, la velocità del turbo e le regioni di efficienza. Il grafico, noto come mappa del compressore, fornisce dettagli importanti, permettendo di sapere quale sarebbe la portata d'aria per, specificamente, questo compressore, a un dato rapporto di pressione. Viene presentata la Figura 2.39, riconoscendo le diverse caratteristiche di prestazione nel grafico. Subito sotto, è presente una breve spiegazione delle caratteristiche osservate [34].

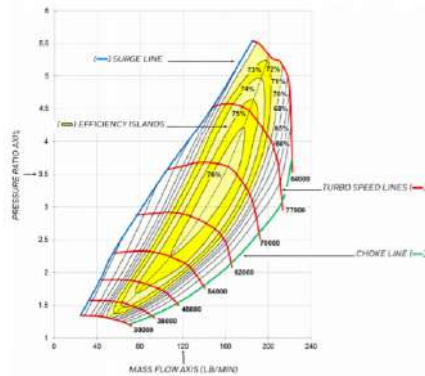


Figura 2.39: Esempio di una Mappa del compressore[34]

- Rapporto di pressione: rapporto tra la pressione assoluta in uscita e la pressione assoluta in entrata [34].
- Portata massica: massa d'aria che attraversa il compressore durante un determinato periodo di tempo[34].
- Linea di stallo: traccia la linea che distingue un'operazione stabile, trovata sul lato destro della linea, da una regione di instabilità del flusso che potrebbe portare a un guasto improvviso del turbo, causato da un grande carico di spinta [34].
- Linea di strozzatura: è la linea che separa la portata massica massima che il compressore può elaborare, lato sinistro della linea, dall'incapacità del compressore di elaborare il flusso a causa delle velocità soniche raggiunte, al rotore, presa d'aria dal flusso, impedendo l'aumento della portata [34].
- Isole di efficienza: regioni concentriche sulla mappa del compressore che corrispondono all'efficienza del compressore differenziata dalle dimensioni delle regioni. Più piccola è la regione, maggiore è l'efficienza [34].

La mappa del compressore ottenuta per questa tesi è illustrata nella figura 2.40, sebbene non sia il grafico reale delle prestazioni del compressore, il che ha reso difficile ottenere una portata massica esatta per un dato rapporto di pressione. Il grafico rappresenta la mappa del compressore del modello di turbo, RHB31 VZ21, simile al turbo IHI RHF3 [36].

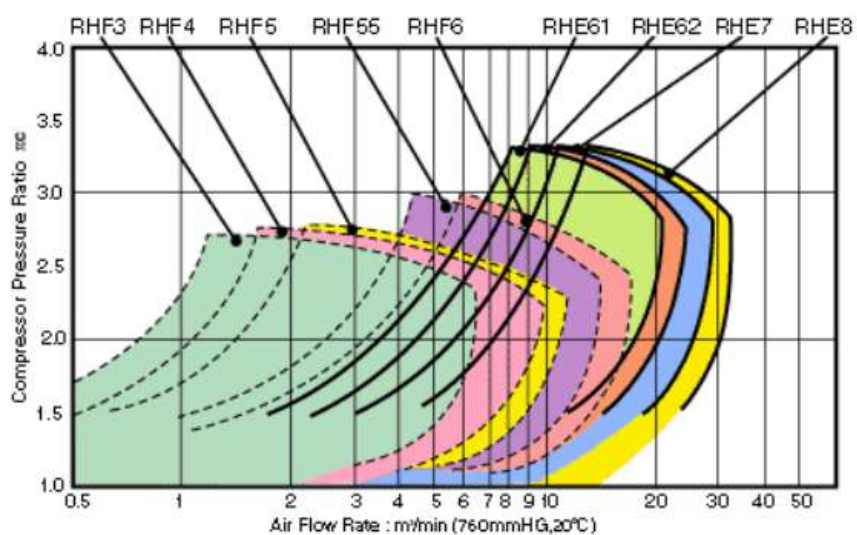


Figura 2.40: Mappa del compressore RHB31VZ21 [36]

Capitolo 3

Metodologia

Questo capitolo illustra come è stato condotto il processo di progettazione e produzione di ciascun componente del mini-turbojet. Viene progettato ogni componente del motore, spiegando come sono state ottenute le dimensioni per il progetto e quali sono i materiali per ciascun componente. La seconda sezione descrive il processo di produzione scelto. Un diagramma di flusso della metodologia è presentato nella figura 3.9, che si trova alla fine del Capitolo 3.

3.1 Processo di Dimensionamento

3.1.1 Compressore

Il punto di partenza per il dimensionamento di questo motore è il compressore. Il compressore scelto per questo progetto sperimentale proviene dall'azienda di turbo IHI, modello RHB31 VZ21.

Dall'esame della letteratura, i compressori utilizzati in progetti simili, ad esempio il turbojet di Kamps o il turbojet WPI, erano centrifughi per offrire un maggiore rapporto di compressione ed efficienza. Inoltre, il turbo o il set compressore/turbina è facilmente disponibile online e può essere acquistato a un costo relativamente basso, rispetto ad altri turbo. Poiché era già stato acquistato, questo compressore è stato utilizzato per sviluppare questa tesi.

Il design del compressore dovrebbe essere realizzato con misure esatte, affinché il progetto sia accurato. Per fare ciò, sono stati contattati i produttori di turbo. Tuttavia, non è stato possibile per loro fornire queste dimensioni in quanto si tratta di informazioni riservate. Le informazioni attraverso la ricerca per la mappa del compressore sono state trovate nel documento delle specifiche tecniche di ECOTRON [36], mostrato in Figura 2.40.

Le dimensioni di base come lo spessore della base, l'altezza della girante/paletta e il diametro di ingresso/uscita della girante sono state misurate utilizzando un calibro. Tuttavia, era necessario solo il diametro di uscita della girante.

Secondo Kamps, un modello di turborazzo può essere prodotto utilizzando le sue dimensioni del turborazzo con un fattore di scala, ottenuto da un rapporto tra il diametro del compressore, 36,6 millimetri, e il diametro del compressore di Kamps, 66 millimetri [29] con un valore di, approssimativamente, 0,55. Da questo valore, sono state ottenute le dimensioni stimate dei pezzi del motore.

3.1.2 Flangia di ingresso

Questo pezzo è la copertura del motore sul lato del compressore che fissa il diffusore alla cassa esterna. È stato progettato basandosi sul progetto del Worcester Polytechnic Institute [37], adattando le sue dimensioni in base al carter del compressore e alle dimensioni della cassa esterna di questo motore, in modo che il design si adatti alla cassa esterna con un gioco molto ridotto. Inoltre, i fori per i bulloni

sono stati realizzati per essere allineati con i fori del diffusore e della cassa esterna, per un miglior accoppiamento di entrambi i componenti.

L'alluminio è stato il materiale scelto per la fabbricazione di questo componente.

Tuttavia, non è possibile specificare il tipo di metallo, poiché questo materiale è stato prelevato da un blocco motore di ricambio.

3.1.3 Carter del compressore

Questo componente è stato progettato in base al diametro delle alette del diffusore, in modo da non sovradimensionare il carter e allineare i fori delle viti con i fori delle alette del diffusore. Successivamente, si è proceduto alla parte che accoglie il compressore. Il divario della presa d'aria che circonda il compressore non deve superare 0,3 millimetri per raggiungere efficienze tollerabili [29].

Tuttavia, per riuscire nella progettazione del carter del compressore rispettando la tolleranza, sarebbe stata necessaria una scansione 3D del compressore, per poter determinare la curvatura del compressore rotante. Poiché non è stato possibile ottenere una scansione 3D, il carter è stato progettato tracciando circonferenze del diametro dell'exducer e dell'inducer del compressore. Nella figura 3.1, si trova il punto di partenza per questo progetto.

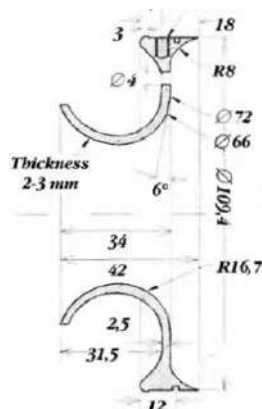


Figura 3.1: Carter del compressore [29]

Nella letteratura esaminata, il materiale raccomandato per questa parte è l'alluminio. Pertanto, è stato deciso di costruire utilizzando questo materiale. Purtroppo, non è possibile conoscere la specifica del tipo di alluminio, poiché è stato preso anche da un blocco motore di ricambio.

3.1.4 Diffusore

Il pezzo più complicato e impegnativo da progettare è stato il diffusore. Il primo passo da compiere è stato scegliere lo stile del diffusore: senza pale o con pale e, se con pale, decidere tra pale dritte, curve in avanti o pale a forma di cuneo. Dagli esempi osservati nella letteratura, è stato deciso di progettare un diffusore a palette a forma di cuneo tenendo in considerazione i bulloni di fissaggio, che permettono al carter del compressore di aderire al diffusore ed evitare perdite del flusso di gas [29].

Innanzitutto, è stato dimensionato il diffusore in base al diffusore di Kamps. Il libro di Thomas Kamps, [29] indica le dimensioni del diffusore e include il profilo della pala assiale, mostrato nelle figure 3.2 e 3.3.

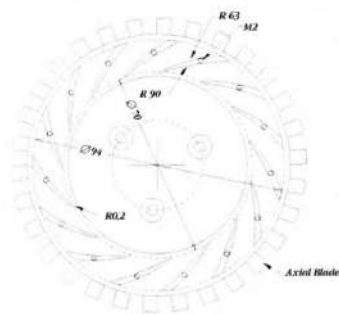


Figura 3.2: Diffusore [29]

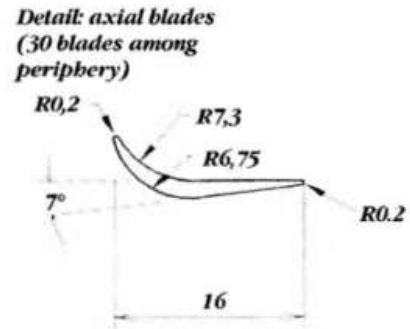


Figura 3.3: Profilo delle palette del diffusore[29]

3.1.5 Albero e Alloggiamento dell'albero

Esaminando i progetti degli alberi dei mini-turbojet come il KJ66, l'AMT Olympus o il motore di Kamps, si è osservato che i progetti erano, relativamente, uguali. Pertanto, è stato dimensionato l'albero riducendo le dimensioni dell'albero di Kamps descritto nella figura 3.4.

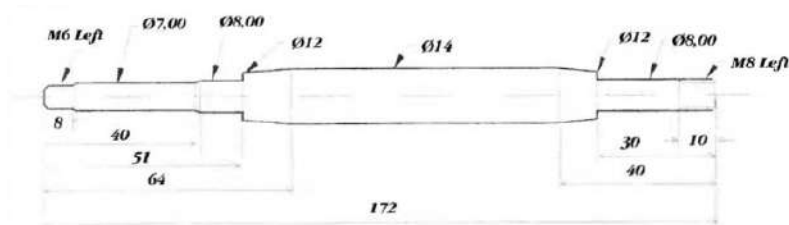


Figura 3.4: Albero [29]

L'albero ospita due cuscinetti, situati nelle sedi dei cuscinetti, posizionando il cuscinetto su entrambi i lati dell'albero. I gradini servono per un adattamento stretto dei cuscinetti per evitare che si spostino. Per produrre questo albero, è stato deciso di utilizzare una barra di acciaio inossidabile come materiale da lavorare ulteriormente.

L'alloggiamento dell'albero è stato progettato, come l'albero, per contenere al suo interno l'albero con i due cuscinetti e, accoppiare il diffusore, fissato con bulloni all'alloggiamento, insieme all'alloggiamento dello statore, che sarà anch'esso fissato con bulloni all'alloggiamento. Nonostante la varietà di design degli alloggiamenti dell'albero, il design determinato sarebbe semplice e lineare, allargandosi a entrambe le estremità dell'alloggiamento per consentire spazio per i bulloni per fissare il diffusore e l'alloggiamento dello statore. Il dimensionamento è stato eseguito adattando alla nostra scala le dimensioni dell'alloggiamento dell'albero rappresentate nella figura 3.5.

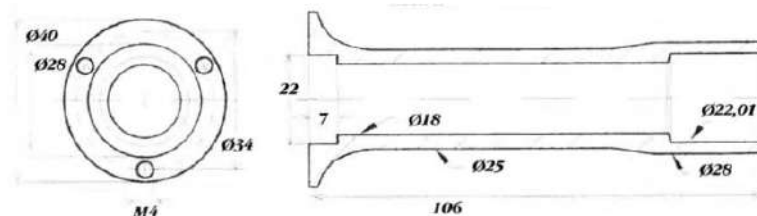


Figura 3.5: Alloggiamento dell'albero [29]

L'alluminio è il materiale di cui è costituito l'alloggiamento dell'albero, ma non è possibile determinare il suo tipo poiché è stato prelevato da un blocco motore di ricambio.

3.1.6 Camera di combustione

Il design per la camera di combustione considerato ottimale era una camera anulare. In accordo con la letteratura esaminata, sembrava la scelta migliore per il suo design semplice e praticità, in altre parole, avrebbe facilitato il processo di produzione rispetto agli altri tipi. Inoltre, il design del combustore, generalmente, deriva da dati empirici e, poiché l'obiettivo non è migliorare un design, la scelta di una camera di combustione che aveva svolto con successo il suo ruolo era la scelta più saggia da fare. Pertanto, si è deciso di progettare basandosi sulla camera di combustione di Kamps, adattandone le dimensioni e i fori per questa camera di combustione. Consiste in una lamiera di acciaio inossidabile di 0,5 mm di spessore modellata in un tubo con il diametro desiderato e una serie di fori di diversi diametri. Le figure 3.6 e 3.7 di seguito dimostrano il design della camera di combustione su cui si è fatto affidamento [29]. La camera di combustione

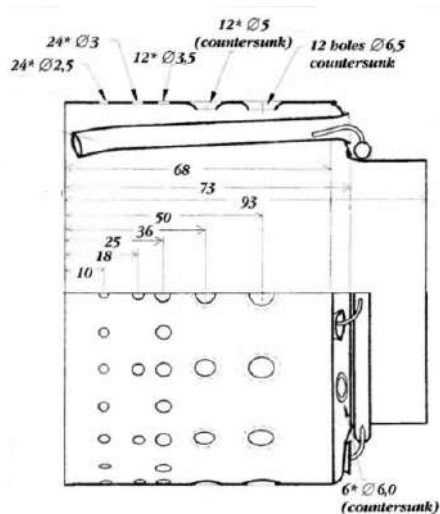


Figura 3.6: Tubo fiamma esterno [29]

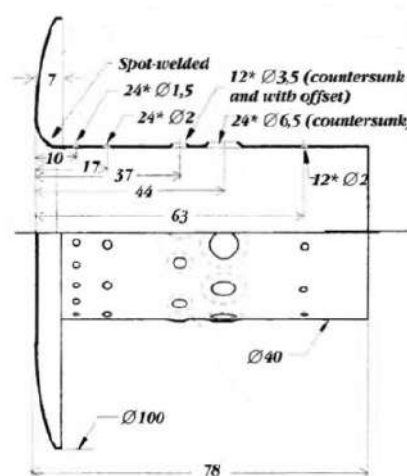


Figura 3.7: Tubo fiamma interno [29]

ha due tubi, uno più piccolo che va all'interno di quello più grande. I diametri dei fori e la distanza tra i fori sono stati ridotti a una dimensione e distanza adeguate, in relazione a questo mini-turbojet.

3.1.7 Distributore di carburante

Il distributore di carburante, come suggerisce il nome, disperde il carburante ai tubi di vaporizzazione della camera di combustione. Dalle piccole turbine a gas osservate, il design è, quasi, lo stesso. Pertanto, è stato progettato un anello iniettore, con un diametro adeguato, per la camera di combustione progettata. L'anello iniettore è posizionato sul lato interno della camera di combustione dal lato della turbina e ha vari iniettori corrispondenti a ciascun tubo di vaporizzazione. Il carburante proviene da una fonte esterna collegata a un tubo che attraversa la cassa esterna fino alla camera di combustione, dove è anche collegato all'anello iniettore. Il distributore di carburante è realizzato in un tubo di acciaio inossidabile con un diametro di 3 millimetri [29].

3.1.8 Sistema di palette guida ugello

Le alette guida o statore, fissate alla carcassa, reindirizzano il flusso verso la turbina. La carcassa, oltre a sostenere le alette guida, è progettata per avere lo spazio necessario affinché la turbina possa ruotare, mantenendo costante il divario tra i due componenti, in modo che l'efficienza non sia

compromessa. La maggior parte dei progetti del sistema di palette guida ugello sono stati realizzati per turbine assiali. Tuttavia, il sistema di palette guida ugello è stato progettato basandosi su altri progetti con l'uso di una turbina radiale[38].

Il dimensionamento è stato pensato, in conformità con i componenti interessati dal suo design, come la camera di combustione, il distributore di carburante e l'alloggiamento dell'albero. L'idea era di incastrare il tubo fiamma esterno con le alette guida ugello, dove il distributore di carburante sarebbe stato fissato in una flangia, al tubo fiamma interno.

3.1.9 Turbina

La turbina, come il compressore, è stata recuperata dal RHB31 VZ21 turbo.

3.1.10 Ugello di scarico

Questo componente è responsabile della generazione di spinta. Tuttavia, questa dissertazione non ha come obiettivo primario l'ottimizzazione della spinta generata, bensì la progettazione e la produzione di una piccola turbina a gas autonoma. Il design dell'ugello è un semplice ugello convergente che garantisce una costruzione semplice, progettata a partire dal dimensionamento di questo componente, basato sulla revisione della letteratura. La figura 3.8 dimostra le dimensioni dell'ugello di scarico, sebbene sia stato ridotto e adattato a questo motore a reazione. Il materiale raccomandato per questo componente è una lamiera di acciaio inossidabile di 0,5 millimetri di spessore[29].

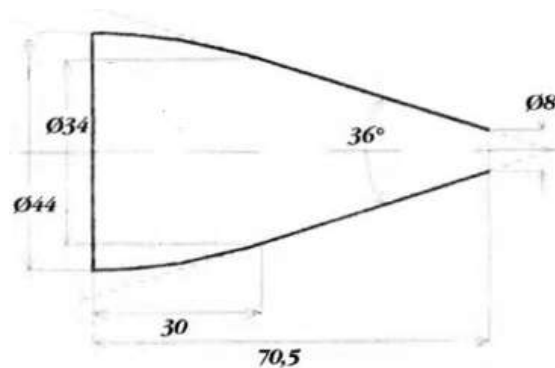


Figura 3.8: Ugello di scarico [29]

3.1.11 Cuscinetto, Lubrificazione e Iniezione di Carburante

La selezione dei cuscinetti deve essere effettuata considerando lo scopo del cuscinetto. Il cuscinetto, per una piccola turbina a gas, deve resistere a condizioni di alte temperature ed estreme velocità di rotazione. Con questi requisiti, i produttori di cuscinetti sono stati cercati per quelli che avevano il set di cuscinetti con le misure desiderate, per adattarsi correttamente all'albero.

I cuscinetti scelti erano cuscinetti a sfere a gola profonda in acciaio inossidabile, della società SKF, in grado di sopportare fino a 120000 giri al minuto[39] e sono resistenti alle alte temperature perché, più alti sono i giri al minuto, più alta sarà la temperatura del cuscinetto [40]. Per un adeguato funzionamento dei cuscinetti, deve esserci un sistema di lubrificazione, che dovrebbe essere creato implementando due tubi sottili in acciaio inossidabile sull'alloggiamento dell'albero, collegati a una pompa dell'olio. Ogni tubo entra su ciascun lato di un cuscinetto, per il trasporto del lubrificante. I tubi attraversano la cassa esterna

e poi, dietro il diffusore, inseriti nell'alloggiamento dell'albero.

