



# **Design e Fabbricazione di un mini-turbojato**

**Rui Gonalo Gonalves Esteves Pereira**

Tesi per il conseguimento del Grau di Mestre in

**Ingegneria Aeronutica**

(Ciclo di studi integrato)

(Versione rivista dopo discussione)

Orientatore: Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proena Brojo



## Ringraziamenti

Ci sono molte persone senza il cui aiuto questa dissertazione non sarebbe stata possibile. Prima di tutto, il mio più grande ringraziamento va alla mia famiglia, che mi ha supportato per tutto il tempo durante questi cinque anni. Il loro aiuto e incoraggiamento hanno certamente reso più facile portare a termine questo progetto.

In secondo luogo, la mia gratitudine va al mio supervisore, il Professor Francisco Brójo, che è sempre stato disponibile ad aiutare e a garantire che l'intero progetto seguisse il percorso corretto. Inoltre, la pazienza dimostrata dal Professore durante questo progetto, di fronte a 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 progetto simile.

Vorrei anche ringraziare il Sig. Rui Paulo e il Sig. 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.



## Resumo

Lo sviluppo e la produzione di piccoli motori a propulsione a getto 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 relative al suo funzionamento, richiedendo sempre più conoscenze e competenze, affinché un piccolo dettaglio possa essere migliorato. Anche se il dettaglio può essere piccolo, l'effetto sulle prestazioni complessive 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 iniziano a essere studiati e preparati per integrare Veículos Aéreos Não Tripulados, 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 IHI RHB31 VZ21. Per comprendere come si esegue il design con il dimensionamento adeguato, è stato condotto lo studio di ogni componente presente in un turbojet, parallelamente alle aree fondamentali relative al funzionamento del turbojet, ad esempio, i cicli termodinamici. Alla fine di uno studio generale del turbojet, l'autore è passato alla fase di design, nella quale il processo di dimensionamento inizia sulla base delle 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 da un rapporto dei diametri dei compressori. Sinteticamente, nel libro del Sig. Thomas Kamps, l'autore consiglia al neofita di dividere la dimensione del proprio compressore per quella del compressore utilizzato