L'iniezione di carburante avviene tramite un tubo di carburante che va, dall'anello di distribuzione del carburante attraverso il lato turbina della cassa, alla fonte di carburante esterna. All'anello di distribuzione, il carburante passa poi ai tubi di vaporizzazione. La camera di combustione è stata progettata per permettere al motore di funzionare con diversi carburanti in stato gassoso o liquido.

3.1.12 Cassa esterna

La parte finale di questo motore consiste in un tubo di acciaio inossidabile con uno spessore di 0,5 millimetri[29]. Sul lato del compressore, sono stati realizzati alcuni fori per permettere ai bulloni di attraversare la cassa, raggiungendo il diffusore. I bulloni sono stati avvitati, fissando la cassa esterna con il diffusore. All'altro estremo, la cassa esterna è fissata alle alette guida ugello. Il design di questo componente, essendo uno degli ultimi ad essere progettato, non ha richiesto una riduzione di scala basata sulla letteratura. Avendo progettato gli altri componenti, la cassa esterna deve coprire, adeguatamente, il generatore di gas.

3.2 Processo di produzione

Le linee guida per la costruzione di questa tesi, basate sulla letteratura esaminata e sui video online della fabbricazione dei motori a reazione modello, sono divise in due sottosezioni, distinte dai due principali materiali utilizzati per produrre i componenti necessari per il motore. Uno è l'alluminio e l'altro è l'acciaio inossidabile.

I componenti a base di alluminio sono la flangia di ingresso, il carter del compressore e il diffusore. La produzione di queste parti è stata realizzata, con l'aiuto del FABLAB dell'UBI, Laboratorio di Fabbricazione, nella fresatrice CNC a 5 assi. È stato considerato di farlo lì a causa della precisione della produzione, che è impossibile da eguagliare se fosse fatta a mano, attraverso l'uso di fresatrici manuali. Per permettere alla fresatrice CNC a 5 assi di produrre il componente desiderato, è richiesto un file in formato .stp ottenuto dalle opzioni di salvataggio del software di progettazione, in questo caso, il software CATIA. Con questa procedura, blocchi rotondi di alluminio vengono trasformati nella forma prevista, con un margine di errore operativo estremamente basso. Tuttavia, l'alloggiamento dell'albero è stato creato attraverso l'operazione manuale di un tornio.

Gli elementi in acciaio inossidabile sono stati realizzati utilizzando un trapano verticale, un tornio, un rullo e una macchina a getto d'acqua. Inizialmente è stata utilizzata la macchina a getto d'acqua per tagliare i pezzi progettati per ciascun componente. I pezzi sono stati tagliati da una lamiera di acciaio inossidabile, di conseguenza, i componenti progettati dovevano essere disegnati nella loro forma piana, che successivamente è stata lavorata per ottenere la forma desiderata. L'azione successiva è stata quella di forare i fori, nei pezzi piatti, appartenenti al tubo fiamma interno ed esterno, la camera di combustione. I fori sono stati realizzati utilizzando un trapano verticale.

Le "rondelle piane" saranno fissate, successivamente, ai rispettivi componenti, in particolare al sistema di palette guida ugello, all'estremità posteriore della camera di combustione e al carter. Il passo successivo è stato modellare i pezzi piani della camera di combustione, del sistema di palette guida ugello e del carter al diametro richiesto. Terminata la modellazione del pezzo, le "rondelle piane" sono state saldate per ottenere i tubi e gli anelli piatti. L'ultimo componente, l'albero, con l'aiuto

Progettazione e produzione di un mini-turbojet engine

di un disegno progettuale bidimensionale, è stato realizzato con un tornio.

In generale, le parti sono state progettate e prodotte utilizzando una procedura simile a quella usata per il diffusore, come si vede nella figura 3.9.

Progettazione e produzione di un mini-turbojet engine

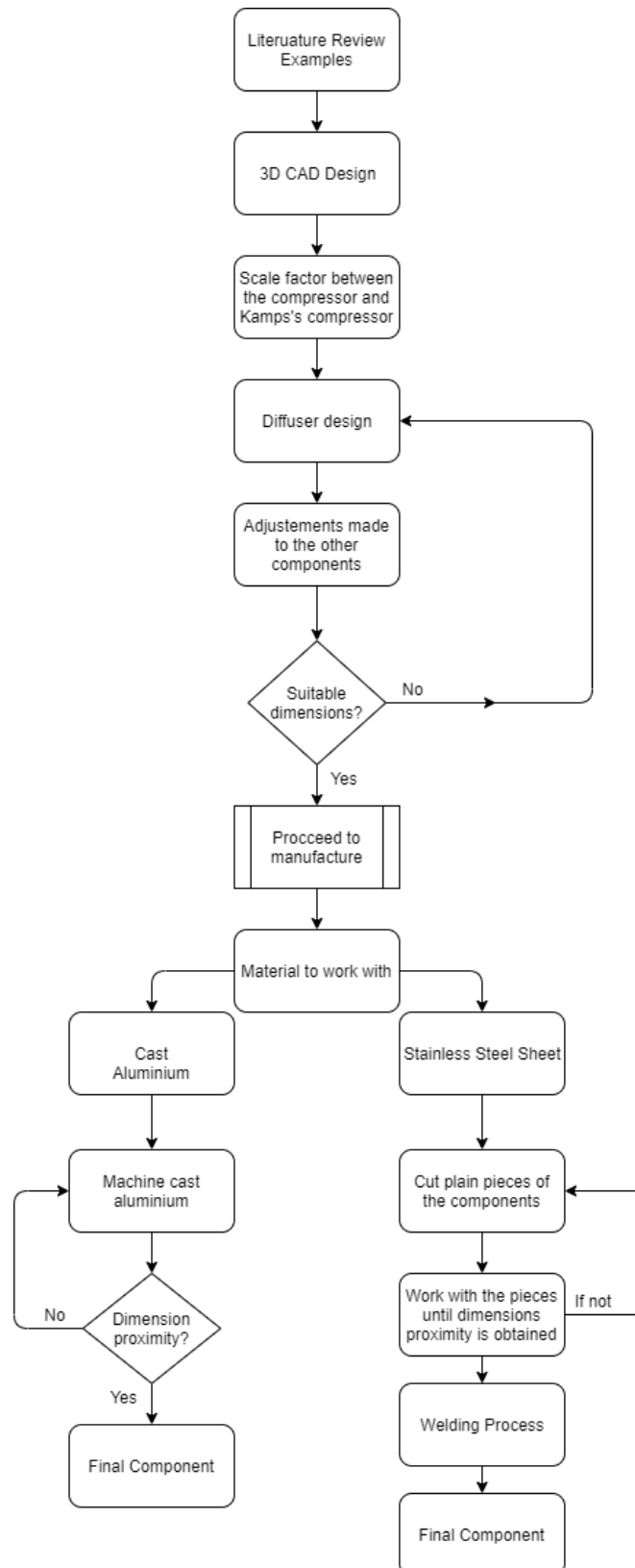


Figura 3.9: Procedura di progettazione del diffusore

Capitolo 4

Caso pratico

In questo capitolo verranno presentati i risultati del dimensionamento dei componenti, così come il loro design. Verrà inoltre spiegato in dettaglio il processo di fabbricazione seguito per ottenere i componenti e come sono stati lavorati.

4.1 Risultati di dimensionamento

Le dimensioni finali del piccolo turborazzo sono descritte insieme al design dell'asse mblaggio, nelle Appendici B e C. Il dimensionamento, come precedentemente indicato, è stato eseguito confrontando dati empirici, che sono stati comparati e adottati per questo design. Ci sono alcuni pezzi che non hanno seguito esattamente il fattore di scala, a causa di aggiustamenti effettuati durante la progettazione di tutti i componenti. Il design è stato finalizzato quando le parti sono state assemblate, per verificare se tutti i componenti erano allineati e si adattavano correttamente.

4.2 Progettazione del prototipo di mini-turbojet

La progettazione dei componenti di questa piccola turbina a gas è stata brevemente spiegata nel precedente Capitolo 3, mentre in questa sezione verranno descritte le tecniche di progettazione applicate per ottenere la forma e le dimensioni dei pezzi che compongono la turbina a gas. Il progetto sarà delineato utilizzando il software CATIA V5R18, di proprietà di Dassault Systèmes.

4.2.1 Compressore

Il design del compressore è stato una sfida da comprendere e si è cercato di duplicarlo nel software CATIA, discostandosi il meno possibile dalle sue dimensioni fisiche. Per iniziare, è stata disegnata la base del compressore come mostrato nella figura 4.1. Seguita dall'operazione CAD dell'albero, è stato disegnato, da una prospettiva visiva, il profilo delle palette del compressore incontrato nella figura 4.2. Infine, è stato applicato il solido multi-sezione per creare le palette solide dallo schizzo, concludendo il design complessivo con un foro, attraverso il compressore, per adattarsi all'albero. Il prodotto finale è mostrato nella figura 4.3.

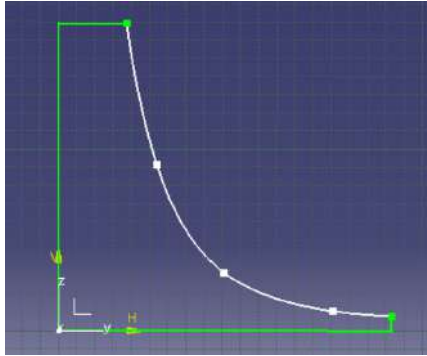


Figura 4.1: Operazione dell'albero CAD del compressore

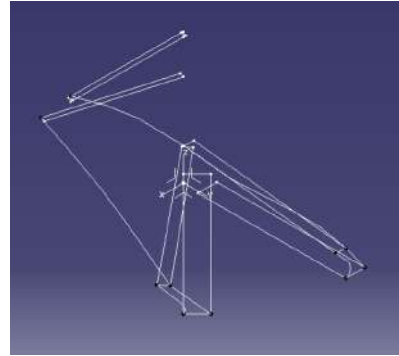


Figura 4.2: Schizzo delle palette CAD del compressore

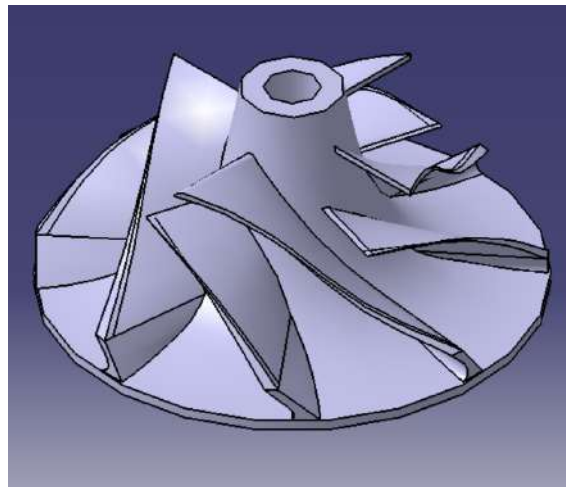


Figura 4.3: Vista CAD del compressore

4.2.2 Flangia di ingresso

Il design per questo componente era semplice e diretto. Per iniziare, è stato progettato lo schizzo, rispettando la dimensione del carter del compressore, in modo che si adattasse correttamente. Inoltre, è stato dato spazio sufficiente per l'accoppiamento del diffusore e della cassa esterna. Lo schizzo della flangia di ingresso, figura 4.4, è stato applicato in un'operazione dell'albero, modellandolo nel solido dimostrato nelle figure 4.5, 4.6 e 4.7, accompagnato da fori per fissarlo al diffusore (lato anteriore) e alla cassa esterna (vista laterale). Una vista isometrica del pezzo progettato è illustrata nella figura 4.8.

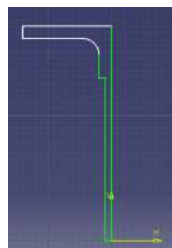


Figura 4.4: Vista CAD del compressore

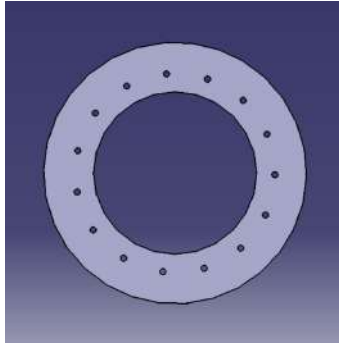


Figura 4.5: Vista frontale dell'ingresso

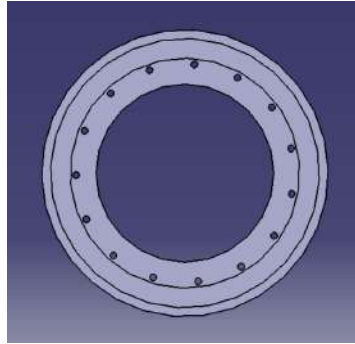


Figura 4.6: Vista posteriore dell'ingresso



Figura 4.7: Vista laterale dell'ingresso

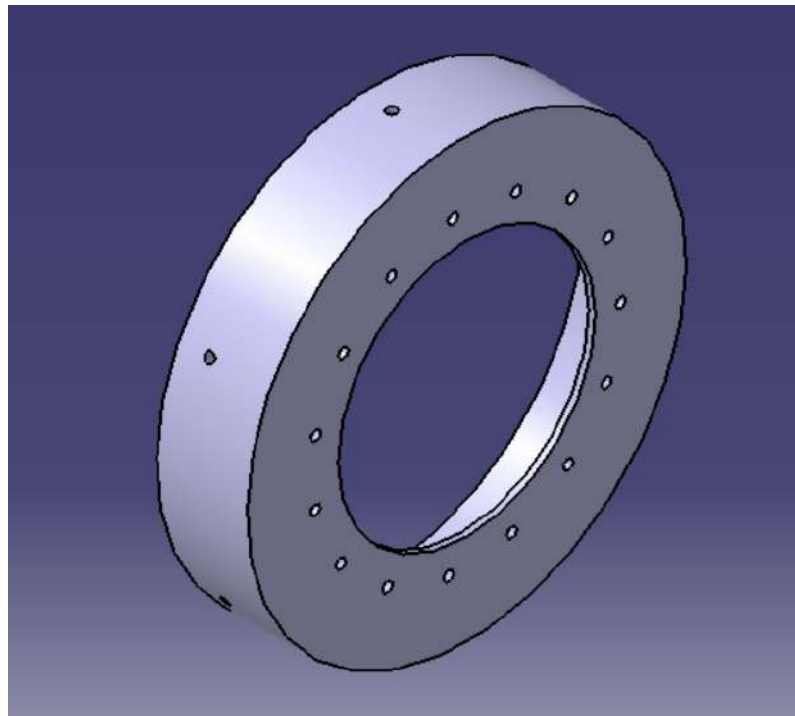


Figura 4.8: Vista isometrica dell'ingresso

4.2.3 Carter del compressore

Questo design si basa sui diametri dell'exducer e dell'induttore del compressore. È stato progettato applicando il solido multi-sezione, utilizzando gli schizzi presentati nella figura 4.9. Le circonferenze interne sono state disegnate tenendo conto del margine di tolleranza di 0,3 millimetri tra il rotore e le pareti interne del carter del compressore. Le circonferenze esterne sono state progettate, applicando il solido multi-sezione e rimuovendo la funzione solida, per garantire i 2 millimetri di spessore come raccomandato [29]. L'altezza delle circonferenze è stata disegnata in relazione all'altezza delle palette del compressore e all'altezza dell'exducer. La figura 4.10 descrive lo schizzo delle circonferenze con le misure di altezza. Inoltre, i fori sono stati realizzati dopo che il prodotto solido è stato progettato, con il diametro corretto per il fissaggio al diffusore. Il design del carter del compressore è mostrato nella figura 4.13 insieme alla vista laterale, figura 4.11 e alla vista posteriore, figura 4.12.

Progettazione e produzione di un mini-turbojet engine



Figura 4.9: Schizzo della copertura del compressore

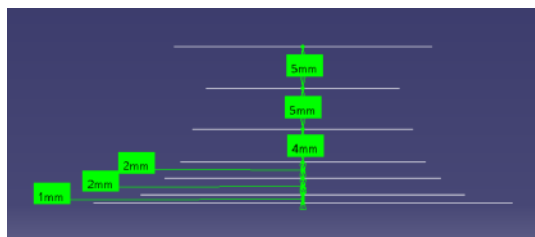


Figura 4.10: Altezza dei piani di progettazione della copertura del compressore



Figura 4.11: Vista laterale della copertura del compressore

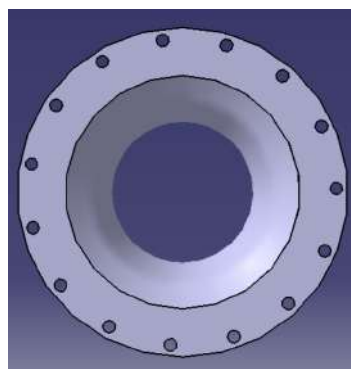


Figura 4.12: Vista posteriore della copertura del compressore

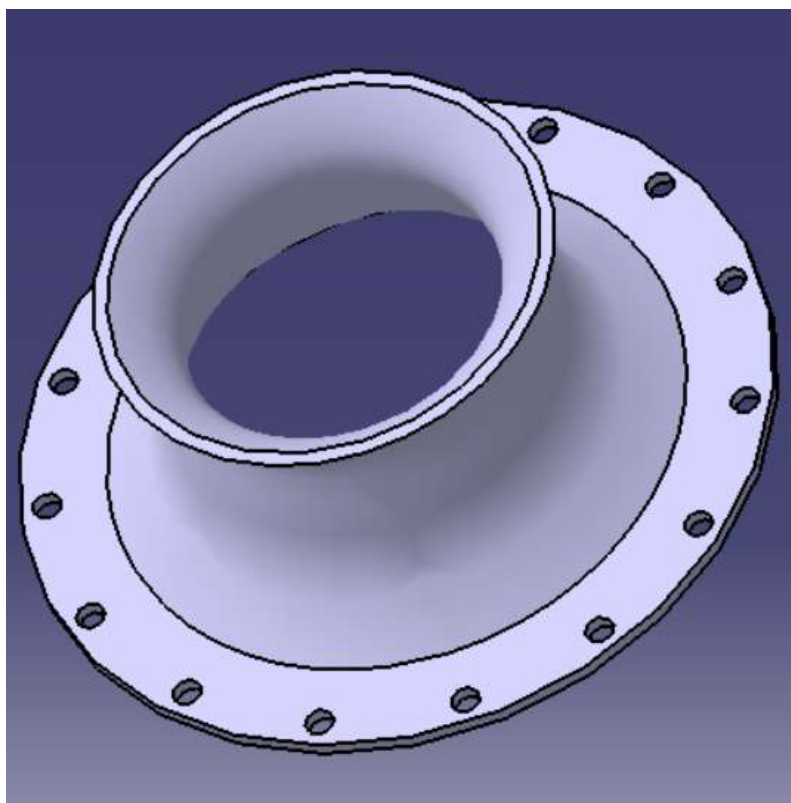


Figura 4.13: Vista isometrica della copertura del compressore

4.2.4 Diffusore

Il punto di partenza per questo pezzo è un piccolo cilindro, dove vengono create le palette assiali e a forma di cuneo, rispettando le dimensioni e gli angoli consigliati nel libro di Thomas Kamps precedentemente citato, nel Capitolo 3. La base è stata progettata con lo spazio per allocare il compressore, tramite l'operazione dell'albero, seguita dal design delle palette a forma di cuneo e assiali, come dimostrato nella figura 4.15 e nella figura 4.16.

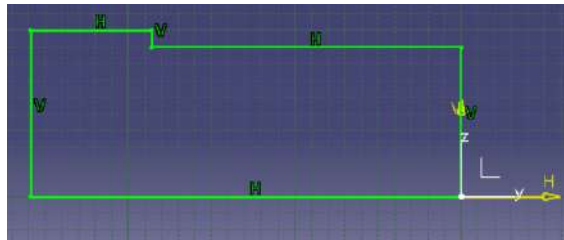


Figura 4.14: Base del diffusore

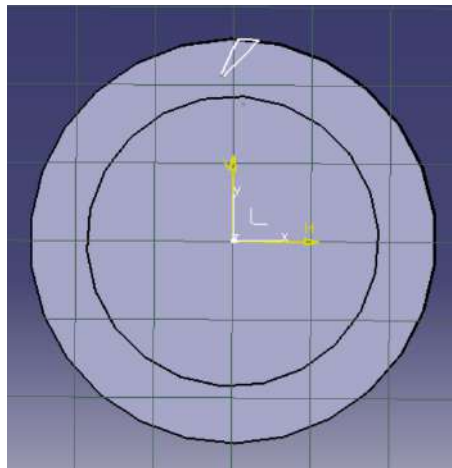


Figura 4.15: Paletta a forma di cuneo del diffusore

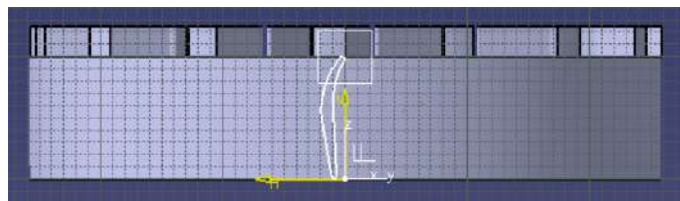


Figura 4.16: Profilo alare della paletta assiale del diffusore

Le palette a forma di cuneo, dimostrate nella figura 4.15, sono state dotate di un'intercapedine pari a 1,15 volte il diametro della ruota del compressore [29]. Il diffusore, figura 4.17, è stato finalizzato creando i fori per fissarlo all'alloggiamento dell'albero e alla cassa esterna.

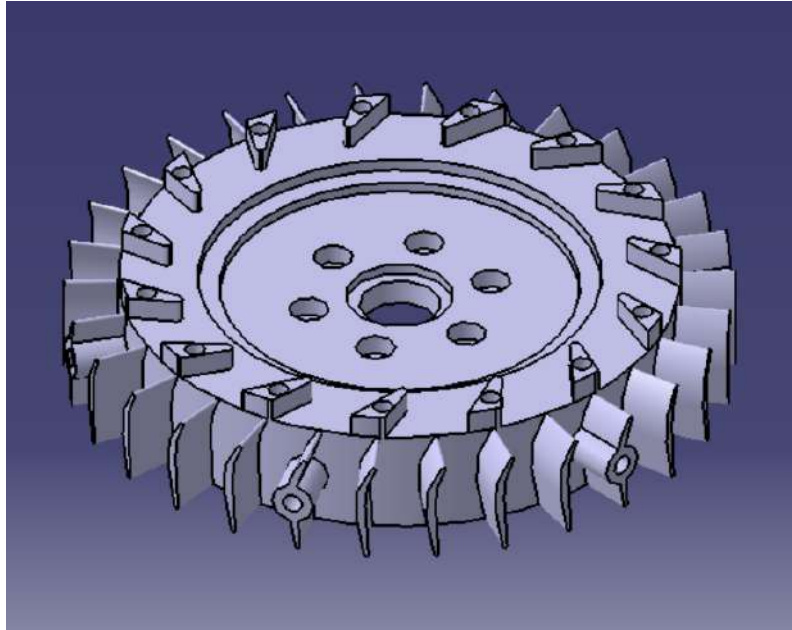


Figura 4.17: Vista isometrica del diffusore

4.2.5 Albero e Alloggiamento dell'albero

L'alloggiamento dell'albero è stato il primo ad essere progettato come conseguenza dei progetti completati di NGV, CC e diffusore. L'obiettivo era solo progettare una struttura rigida che collegasse l'NGV con il diffusore, rispettando il design generale di altre strutture di alloggiamento, utilizzate per la costruzione di un turborazzo di piccole dimensioni. Inizialmente, è stato scelto un design più lineare, poiché era un design più conveniente da fissare al diffusore o all'NGV, utilizzando viti serrate da dadi come elementi di fissaggio. Avendo pensato al design, è stato realizzato il disegno preliminare. Consiste in due anelli spessi, uniti da un'asta compatta, progettata mediante l'uso dell'operazione dell'albero. Questa operazione è stata implementata nel disegno dimostrato nella figura 4.18.

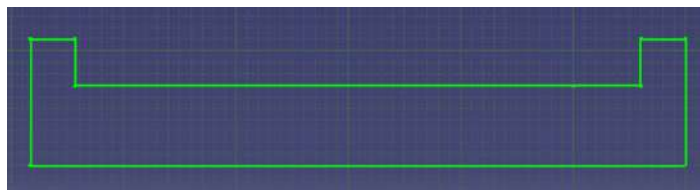


Figura 4.18: Schizzo dell'alloggiamento dell'albero

Successivamente, sono stati realizzati dei fori per fissare l'alloggiamento al Diffusore e NGV, oltre a creare lo spazio per permettere all'albero di permeare con i cuscinetti. L'interno dell'alloggiamento, sul lato della turbina, è stato esteso per conferire spazio a una corda e a una manica. La seconda parte, l'albero, è stata anch'essa creata attraverso l'uso dell'operazione dell'albero, applicata al seguente schizzo, illustrato nella figura 4.19.

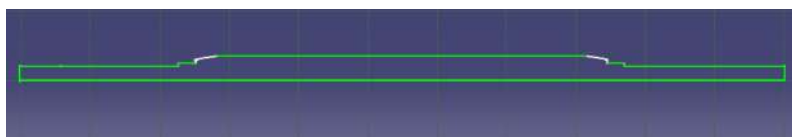


Figura 4.19: Schizzo dell'albero

La lunghezza dell'albero è stata ottenuta quando tutte le parti attraversate dall'albero sono state progettate e assemblate nelle posizioni corrette. È stata utilizzata la modalità di assemblaggio e la lunghezza necessaria per l'albero è stata misurata. Successivamente, il design del componente effettivo è stato completato, come mostrato nell'Appendice C.

4.2.6 Camera di combustione

Questa parte è semplice da delineare, composta da due tubi con un totale di 132 fori, di cui 72 fori sono distribuiti nella regione della zona primaria, 48 fori nella zona intermedia e i restanti 12 fori nella zona di diluizione. Il primo passo da compiere è stato ottenere il diametro del tubo fiamma esterno e la sua lunghezza. Per il tubo fiamma interno, è stato seguito lo stesso procedimento, sebbene al suo design sia stato aggiunto il coperchio per un'estremità della camera di combustione, così come il supporto per l'anello distributore di carburante. Il design è stato completato attraverso l'uso dell'operazione dell'albero, basata sui loro schizzi iniziali, dimostrati nella figura 4.44 e nella figura 4.43. Il supporto per l'anello distributore di carburante è stato ulteriormente aggiunto al design, con un diametro adeguato per essere successivamente saldato, dimostrato nella figura 4.22 con una panoramica del tubo fiamma esterno, figura 4.23.

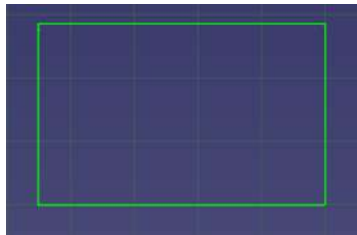


Figura 4.20: Schizzo del tubo fiamma esterno

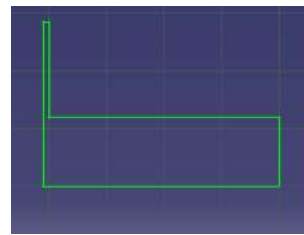


Figura 4.21: Schizzo del tubo fiamma interno

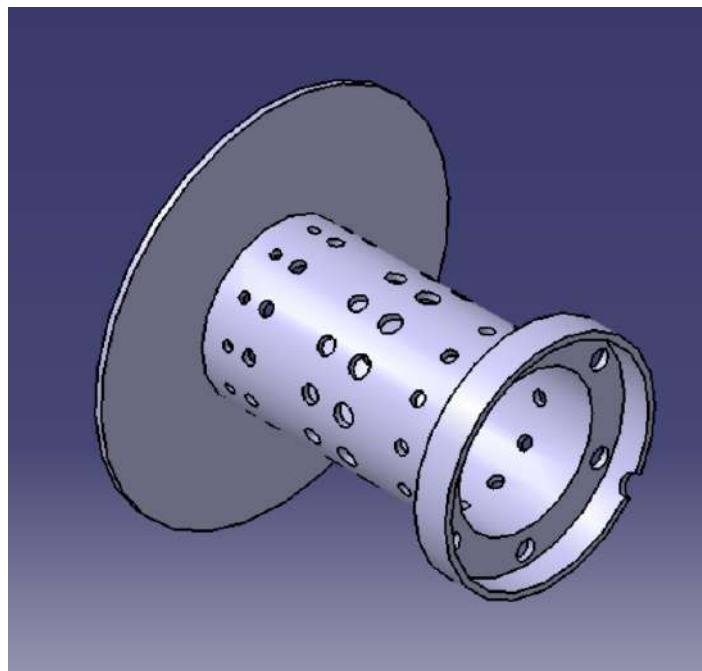


Figura 4.22: Vista isometrica del tubo fiamma interno

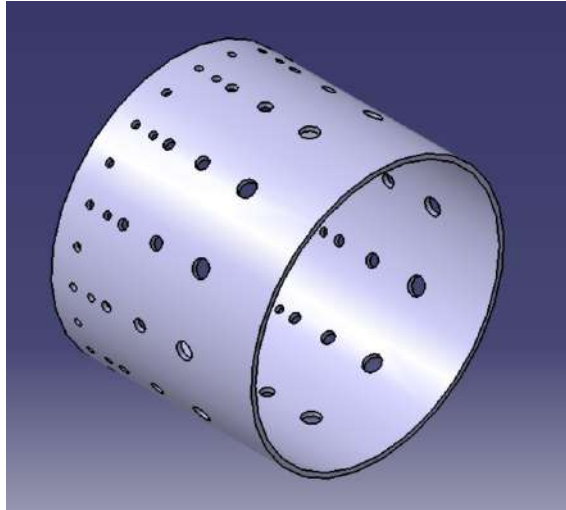


Figura 4.23: Vista isometrica del tubo fiamma esterno

4.2.7 Distributore di carburante

Questo design è stato avviato disegnando un tubo, con un diametro di 3 millimetri. Avendo il tubo, sono stati creati 6 aghi, utilizzando la funzione pad e pocket del software CAD, per la distribuzione del carburante ai tubi di vaporizzazione. Gli aghi sono una rappresentazione simile a quelli reali, ulteriormente utilizzati per la costruzione del piccolo turborazzo. Un'immagine dell'anello del carburante è presentata nella figura 4.24.

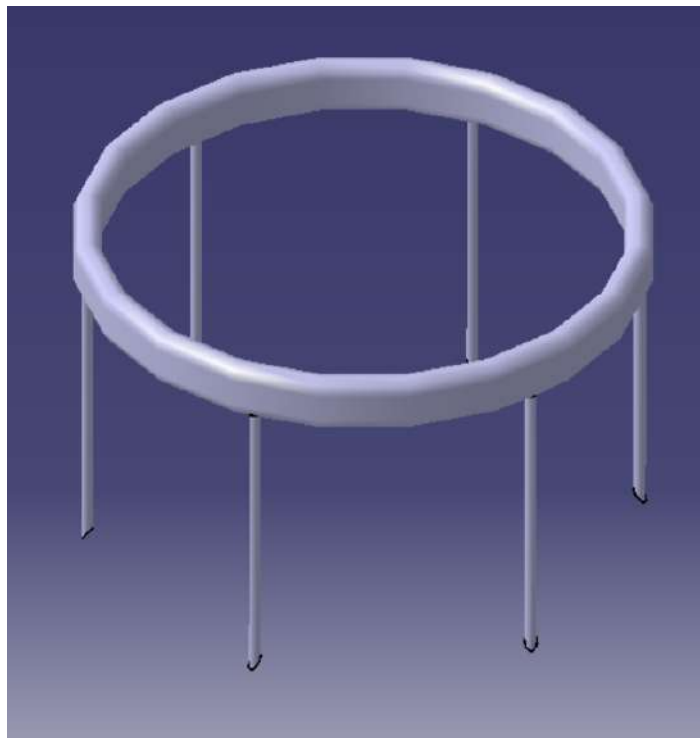


Figura 4.24: Anello del carburante

4.2.8 Sistema di guida degli ugelli

Questa parte è stata progettata secondo il sistema NGV osservato da un video online [38]. Questo design è stato realizzato come un unico pezzo piuttosto che in parti diverse con un assemblaggio. Prima è stata creata la base, dove un'estremità dell'alloggiamento dell'albero sarà fissata. La parte che circonda la base e le palette guida è stata creata attraverso l'uso della funzione multi-sezione e rimozione solida, nello schizzo presentato nella figura 4.25.

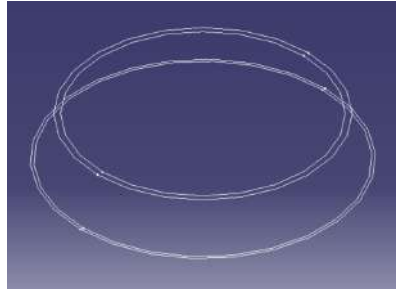


Figura 4.25: Sistema NGV

Il design delle palette della turbina era simile al processo di progettazione delle palette del compressore e della turbina. L'unica modifica è stata nella posizione pianificata scelta per disegnare lo schizzo. Ci sono due schizzi, in cui uno è collegato alla base della turbina, mentre il secondo è collegato a una rondella. La rondella è l'ultimo pezzo progettato, posizionato per essere allineato con la parte superiore circostante del sistema NGV. Avendo il design solido, sono stati realizzati i fori per permettere ai bulloni di fissarsi all'alloggiamento dell'albero, così come al distanziatore sul lato della turbina. Il pezzo finale è dimostrato nella figura 4.26 e nella figura 4.27.

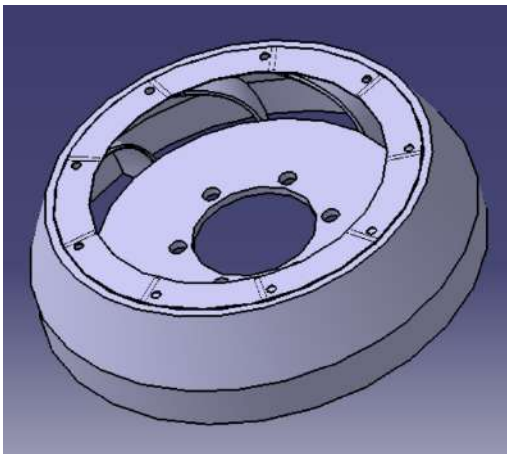


Figura 4.26: Vista del sistema delle palette guida ugello

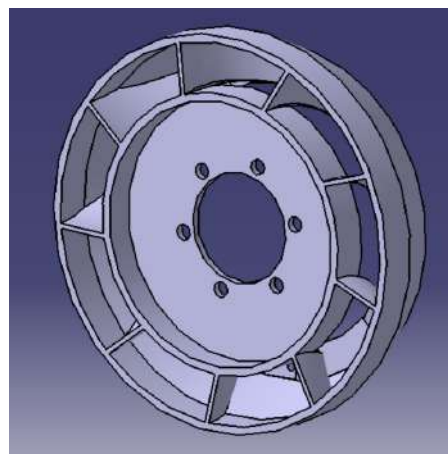


Figura 4.27: Vista del sistema delle palette guida ugello

4.2.9 Turbina

La procedura per tentare di riprodurre la turbina del turbo RHB31 VZ21 è stata simile alla progettazione del compressore. In primo luogo, è stata progettata una base per le palette della turbina, rispettando il diametro dell'induttore, come mostrato nella figura 4.28. Il secondo passo da compiere è stato progettare lo schizzo delle palette da una prospettiva visiva. Il design delle palette è stato diviso in due schizzi, considerando due altezze diverse, l'altezza della pala dell'induttore e l'altezza della pala dell'esducente, come dimostrato nella figura 4.29.

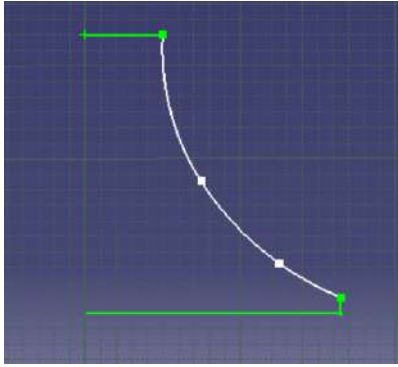


Figura 4.28: Schizzo dell'operazione dell'albero della turbina

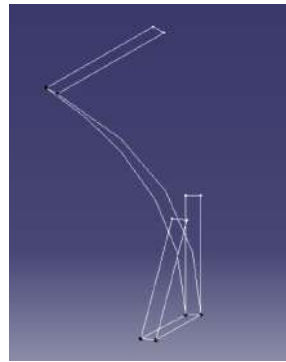


Figura 4.29: Schizzo della paletta della turbina

Il design è stato concluso utilizzando l'albero e la funzione solida multi-sezione, nell'ordine rispettivo. Il prodotto finale è illustrato nella figura 4.30.

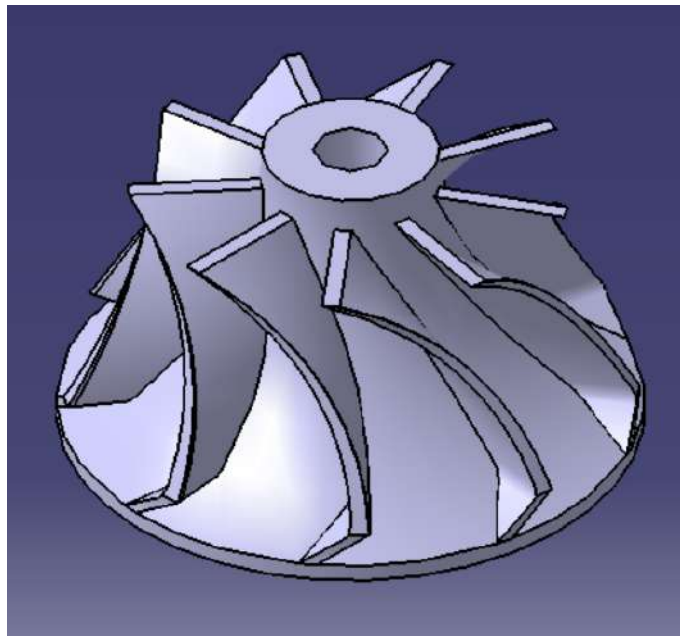


Figura 4.30: Vista isometrica della turbina

4.2.10 Ugello di scarico, carter esterno e cuscinetti

La turbina è stata misurata dal diametro dell'exducer e dell'induttore, così come l'altezza della paletta, al fine di progettare un ugello di scarico basato sui diametri e sull'altezza indicati, iniziando con gli schizzi delle circonferenze. Successivamente, è stata utilizzata la funzione di rimozione e multi-solido, applicata agli schizzi rappresentati in figura 4.31. Inoltre, è stato aggiunto un pezzo rotondo alla base dell'ugello di scarico per fungere da connettore, permettendo il passaggio dei bulloni e fissando insieme il sistema NGV, l'ugello di scarico e la cassa esterna. Il prodotto finale è illustrato in figura 4.32.

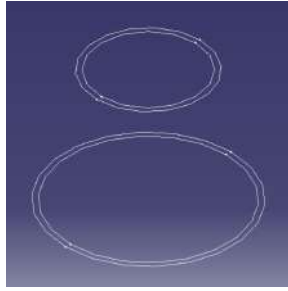


Figura 4.31: Schizzo dell'ugello di scarico

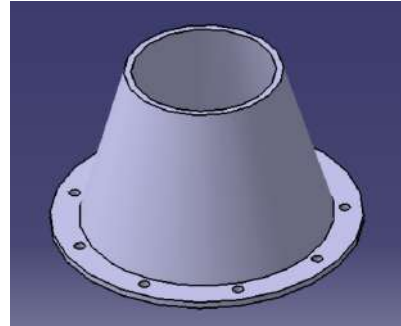


Figura 4.32: Vista isometrica dell'ugello di scarico

La cassa esterna è stata il componente più facile da progettare poiché segue la stessa procedura di progettazione della camera di combustione. È dimostrato in figura 4.33.

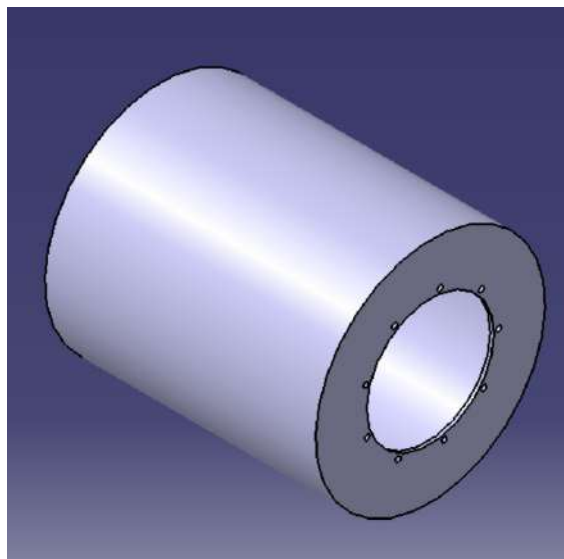


Figura 4.33: Vista isometrica della cassa esterna

Il componente finale, i cuscinetti, è stato progettato in accordo con le dimensioni fornite dal sito della società SKF riguardo al modello 618/5 [39]. Il primo passo intrapreso è stato il design degli anelli che circondano le sfere, utilizzando lo schizzo descritto nella figura 4.34 per un'operazione dell'albero. Il passo successivo e finale è stato il design delle sfere. Anche questo è stato un design per un'operazione dell'albero applicato allo schizzo in figura 4.35, seguito da un motivo circolare che moltiplica le sfere a nove, posizionate correttamente. La riproduzione del cuscinetto 618/5 è mostrata in figura 4.36.

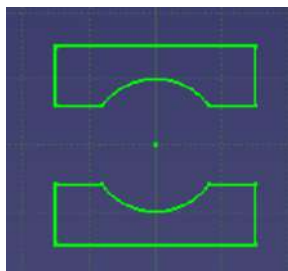


Figura 4.34: Schizzo della cassa del cuscinetto

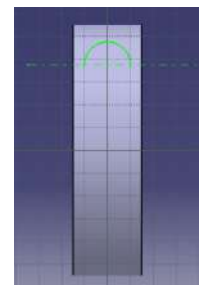


Figura 4.35: Schizzo delle sfere del cuscinetto

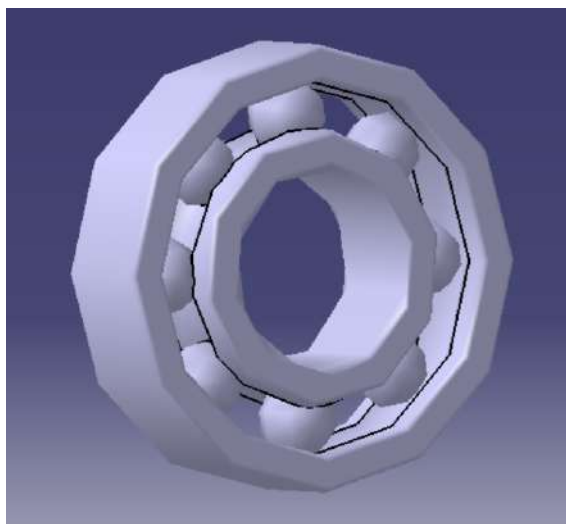


Figura 4.36: Esempio di cuscinetto 618/5

4.3 Produzione dei componenti

A questo stadio, con il design concettuale dei vari componenti completato, è stato avviato il processo di produzione. Questo processo coinvolge una serie di macchine e passaggi diversi per produrre i pezzi desiderati. Il materiale grezzo adottato, per la maggior parte dei componenti, era l'acciaio inossidabile, in forma di lamiera, grazie alle proprietà fisiche di questo tipo di acciaio, come la resistenza alla corrosione, alle temperature estreme e l'elevata resistenza [41]. Inoltre, l'uso di questo materiale è stato spesso trovato nella letteratura esaminata, come materiale per certi componenti di turborazzi su piccola scala. Un altro materiale grezzo scelto è stato l'alluminio fuso, caratterizzato dalla sua leggerezza, alto rapporto resistenza-peso, resistenza alla corrosione, robustezza, facilità di fabbricazione e assemblaggio dei progetti [42].

La fase di produzione è iniziata con la fusione di alluminio dai resti di un blocco motore disponibile per l'uso. Il primo passo è stato tagliare una quantità sufficiente di alluminio per il processo di fusione. Alcuni pezzi di scarti di acciaio sono stati tagliati e saldati per creare una coppa per fondere l'alluminio, nonché per realizzare stampi e riempirli dopo il completamento della forgiatura dell'alluminio. Per la forgiatura, la fornace è stata riscaldata come illustrato nella figura 4.37, con una torcia posizionata nel foro inferiore. Per ottenere la minore quantità possibile di impurità, mentre l'alluminio veniva fuso, è stato applicato carbonato di sodio, una sostanza chimica che, quando mescolata con l'alluminio nella fase liquida, spinge la maggior parte delle impurità del materiale verso la parte superiore della coppa di fusione. Tuttavia, questo metodo di purificazione non è completamente efficiente. Successivamente, l'alluminio fuso è stato versato negli stampi di acciaio precedentemente ottenuti. Gli stampi erano relativamente semplici da produrre, consistendo in acciaio tubolare spesso e grande con una base sotto. Gli stampi sono stati scelti con grandi diametri per dare margine al processo di lavorazione. Quando l'alluminio si è raffreddato, è stato estratto tagliando gli stampi con una mola. L'alluminio fuso è mostrato, di seguito, nella figura 4.38.



Figura 4.37: Fornace



Figura 4.38: Alluminio fuso

Il processo di produzione è organizzato in diverse sezioni, ciascuna categorizzata in base alla procedura di lavorazione utilizzata per fabbricare i componenti, spiegando, quindi, come e quali pezzi sono stati fabbricati attraverso l'uso del processo corrispondente.

4.3.1 Processo di formatura

L'acciaio inossidabile è stato acquisito da un'officina metallica, sotto forma di lamiera con uno spessore di un millimetro. Il primo tentativo di lavorare con la lamiera di acciaio inossidabile è stato con uno spessore di 0,5 mm, come era raccomandato [29]. Tuttavia, lo spessore della lamiera era insufficiente per applicare i metodi di produzione necessari, da qui la scelta per la lamiera da un millimetro.

In primo luogo, i pezzi sono stati progettati, nella loro forma planare, secondo le dimensioni, utilizzando CATIA V5. Il disegno o progetto è stato realizzato grazie a un'opzione di salvataggio che ha la specifica del formato file, .dxf. Il formato file .dxf è necessario per il software della tagliatrice a getto d'acqua, per leggere i tagli delineati da effettuare nella lamiera di acciaio inossidabile. Un campione di pezzi è mostrato di seguito, nella figura 4.39.



Figura 4.39: Campioni dei pezzi tagliati con il getto d'acqua

Il passo successivo è stato forare i fori per la camera di combustione, seguito dalla copertura dei due pezzi di forma rettangolare, all'estremità sinistra della figura 4.39, applicando un nastro adesivo di carta.

sopra i due pezzi. Linee e punti sono stati tracciati sul nastro adesivo di carta, con l'aiuto di una riga e di una squadra. Quando il posizionamento dei fori di perforazione è stato completato, i fori sono stati realizzati con un trapano verticale, utilizzando punte di diametri seguenti, in millimetri: 0,75, 1, 1,5, 2, 2,5, 3, 3,5. Nel primo tentativo, con il foglio da 0,5 millimetri, è stato possibile forare i fori, ma le punte erano troppo fragili a causa del loro spessore ridotto. Di conseguenza, durante la perforazione, le punte meno spesse si sono rotte, nonostante l'approccio appropriato durante la foratura, come l'uso di un punzone per segnare i fori sul foglio, per consentire alla punta di avere una perforazione più stabile e precisa. Quando la punta mostrava resistenza a forare i fori, è stato applicato olio per facilitare la perforazione. Anche con cautela durante la foratura, a causa dell'aumento dello spessore, a un millimetro, il diametro dei fori è stato modificato a 2, 2,5, 3 e 3,5 millimetri. Le figure 4.40 e 4.41 dimostrano il metodo utilizzato per forare i due piccoli fogli e le perforazioni eseguite.

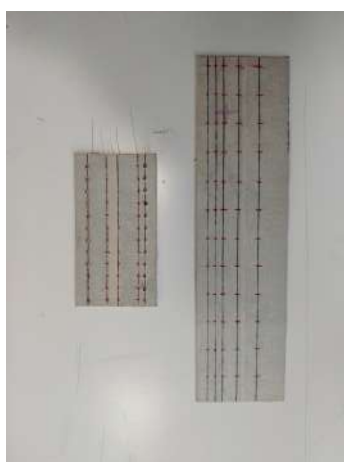


Figura 4.40: Fori puntati nei tubi di fiamma semplici

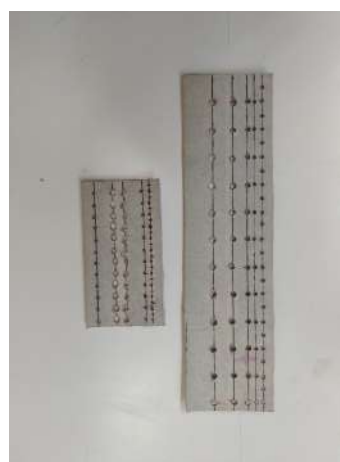


Figura 4.41: Tubi di fiamma semplici forati

Le parti realizzate in acciaio inossidabile sono state modellate utilizzando un blocco di battuta in legno, più largo dei pezzi lavorati. Questo è un requisito per garantire che la formazione del pezzo sia uniforme, senza piegarli. I pezzi devono essere modellati attorno a un tubo, sufficientemente resistente da non piegarsi con i colpi contro di esso. Il diametro del tubo deve essere leggermente più piccolo del diametro desiderato, tuttavia, questa tecnica non è completamente precisa, il che ha causato una differenza tra il diametro dei pezzi e le misure dei componenti progettati. Prima dell'uso di un blocco di battuta, è stato utilizzato un rullo per formare i pezzi ma, sfortunatamente, non è stato possibile rendere i pezzi rotondi, a causa dello spessore del foglio, che non si adattava tra i rulli. Di seguito, sono dimostrate le parti modellate a mano.



Figura 4.42:
Ugello di scarico



Figura 4.43: Fiamma interna
Tubo di rivestimento esterno



Figura 4.44: Fiamma esterna



Figura 4.45:

4.3.2 Processo di fresatura

Turbina

Il passo successivo è stato smontare il nucleo del turbocompressore utilizzato per questa tesi, staccando il compressore e la turbina dall'albero. Il compressore è stato facilmente rimosso poiché era fissato solo da un dado. Dall'altro lato dell'albero, la turbina era saldata per attrito all'albero, che è stato rimosso insieme al dado superiore dalla turbina, utilizzando una mola. Successivamente, il centro della turbina è stato forato, eseguito in una fresatrice per ottenere un foro ben eseguito, per adattarsi all'albero progettato. Poiché il materiale della turbina è indurito, è stata utilizzata una punta da trapano per perforare la turbina da un'estremità all'altra, come illustrato nella figura 4.46. Tuttavia, a causa dei mezzi inefficaci scelti per forare la turbina, il foro non era centrato con la turbina, scartando l'uso futuro di questa turbina, poiché l'uso di questa turbina, ad alte velocità, trasformerebbe il piccolo spazio in un enorme, portando a un grave incidente, compromettendo le vite intorno alla turbina. Il metodo di foratura ottimale sarebbe preservare l'albero, attaccato alla turbina, e fissarlo nella corretta posizione di un tornio, assicurando, in questo modo, che il foro sia centrato.



Figura 4.46: Turbina forata

Sistema di Nozzle Guide Vane

Il sistema di palette guida ugello era basato sulla procedura di una persona esperta nella realizzazione di piccoli modelli di turborazzi, trovata online su [38]. Le parti circostanti delle NGV sono state tagliate e saldate. Tuttavia, per completare questo sistema, le palette sono state tagliate da un'altra turbina, in cui è stata utilizzata una mola per separare, individualmente, le palette dal rotore. Successivamente, è stata rimossa una parte della larghezza delle palette per adattarle tra le parti circostanti e la base della turbina. Le palette prese dall'altra turbina sono mostrate in figura 4.47.



Figura 4.47: Palette del sistema di Nozzle Guide Vane

L'ultima parte per fabbricare questo componente è stata saldare le palette tra i due pezzi di metallo, come dimostrato in figura 4.48 e figura 4.49. Purtroppo, non è stato possibile fissare le palette in questo componente a causa della tecnica di saldatura che ha rilasciato troppo calore considerando le dimensioni e lo spessore del componente.

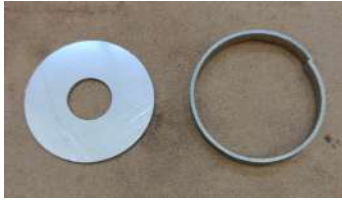


Figura 4.48: Base della turbina



Figura 4.49: Parte circostante e superiore del sistema di palette guida ugello

La rondella in figura 4.48 è la base della turbina che, con il rettangolo accanto, forma la parte interna del sistema di palette guida ugello, dove verrebbe saldato un segmento delle palette. La figura 4.49 illustra le tre parti esterne del sistema: una parte inferiore che circonda le palette, un pezzo conico che viene posizionato sopra il pezzo inferiore e, infine, la rondella saldata sulla base superiore del pezzo conico.

4.3.3 Processo di tornitura

Alluminio

I componenti in alluminio sono stati lavorati diversamente rispetto al resto dei componenti. Questo materiale è stato lavorato con l'uso di un tornio. I disegni dei componenti in alluminio sono stati stampati, e solo allora il materiale fuso è stato lavorato. I blocchi sono stati inseriti nel tornio, dove sono stati fissati nella configurazione appropriata. Successivamente, l'alluminio fuso è stato lavorato, rimuovendo il materiale necessario per ottenere il design con la forma e le dimensioni corrette. Tuttavia, è estremamente difficile lavorare i pezzi e ottenere una copia fisica esatta del design, perché non è possibile sapere se il tornio sta rimuovendo la giusta quantità di materiale, anche con la massima cautela durante il lavoro. I componenti lavorati con il tornio erano l'alloggiamento dell'albero e la flangia di ingresso, indicati rispettivamente nella figura 4.50 e nella figura 4.51. Il carter del compressore e il diffusore sarebbero stati realizzati nel centro di lavorazione verticale, presso il FABLAB dell'UBI. Sfortunatamente, non è stato possibile produrre questi due pezzi a causa delle loro dimensioni in scala ridotta, che richiedono macchinari estremamente precisi.



Figura 4.50: Alloggiamento dell'albero

Progettazione e fabbricazione di un mini-turbojet engine



Figura 4.51: Flangia di ingresso

Acciaio i
nossidabile

Un altro pezzo lavorato con il tornio è stato l'albero. Questo componente è realizzato in un cilindro solido di acciaio inossidabile, che è stato lavorato rispettando le dimensioni ottenute per la fabbricazione dell'albero. Tuttavia, il materiale raccomandato è una vite d'acciaio con un grado di trazione di 12.9 o 10.6 perché questo componente deve sostenere un'enorme tensione quando la turbina e il compressore sono in funzione [29]. La figura 4.52 rappresenta l'albero ottenuto dopo il processo di fabbricazione spiegato.



Figura 4.52: Albero

4.3.4 Processo di brasatura

Il supporto ad anello è stato forato sei volte, con l'aiuto di un trasferimento e una punzonatura, è stata segnata la posizione dei fori. Successivamente, la foratura è stata effettuata con una punta da tre millimetri, in modo che i tubi di vaporizzazione potessero adattarsi ai fori. Questi tubi sono stati tagliati da acciaio inossidabile con un diametro di tre millimetri. I piccoli tubi sono stati brasati al supporto anello carburante, per il successivo posizionamento del distributore ad anello del carburante, come mostrato nella figura 4.53. Il distributore è realizzato con lo stesso tubo dei tubi di vaporizzazione, che doveva essere modellato in un piccolo cerchio per adattarsi al supporto ad anello. Un filo d'acciaio è stato inserito lungo tutta la lunghezza del tubo per non piegarlo, compromettendo una distribuzione equivalente del carburante. I metodi utilizzati per modellare il tubo sono stati applicati con estrema cautela per non piegarlo. Nonostante la cautela adottata durante il lavoro con il tubo, non è stato possibile modellarlo alle dimensioni adeguate, come mostra la figura 4.54.



Figura 4.53: Supporto anello carburante



Figura 4.54: Anello del carburante

4.3.5 Processo di saldatura

Entrambe le estremità dei pezzi modellati sono state saldate, dove durante questo processo, solo alcune sono state messe nella loro forma definitiva. Il tipo di saldatura utilizzato è stato la saldatura ad arco con tungsteno e gas o TIG. Il processo di saldatura è stato uno dei motivi per decidere per una lamiera di acciaio inossidabile più spessa. C'era la possibilità che il calore, fornito dalla saldatura, fondesse parte dei pezzi, diventando più probabile con una lamiera più sottile. Tuttavia, anche con uno spessore aumentato, è stato possibile saldare solo i componenti mostrati nelle figure sottostanti. I componenti rimanenti non potevano essere saldati perché entrambe le estremità dei pezzi dovevano essere unite senza una singola breccia d'aria. Sono state utilizzate carte vetrate per le estremità dei pezzi, consumando le parti irregolari, per prevenire una breccia d'aria quando si uniscono gli opposti. Tuttavia, non è stato possibile saldare tutti i pezzi, come dimostrato.

Pezzi saldati:



Figura 4.55: Ugello di scarico



Figura 4.56: Cassa esterna



Figura 4.57: Vista frontale del Tubo fiamma interno



Figura 4.58: Vista posteriore del Tubo fiamma interno



Figura 4.59: Tubo fiamma esterno



Figura 4.60: Parti esterne del Nozzle Guide Vane



Figura 4.61: Parte interna del sistema di palette guida ugello

Capitolo 5

Conclusione

Questa tesi aveva come obiettivo principale la costruzione di un piccolo motore turbogetto, in cui inizialmente è stato effettuato uno studio delle componenti del turborazzo e del ciclo di lavoro. Lo studio del motore a reazione è stato già una sfida perché la vasta quantità di informazioni disponibili rende difficile scegliere quali siano i concetti più importanti da conoscere prima di sviluppare un turborazzo.

Questa dissertazione ha dato all'autore l'opportunità di apprendere parte della scienza dietro questo motore, così come la conoscenza pratica di come costruire un turborazzo, qualcosa che non si impara tutti i giorni e sicuramente non è possibile apprendere in un'aula. Questa dissertazione ha raggiunto uno dei due obiettivi proposti. Il progetto è stato concluso, in cui viene fornita una spiegazione, in modo che un lavoro futuro possa essere realizzato, basandosi sui passi compiuti. Purtroppo, la costruzione di questo motore non è stata realizzata per mancanza di mezzi per procedere con una produzione adeguata.

5.1 Svantaggi

Il design di questo progetto si è basato principalmente sul libro di Thomas Kamps [29] e l'autore è grato per la sua esistenza. Informazioni su come costruire un turborazzo, specialmente con un set di compressore/turbina radiale, non erano reperibili, se non nei libri di Kurt Shreckling e nell'altro menzionato in precedenza. Tuttavia, i loro motori non coinvolgevano una turbina radiale, ma una assiale. Questi due libri forniscono dettagli sul processo di fabbricazione di un motore turbogetto, con tutte le procedure descritte esplicitamente. Poiché questo motore si basa su dati empirici, le dimensioni non sono definitive e non si può garantire se il motore abbia le dimensioni adeguate per il compressore dato. Solo con l'esperienza nella modellazione di motori a reazione e nel testarli, si potrebbe garantire che le dimensioni dei componenti permettano al motore di funzionare senza problemi.

Durante la fase sperimentale sono stati affrontati molti ostacoli nel tentativo di costruire questo turborazzo. Il primo è stato l'aumento dello spessore della lamiera di acciaio inossidabile. Questo ha avuto un impatto significativo sulla fabbricazione dei pezzi, poiché ha reso più difficile modellare a mano i pezzi, rendendo impossibile adattarli alle dimensioni appropriate dei componenti progettati. Come conseguenza dello spessore della lamiera, non è stato possibile utilizzare un rullo. Questo sarebbe stato estremamente utile per un processo più accurato di rullatura dei pezzi, oltre a facilitare la saldatura, poiché l'uso di un rullo avrebbe portato a pezzi coerenti e allineati.

Per quanto riguarda il processo di saldatura, l'ostacolo più critico non è stato adeguatamente superato, poiché la tecnica, precedentemente menzionata nel capitolo 4.3, non ha permesso di posizionare i pezzi come desiderato, impedendo il raggiungimento dell'obiettivo principale di questa tesi. Nonostante la tecnica, la dimensione dei pezzi richiedeva una precisione straordinaria nella fabbricazione, che per un principiante in compiti sperimentali era davvero difficile da rispettare.

5.2 Lavori futuri e raccomandazioni

Ulteriori lavori basati su questa dissertazione possono essere sviluppati grazie alla vasta gamma di temi che il turborazzo coinvolge. Poiché la fabbricazione di questo motore non è stata conclusa, il primo possibile lavoro potrebbe essere la finalizzazione di questo progetto e, se possibile, dovrebbe essere generato un file stereolitografico del compressore per un design accurato del carter del compressore, rispettando la curvatura del compressore, che è un fattore importante per un'efficiente induzione dell'aria, quindi, compressione e funzionamento del motore.

Per il collaudo del motore, l'autore raccomanda, se possibile, una calibrazione dell'albero. Inoltre, dovrebbe essere sviluppata una turbina assiale per questo tipo di motore. Ciò faciliterebbe il processo di produzione, come la realizzazione del sistema di palette guida ugello.

I lavori futuri successivi a questa dissertazione potrebbero essere:

- Completare lo sviluppo di questo motore con le tecniche appropriate.
- Studio e fabbricazione di una turbina assiale per abbinare il compressore.
- Realizzare uno studio di dinamica dei fluidi computazionale del flusso d'aria del motore a reazione e verificare i miglioramenti da apportare nei componenti progettati.
- Sviluppare un banco di prova.

Bibliografia

[1] Turkey Mehmet, Gurgen Selim, Keskin Goksel, Durmus Seyhun, Kushan Melih Ce- mal. Ricerca sulle applicazioni di mini-turbojet e UAV militari con motore turbojet. In: La 21^a Edizione della Conferenza Internazionale AFASES; Maggio 2019; Basov, Romania. v, vii, 1

[2] "Storia del Volo" [Online]. Disponibile su:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/UEET/StudentSite/historyofflight.html>
(consultato il 2019-03). 1

[3] "Velocità del Suono" [Online]. Disponibile su:
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/sound.html> (consultato il 2019-03). 1

[4] "Eroe di Alessandria Inventò il Motore a Vapore" [Online]. Disponibile su:
<https://www.greekboston.com/culture/inventions/steam-engine/> (consultato il 2019-03).

[5] "Eolipila" [Online]. Disponibile su: <https://en.wikipedia.org/wiki/Aeolipile> (consultato il 2019-03). xi, 3[6] Hünecke Klause, *Motori a Reazione: Fondamenti di Teoria, Progettazione e Funzionamento*, 6^a Edizione, Motorbooks International, 2003. xi, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 18, 19, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 29[7] "Leggi del Moto di Newton" [Online]. Disponibile su:
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/newton.html> (consultato il 2019-03). 3[8] Rolls Royce plc, *Il Motore a Reazione*, 5^a Edizione, Rolls Royce plc, 1996. xi, 4, 5, 7, 8, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27[9] "Kurt Shreckling" [Online]. Disponibile su: https://en.wikipedia.org/wiki/Kurt_Schreckling (consultato il 2019-03). 4[10] Shreckling Kurt, *Turbine a Gas per Modelli di Aerei*, 5^a Edizione, Traplet Publications, 2003. 4, 30[11] El-Sayed Ahmed F., *Fondamenti di Propulsione di Aerei e Razzi*, Springer, pp 531-588, 2016. xi, 6, 15, 16, 17, 18[12] Chen Min, Zhang Kun, Tang Hai-Long, *Una Metodologia di Progettazione Probabilistica per un'Analisi delle Prestazioni Complessive di un Motore Turboshaft*, Progressi nell'Ingegneria Meccanica, 2014;1(12), doi: 10.1155/2014/976853, Maggio 2014. xi, 6[13] C. Weston Kenneth, *Conversione di Energia*, Edizione Elettronica, 2000. 8[14] Çengel Yunus A., Boles, Michael A., *Termodinamica, Un Approccio Ingegneristico*, 8^a Edizione, McGraw-Hill Education, 2015. xi, 9, 10, 11[15] "Ciclo di Brayton Ideale" [Online]. Disponibile su:
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html>. (consultato il 2019-03). 10

[16] "Ciclo di Brayton" [Online]. Disponibile su:
<https://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node28.htm> l.

(consultato nel 2019-03). xi, 11, 12[17] C. Oates Gordon, *Aerotermodinamica delle turbine a gas e della propulsione a razzo*, 3^a Edizione, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Seattle, Washington, 1998. 12, 14, 15, 20, 21,

23[18] Fahlstrom Simon, Pihl-Roos Rikard, *Progettazione e costruzione di un semplice motore turbogetto* [Tesi di MSc], Università di Uppsala, 2016.[19] "

Prestazioni dell'ingresso". Disponibile su:

<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/inleth.html>. (consultato nel

2019-04). 13[20] "Termodinamica del compressore" [Online]. Disponibile su:

<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/compth.html>. (consultato nel

2019-04). 13[21] "Termodinamica del bruciatore" [Online]. Disponibile su:

<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/burnth.html>. (consultato nel

2019-04). 13, 14

[22] "Portata di massa del combustibile" [Online]. Disponibile su:

<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/fuelfl.html>. (consultato nel

2019-04). 14

[23] "Termodinamica della turbina" [Online]. Disponibile su:

<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/powtrbth.html>. (consultato nel

2019-04). 14

[24] "Prestazioni dell'ugello" [Online]. Disponibile su:

<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/nozzleh.html>. (consultato nel

2019-04). 15

[25] "Numero di Mach" [Online]. Disponibile su:

<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/mach.html>. (consultato nel

2019-04). 18[26] "Ingressi" [Online]. Disponibile su:

<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/inlet.html>. (consultato nel

2019-04). xi, 19[27] Boyce Meherwan P., *Manuale di ingegneria delle turbine a gas*,

2^a Edizione, Gulf Professional Publishing, 2002. xi, xv, 20, 21, 28, 29[28] "

Compressore assiale" [Online]. Disponibile su:

<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/caxial.html>. (consultato nel

2019-04). 21[29] Kamps Thomas, *Motori a reazione modello*, 3^a Edizione, 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, editori, Evoluzione della microstruttura nei processi di formatura dei metalli, Woodhead Publishing, pp.384-394 2012. Disponibile da: Scienccdirect. 27[31] C.Lyons William, J.Plisgam Gary, D.Lorenz Michael, editori, Manuale standard di ingegneria del petrolio e del gas naturale, 3ª Edizione, 2016. 29[32] "Storia del turbocompressore azionato dai gas di scarico" [Online]. Disponibile su: <https://en.turbolader.net/Technology/History.aspx>. (consultato nel 2019-05). xi, 31, 32[33] Tsei Lauren, Progettazione e prestazioni di un motore a turbina a gas da un turbocompressore automobilistico [BEng], Massachusetts Institute of Technology, Maggio-2004. 32, 33[34] "Turbo Tech 103 | Esperto: Mappa del compressore" [Online]. Disponibile su: https://www.garrettmotion.com/wp-content/uploads/2019/10/GAM_Turbo-Tech-103_Esperto-1.pdf. (consultato nel 2019-05). xi, 33[35] "Turbo Tech 103 | Esperto: Mappa del compressore" [Online]. Disponibile su: <https://www.marineinsight.com/main-engine/what-is-turbocharger-surfing/>. (consultato nel 2019-05). xi, 32[36] "Specifiche tecniche del turbocompressore" [Online]. Disponibile su: <https://www.ecotrons.com/files/ECOTRONS%20Turbo%20VZ21%20-technical%20spec1.pdf>. (consultato nel 2019-05). xi, xv, 33, 34, 35, 87[37] Alonzo Daniel, Crocker Alex, James Eric, Kingston III John, Progettazione e produzione di un motore turbogetto in miniatura [BSc], Worcester Polytechnic Institute, 2018-03. 35[38] "Dalla costruzione del motore Turbo Jet al volo - solo un passo"[Online]. Disponibile su: <https://www.youtube.com/watch?v=dYFYZ-g7fzA>. (consultato nel 2019-06). 39, 51, 57[39] "Cuscinetti a sfere a gola profonda SKF 618/5" [Online]. Disponibile su: <https://www.skf.com/it/units-housings/ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/index.html?designation=618/5>. (consultato nel 2019-10). 39, 53[40] Cuscinetti volventi per macchinari industriali, NSK Motion & Control, 2016 39[41] "Acciai inossidabili - Specifiche, gradi e proprietà" [Online]. Disponibile su: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=2874>. (consultato nel 2020-01). 54[42] "Alluminio e leghe di alluminio - Vantaggi caratteristici e proprietà benefiche delle estrusioni di alluminio" [Online]. Disponibile su: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=4192>. (consultato nel 2020-01). 54

Appendici

Appendice A - Elenco delle parti

Tabella 1: Elenco delle parti

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

Appendice B - Disegni 2D dei componenti del turborazzo

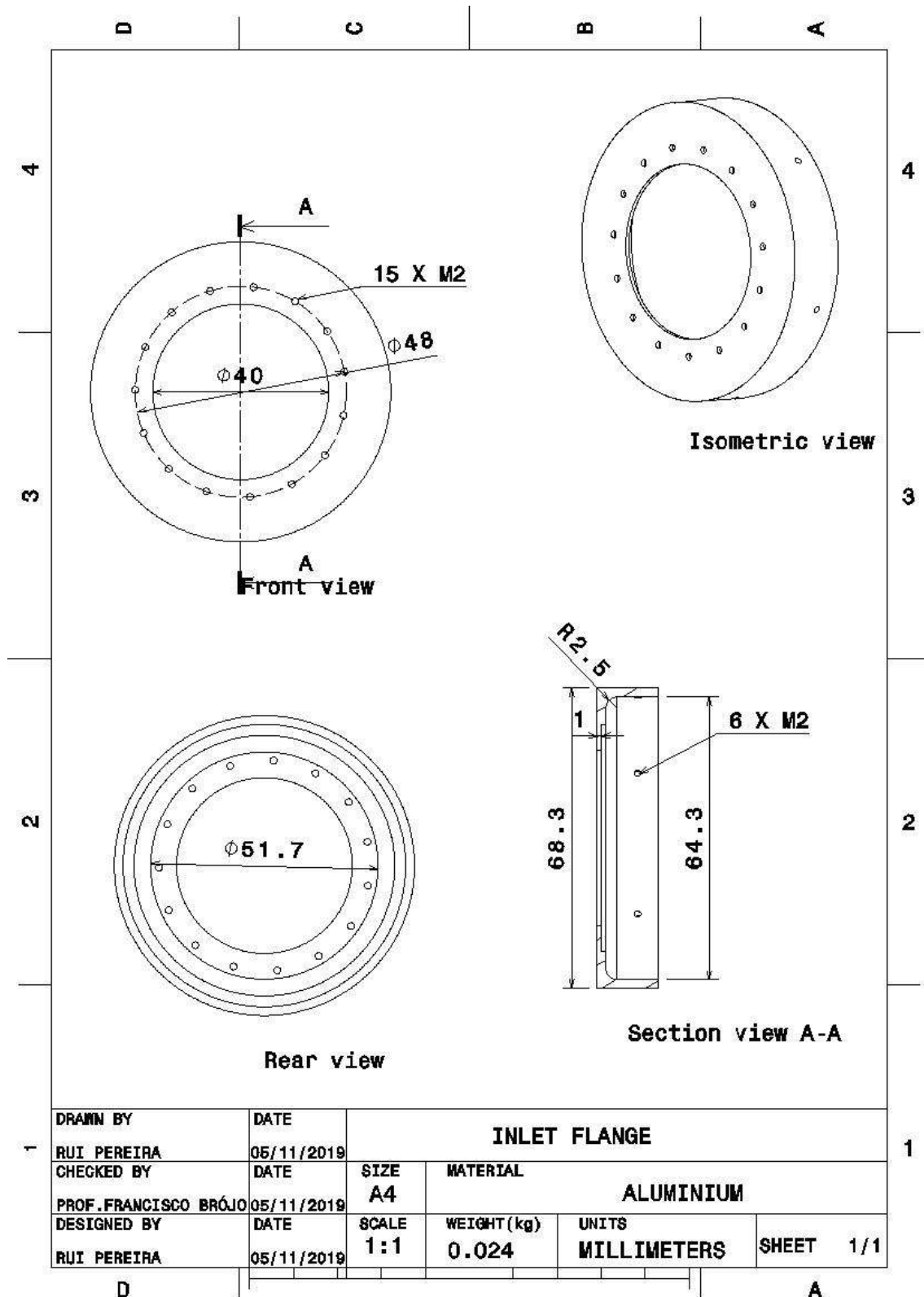


Figura B.1: Flangia di ingresso

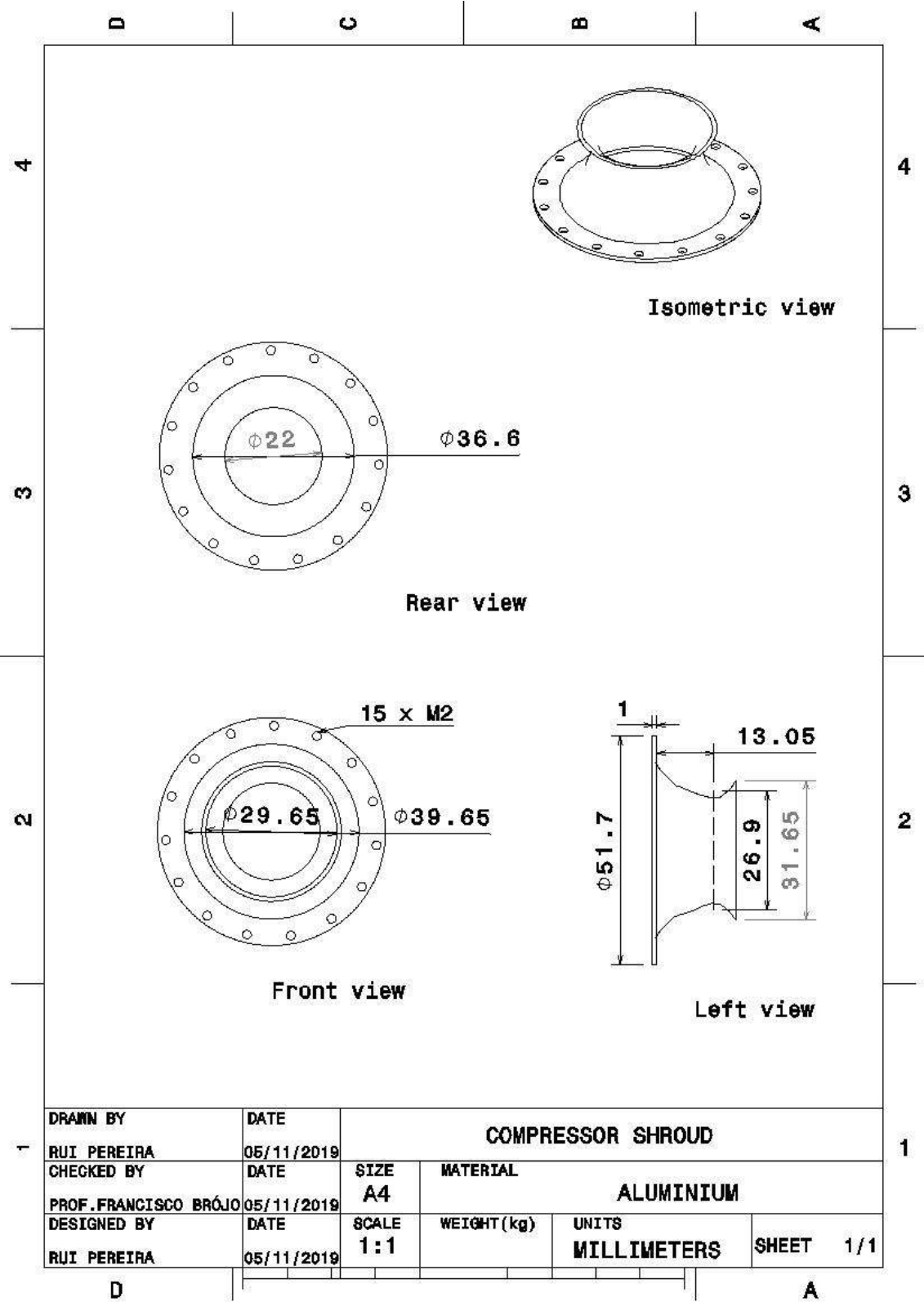


Figura B.2: Carter del compressore

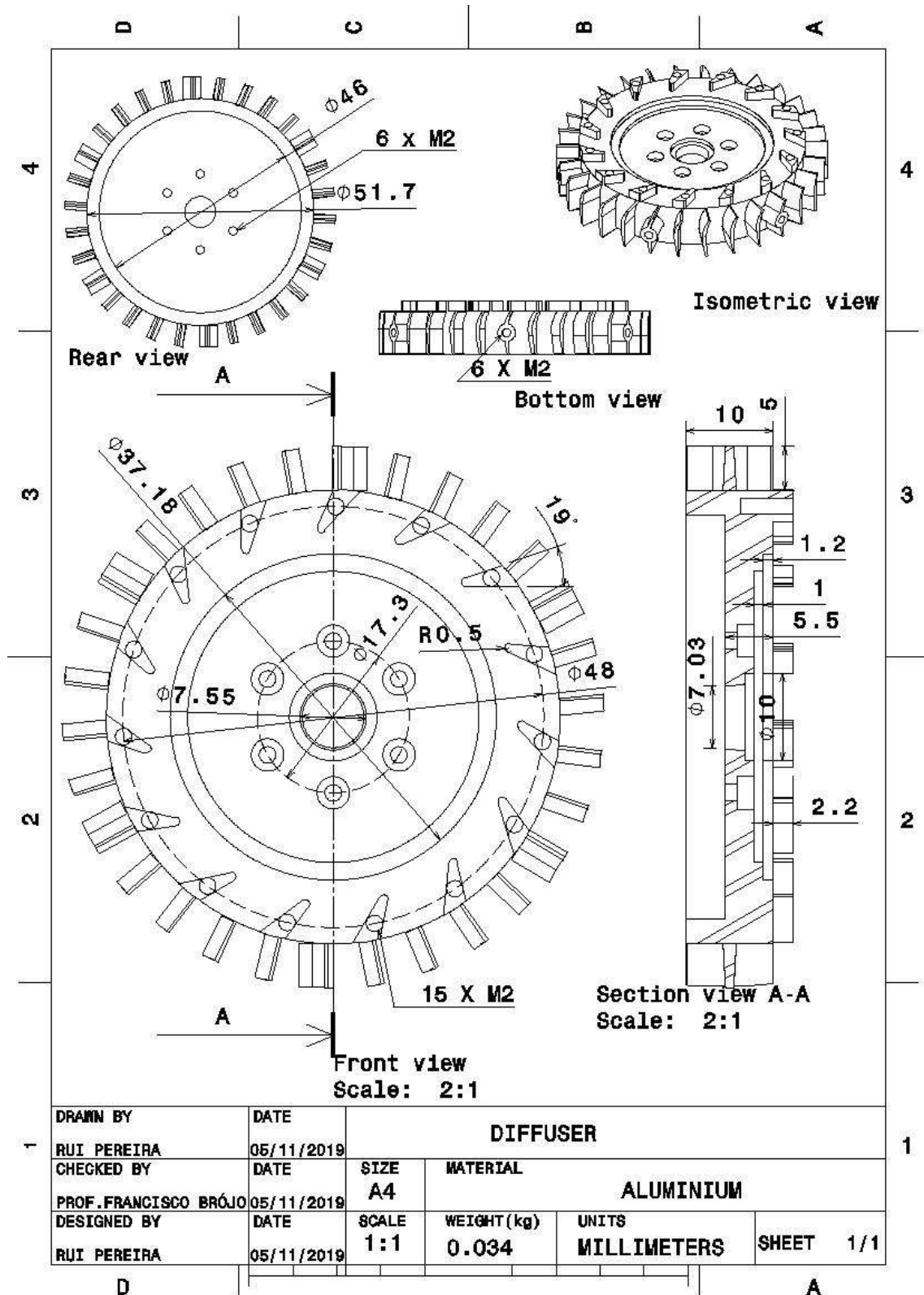


Figura B.3: Diffusore

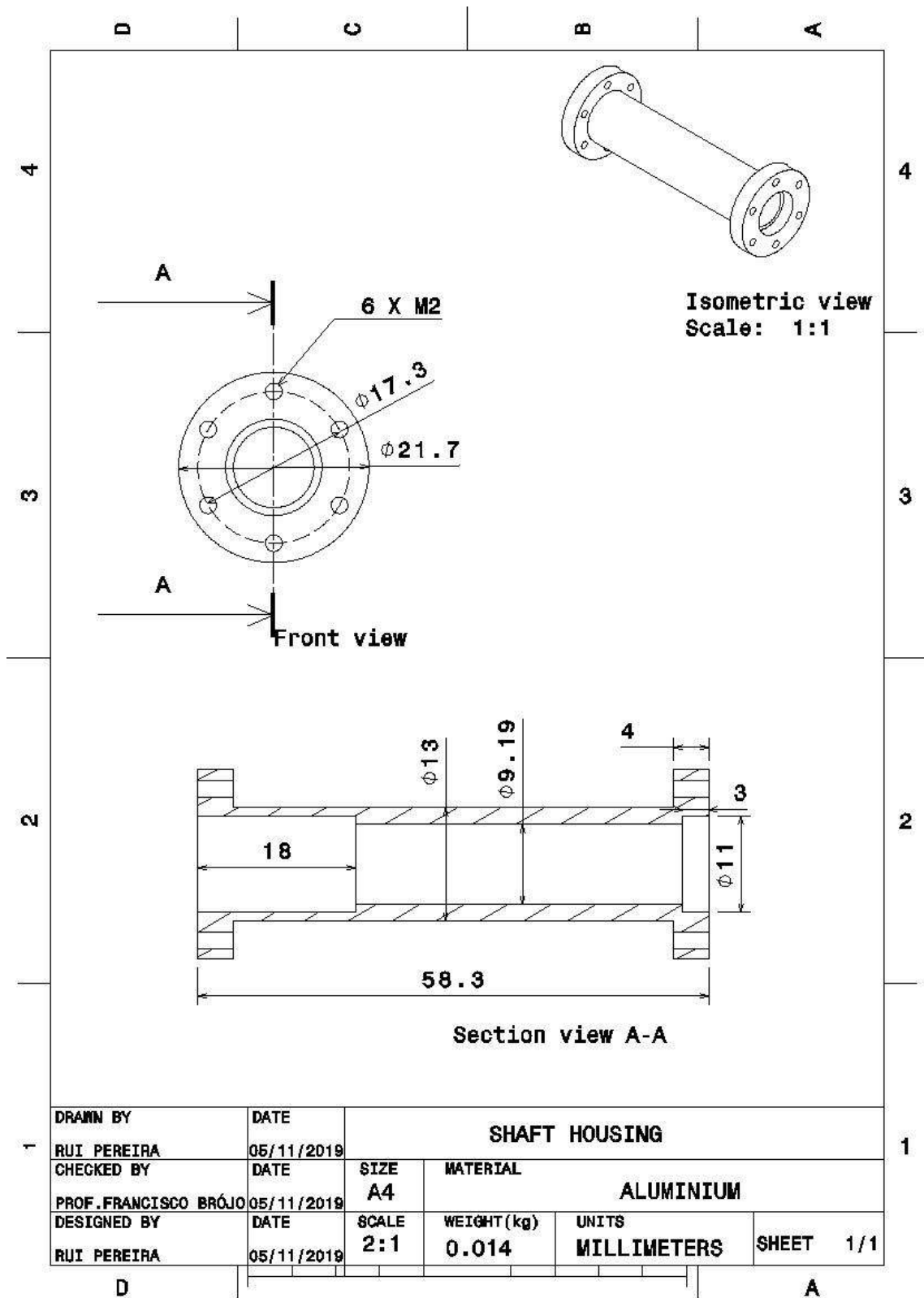


Figura B.4: Alloggiamento dell'albero

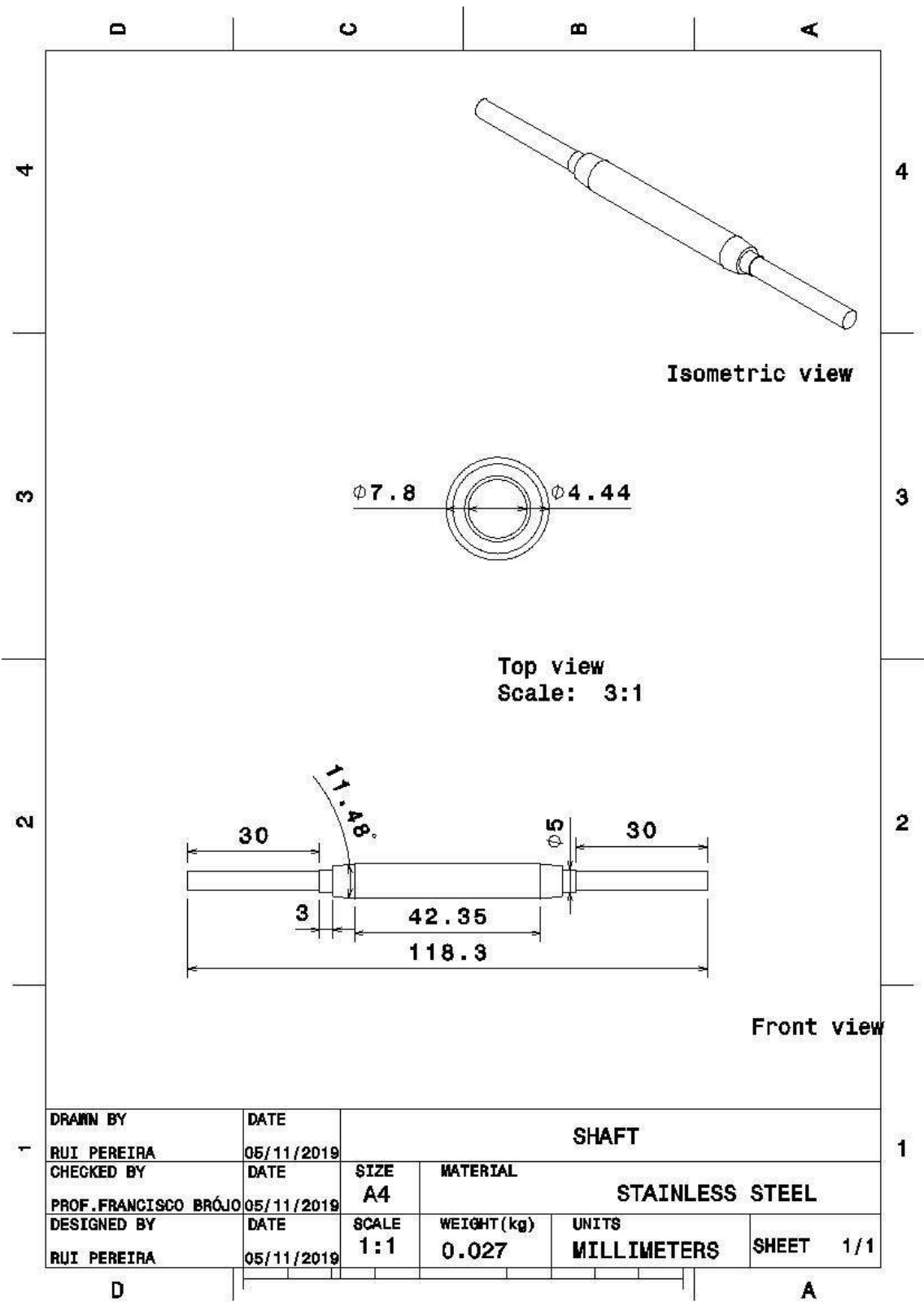


Figura B.5: Albero

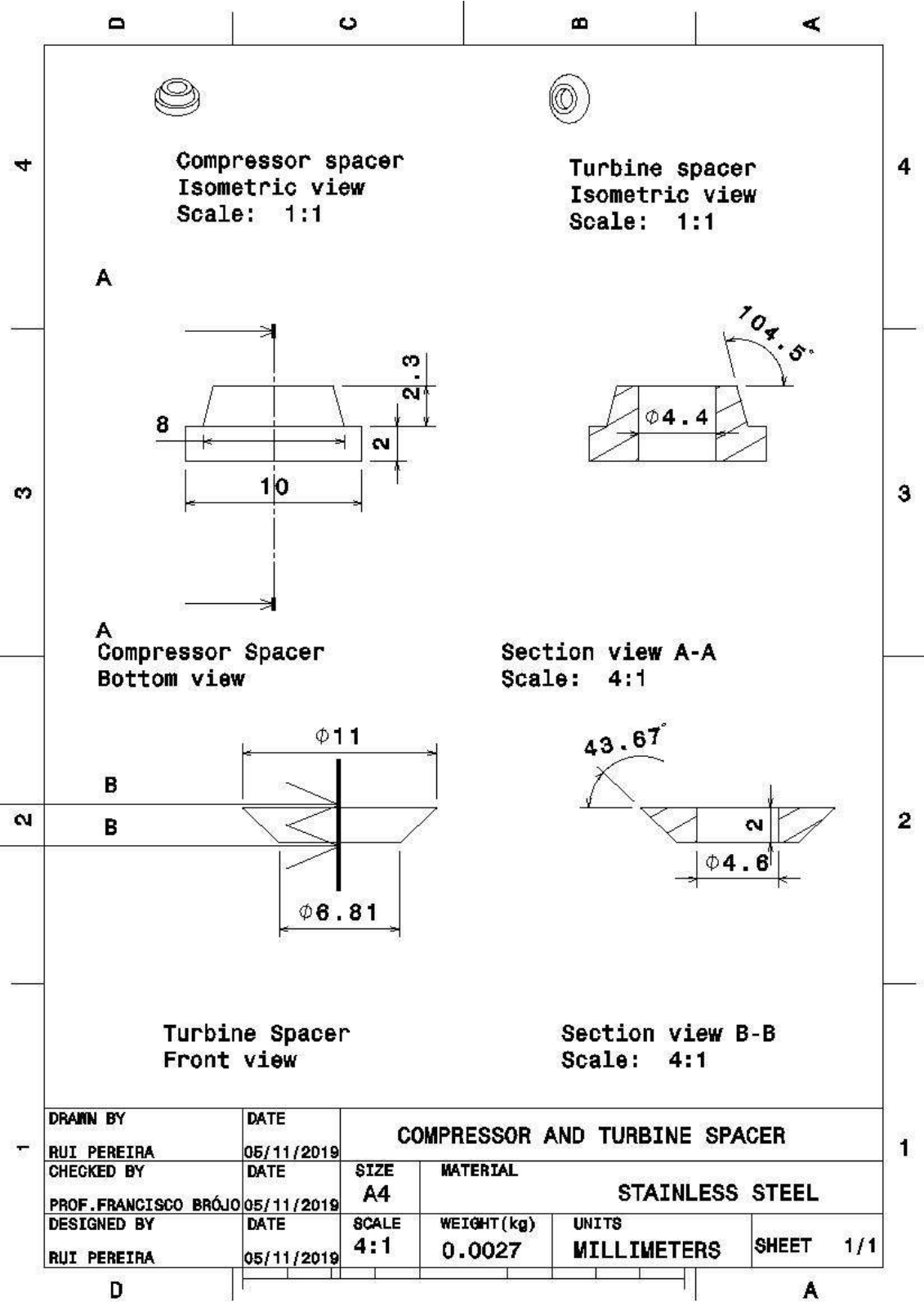


Figura B.6: Distanziatori

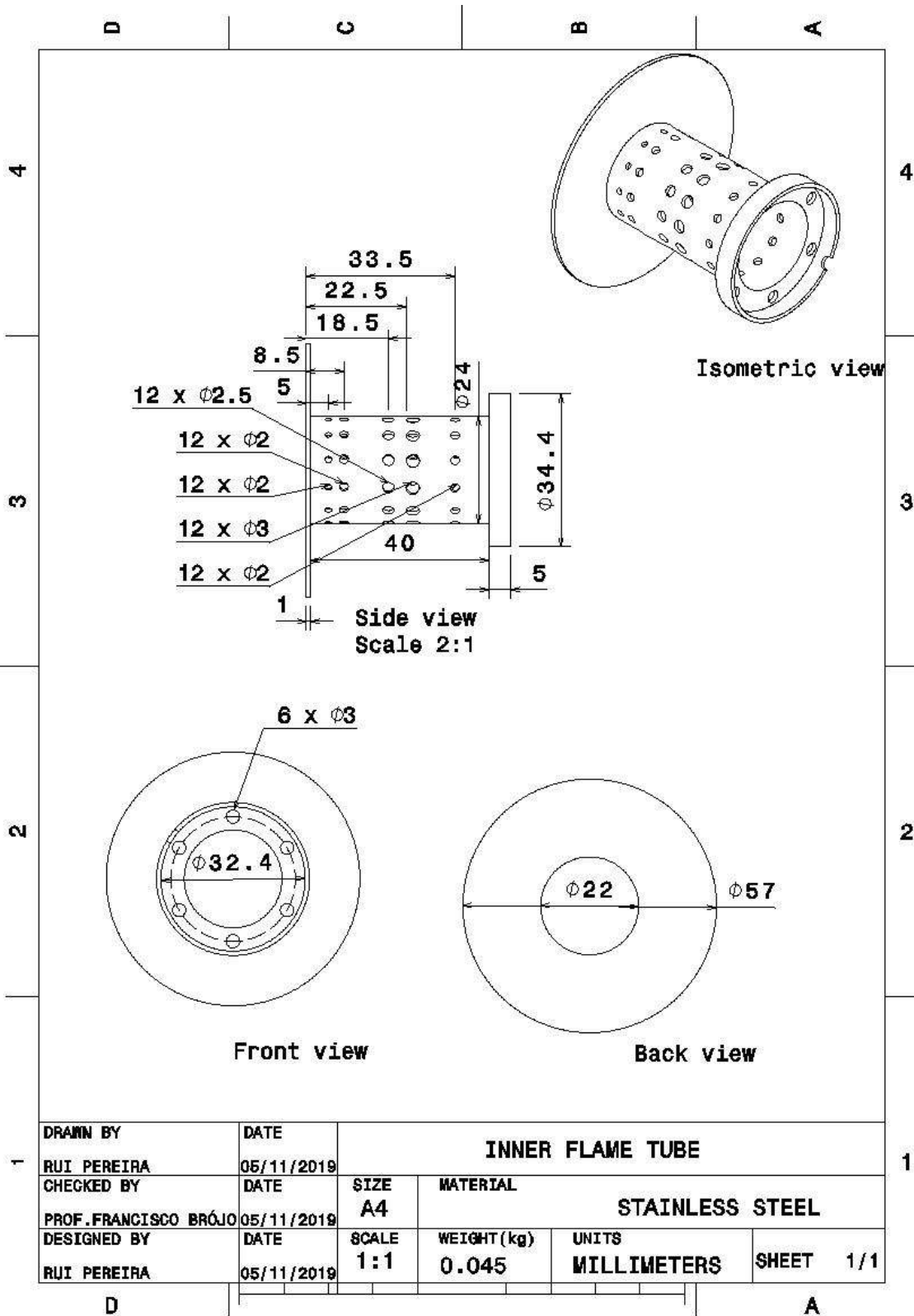


Figura B.7: Tubo fiamma interno con supporto anello carburante

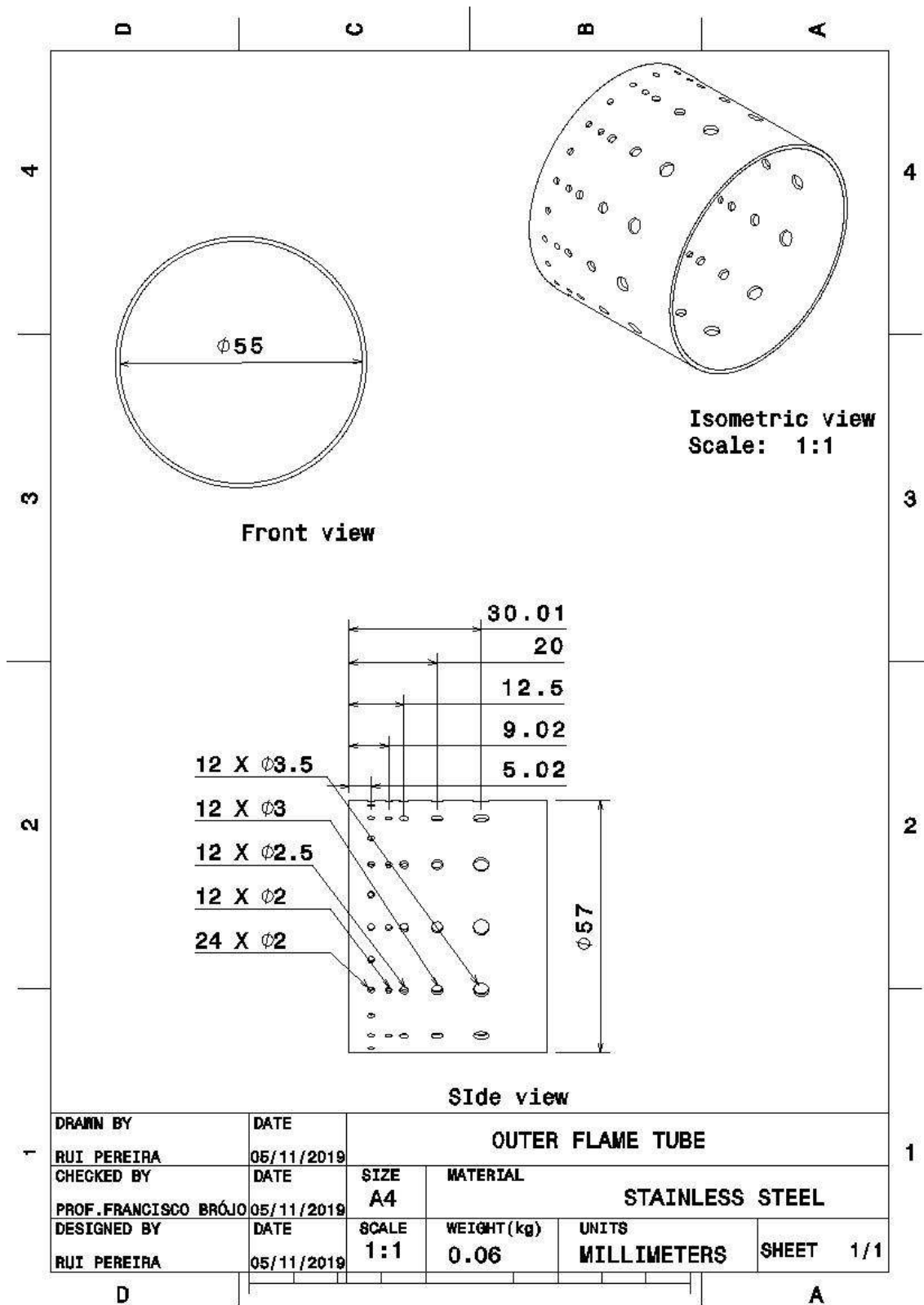


Figura B.8: Tubo fiamma esterno

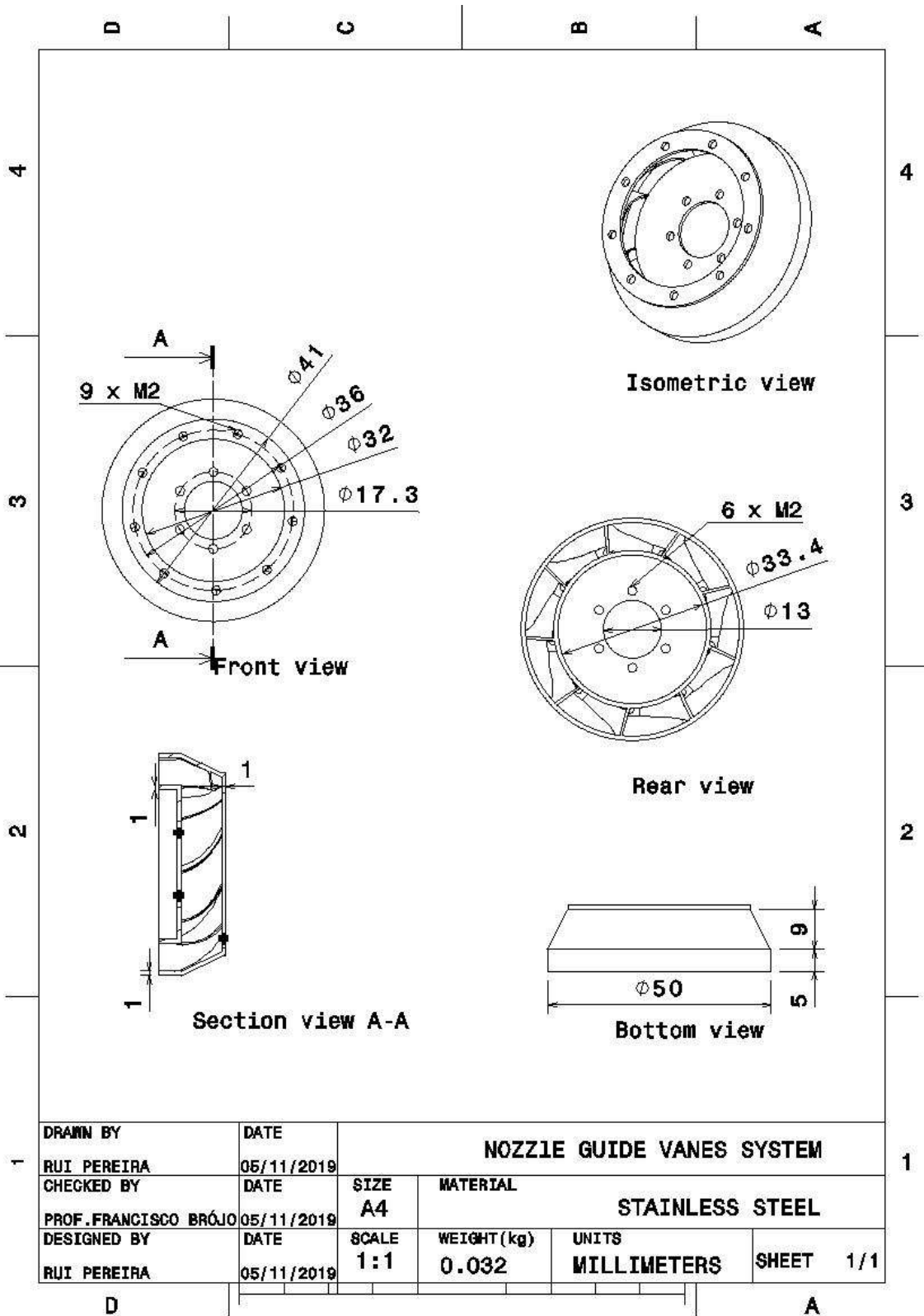


Figura B.9: sistema di Nozzle Guide Vane

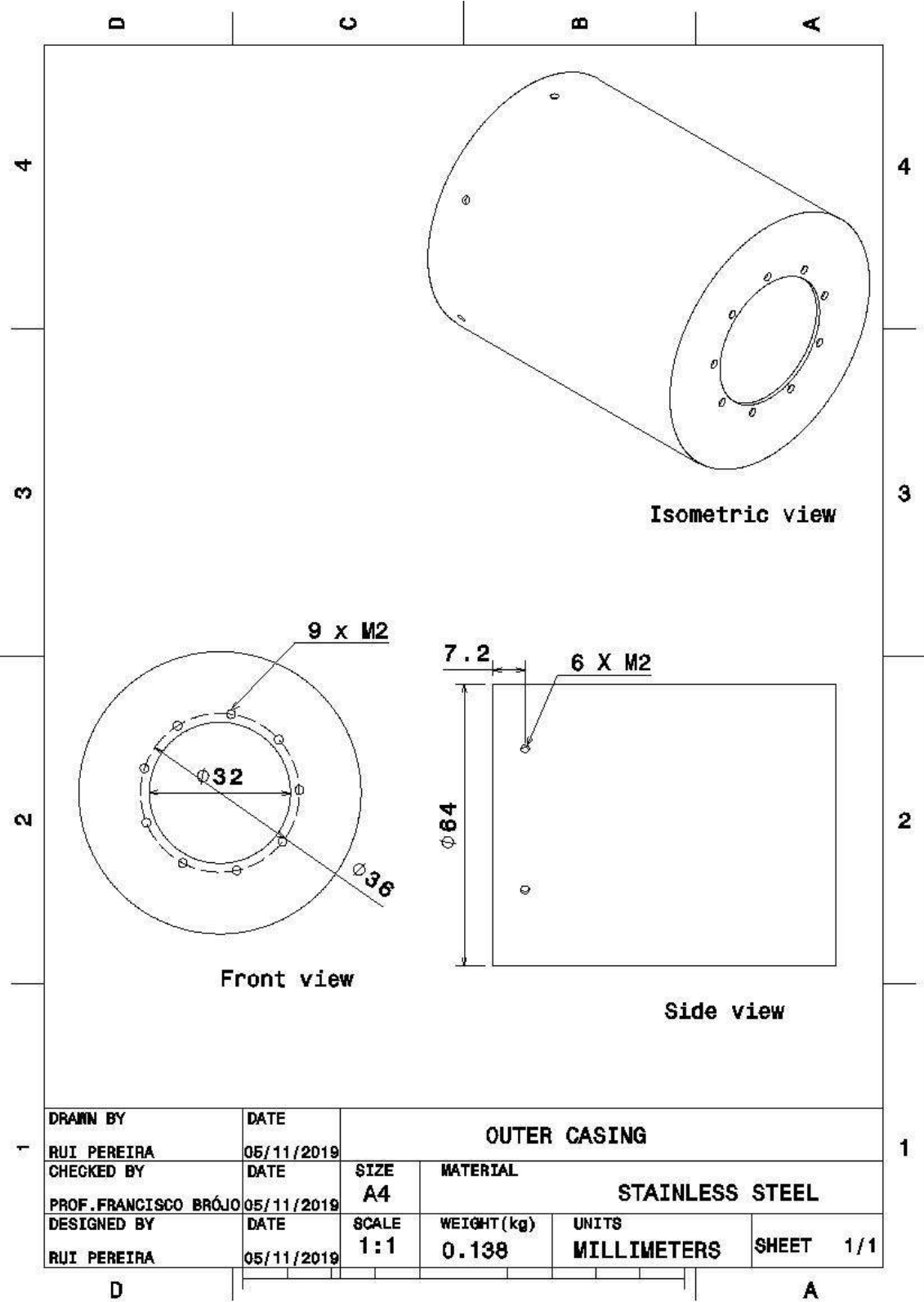


Figura B.10: cassa esterna

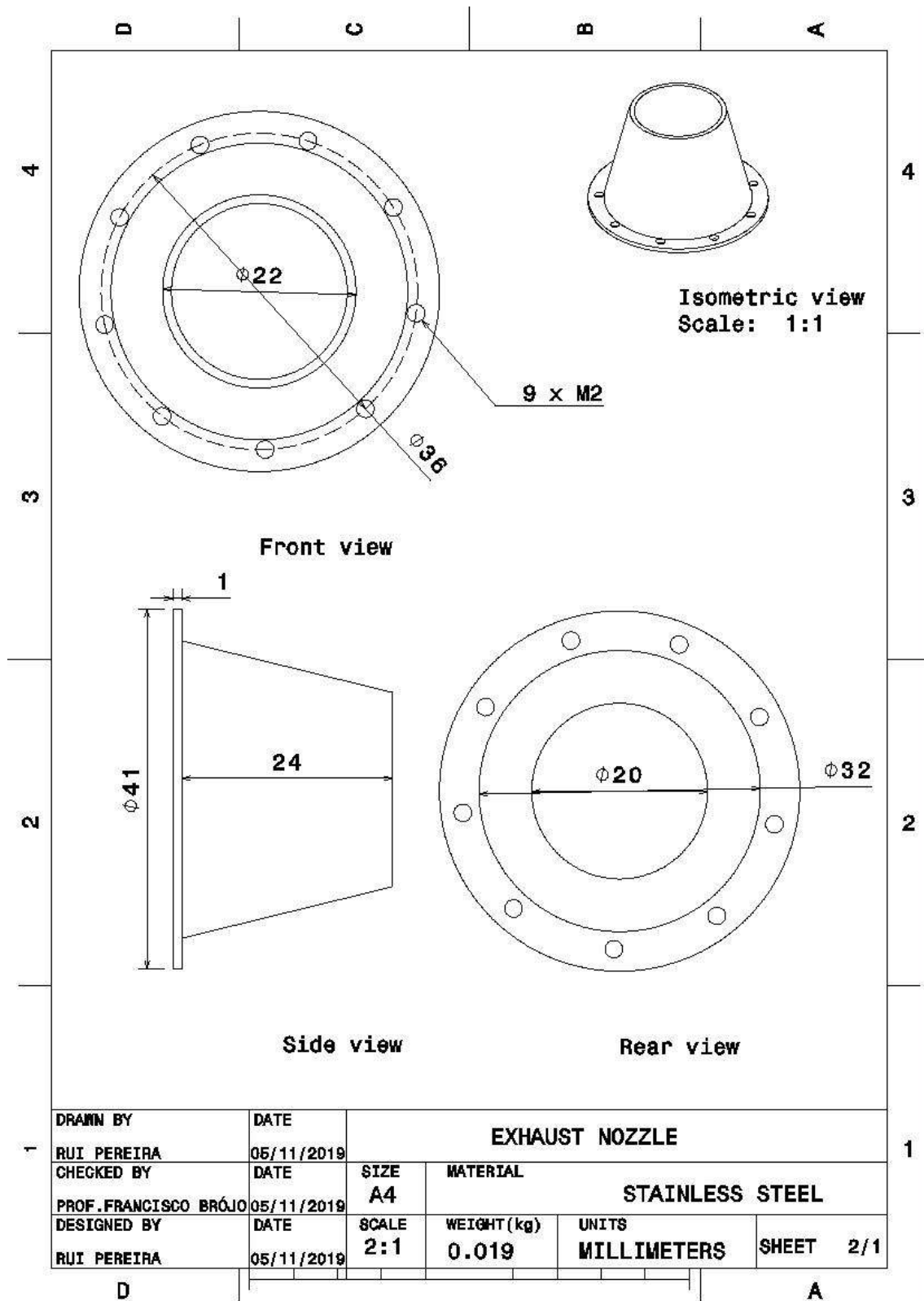


Figura B.11: Ugello di scarico

Appendice C - Viste 2D, 3D del turborazzo

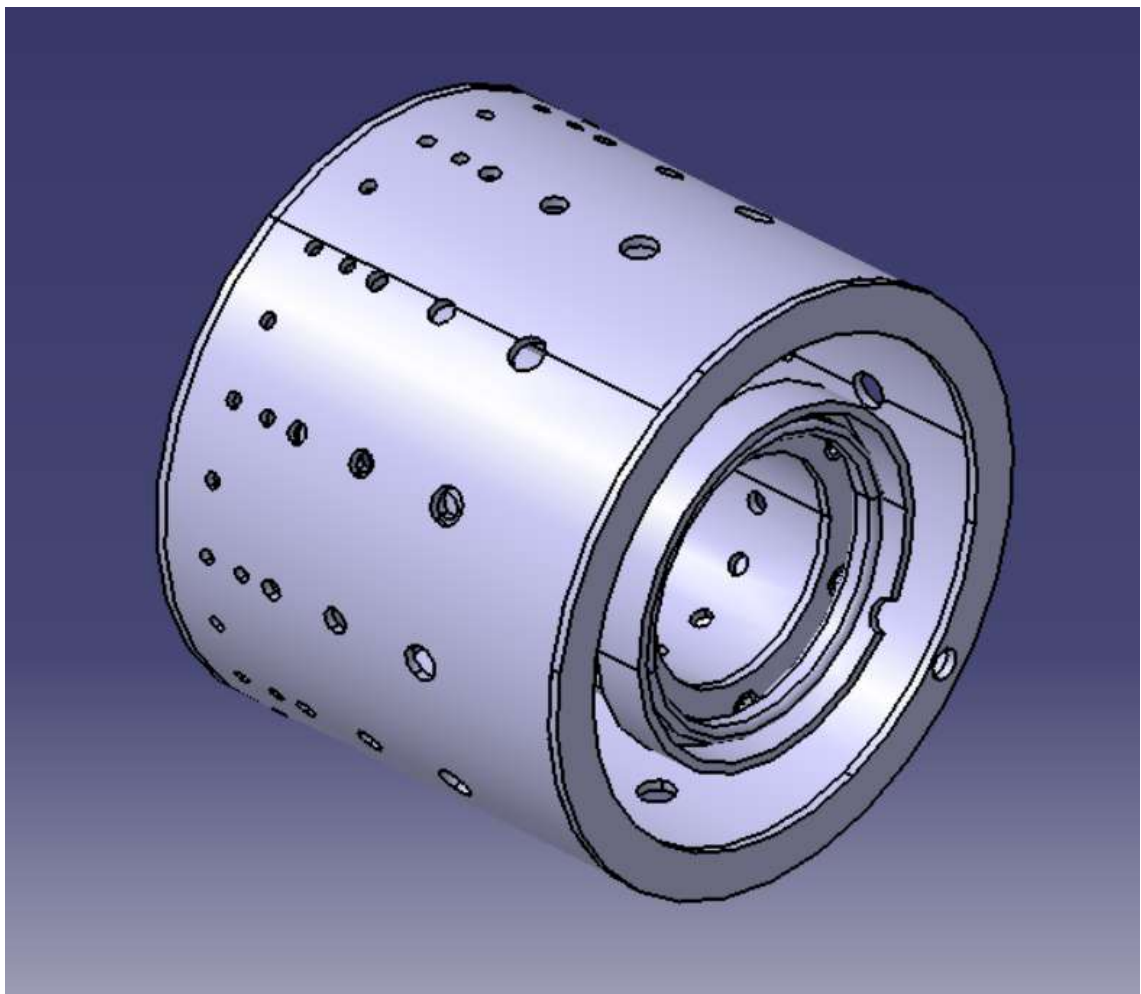


Figura C.1: "Camera di combustione"

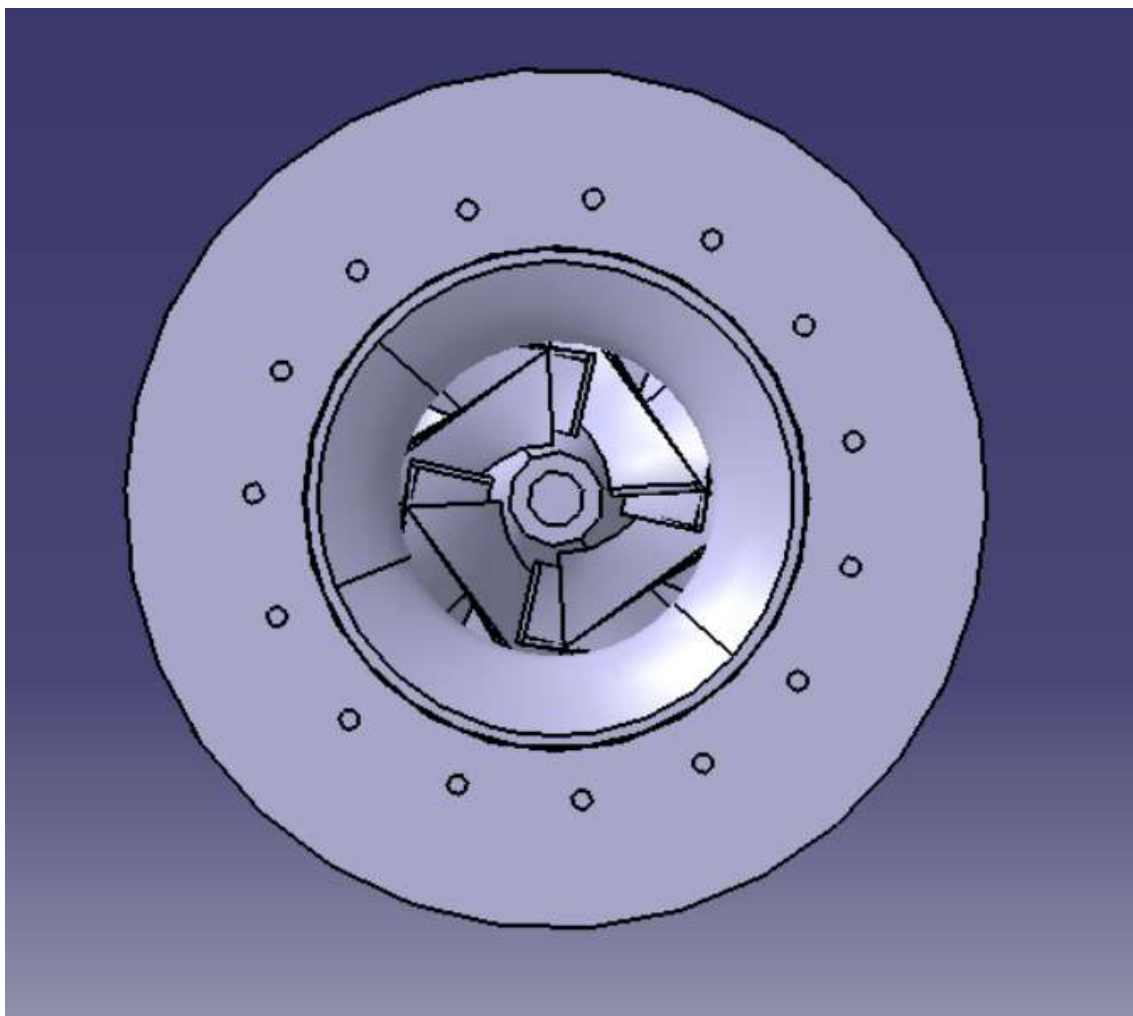


Figura C.2: "Vista frontale del turbojet"

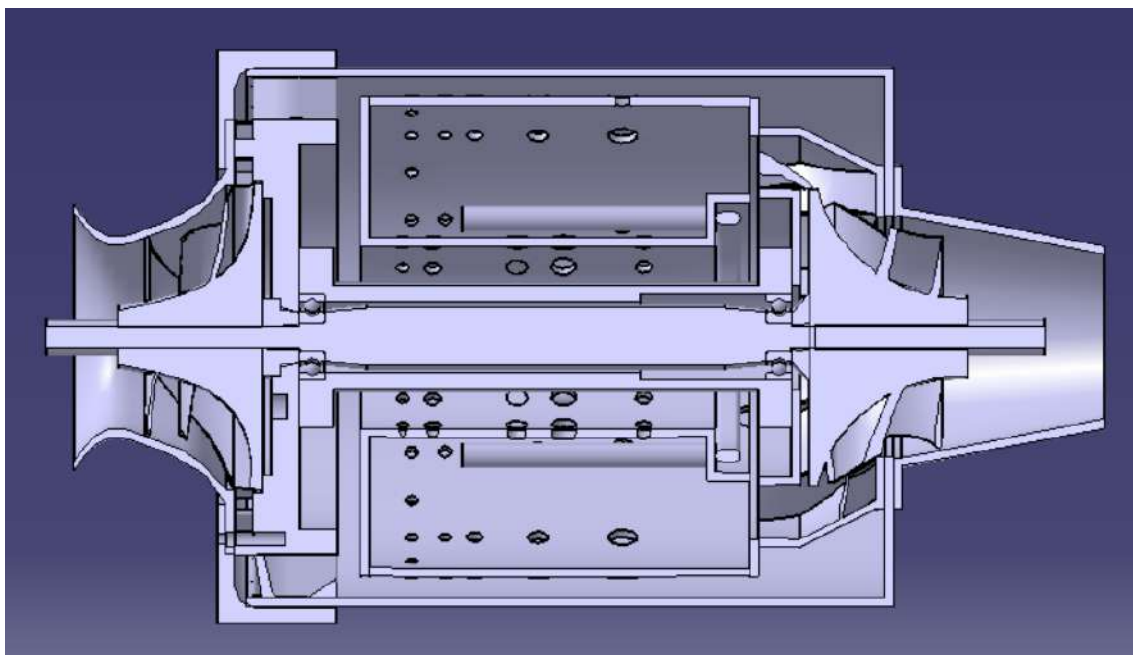


Figura C.3: "Vista della sezione centrale del turbojet"

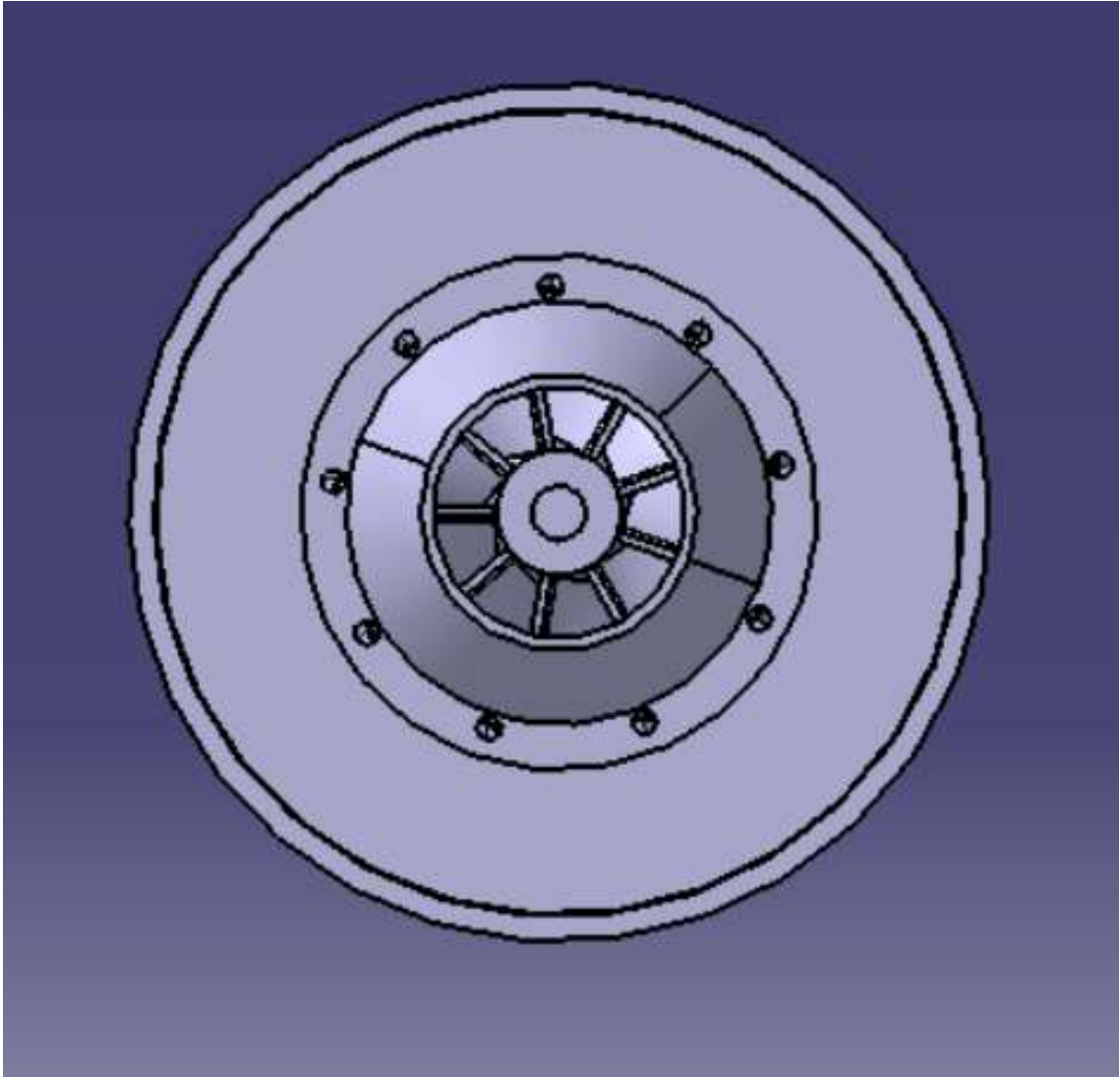


Figura C.4: "Vista posteriore del turbojet"

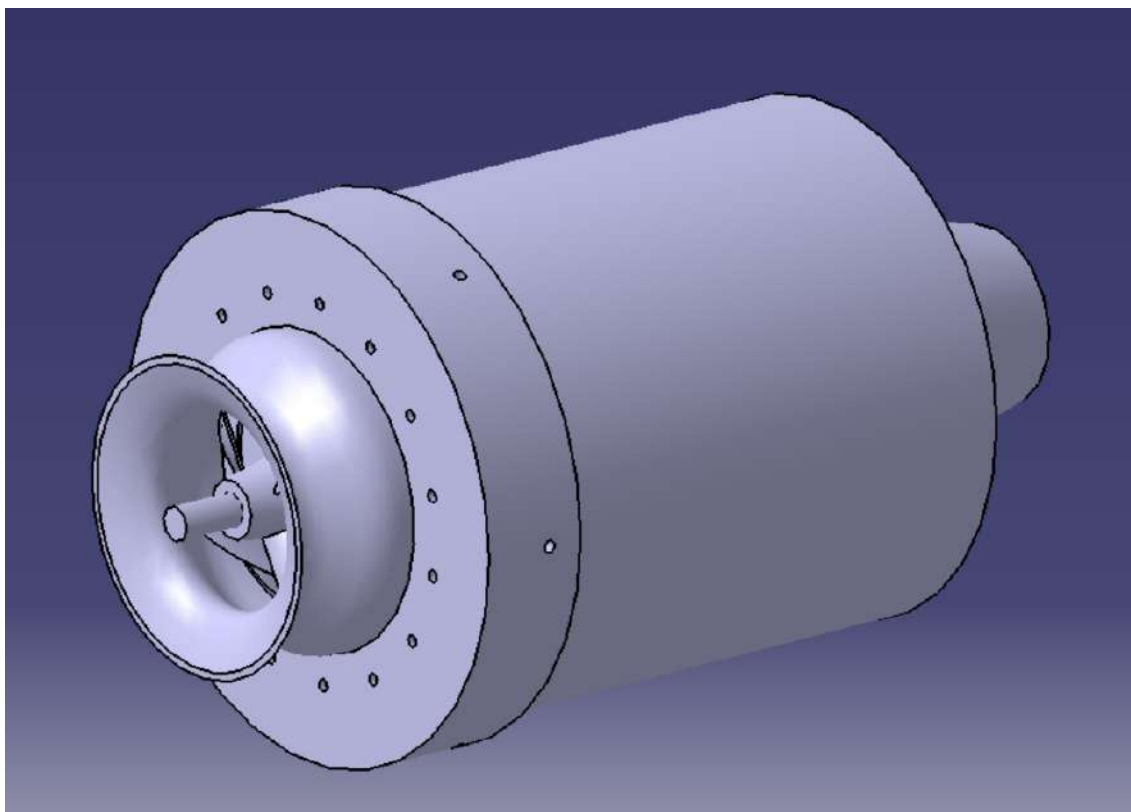


Figura C.5: "Vista isometrica 3D del turbojet 1"

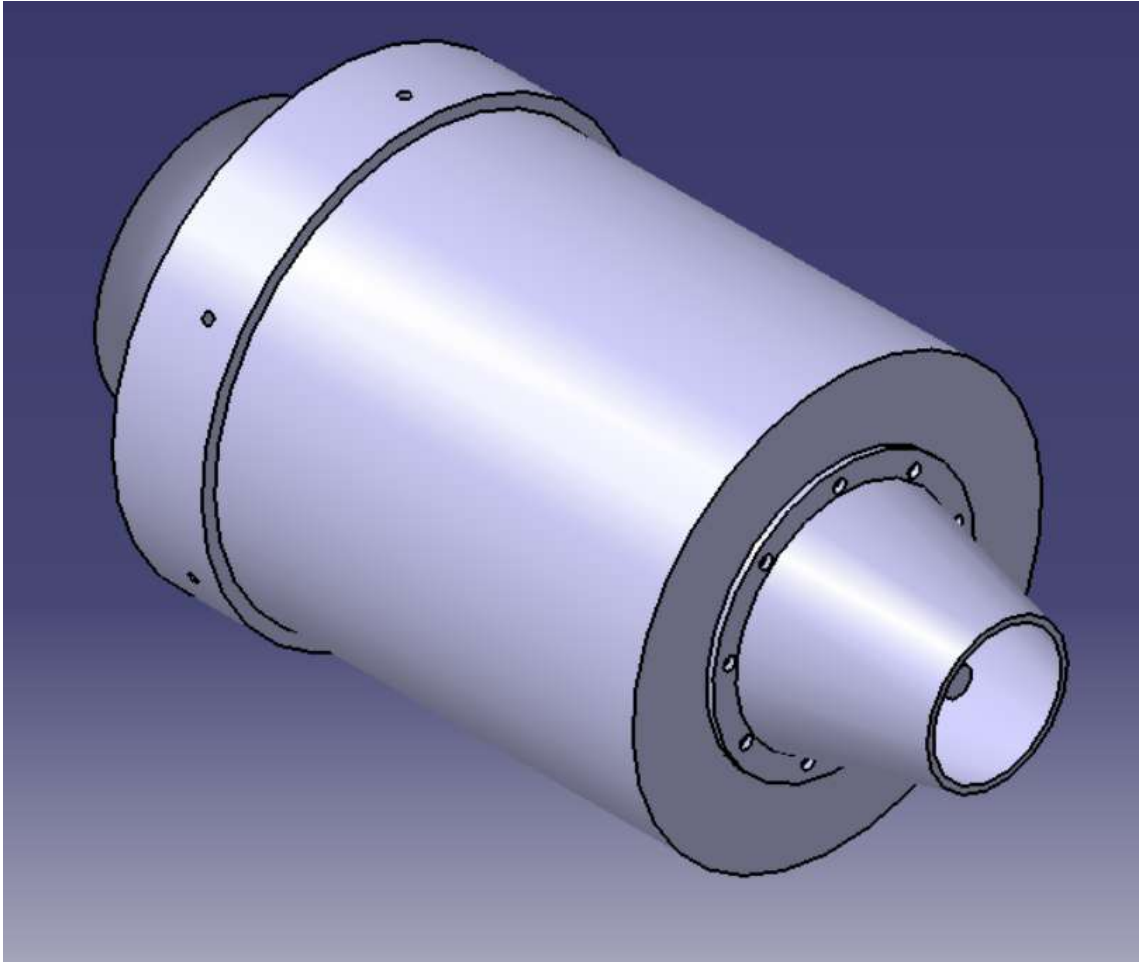


Figura C.6: "Vista isometrica 3D del turbojet 2"

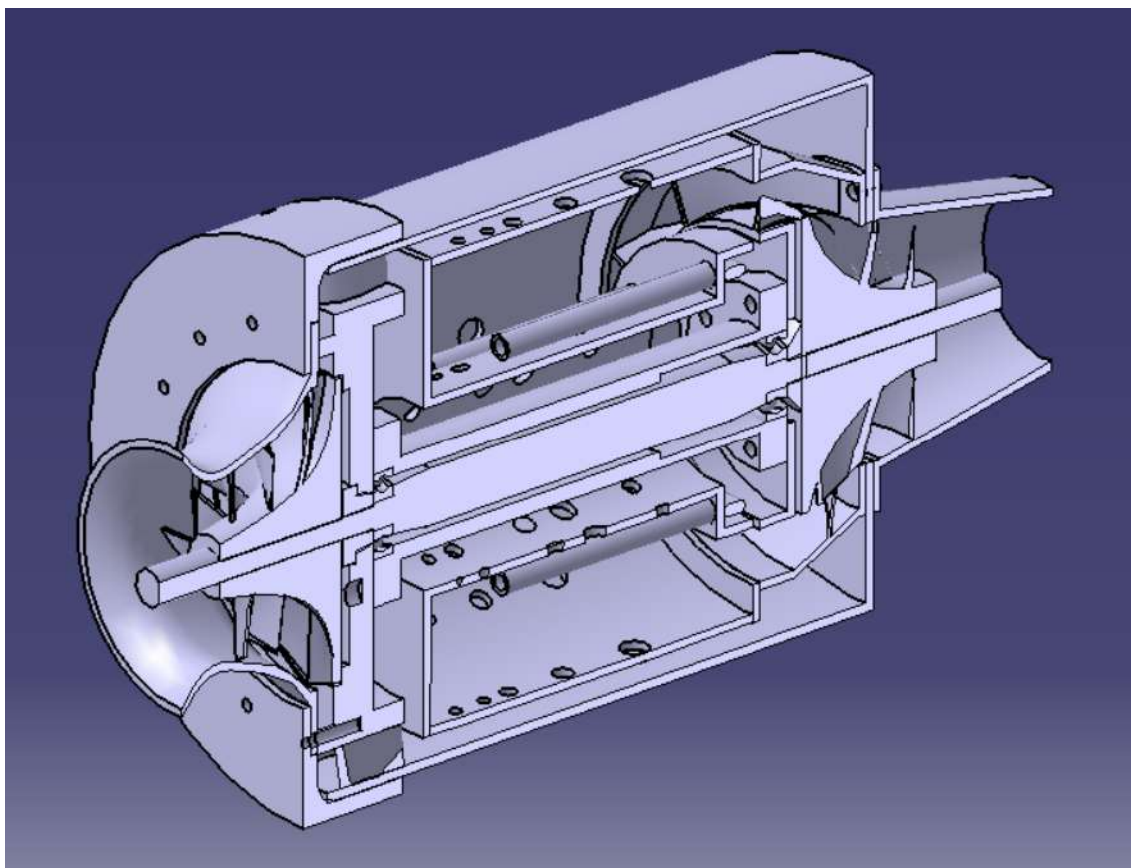


Figura C.7: "Vista isometrica 3D della sezione centrale del turbojet"

Appendice D - Ciclo Reale del Turbojet

Tabella 2: Specifiche tecniche del Turbo VZ21 [36]

Item		Type	RHF3	RHF4	RHF5	RHF55	RHF6	RHE61	RHE62	RHE7	RHE8
	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
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)

Un'analisi del ciclo effettivo è stata effettuata considerando che il compressore ruota a 200000 giri al minuto. Dalla tabella 2, è stato ottenuto un rapporto del compressore π_c di 2,2 con una portata massica d'aria, \dot{m}_{ar} di $0,1047 kg/s$.

Parametri assunti:

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 1.
$4\gamma_t$	1.333	c_{pc} 1.
005	kJ/kgK	c_{pt} 1.
148	kJ/kgK	T_{04} 873.
15	K	
F_{HVV}	46300 kJ/kg	[29]
η_i	0.7	η_c 0.7
π_c	2.2	λ 0.8
η_b	0.9%	ΔP_c 2
η_t	0.8	η_n 0.8

Progettazione e Produzione di un mini-turbojet engine

- Presa d'aria

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

Compressore

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

Bruciatore

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

- Turbina

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

- Verifica della Pressione Critica dell'Ugello

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

$$\begin{array}{ll} P_{06}/P_c > P_{06}/P_a \text{ (Non} & \\ \text{soffocato)} V_7 & 22.17492 \text{ m/s} \\ T_{07} & 577.1850 \text{ K} \end{array}$$

Parametri di prestazione del motore a reazione

$$\begin{array}{llll} \text{Specific Thrust} & F/\dot{m} & 5.138204 & \text{Ns/kg} \\ TFSC & 10.19647 & \text{kg/Nh} & \eta_{th} \\ \text{Efficienza termica} & 0.1465787 & \eta_p & \\ \text{Efficienza propulsiva} & 0.88348601 & \eta_o & \\ \text{Efficienza complessiva} & 0.1319971 & & \end{array}$$

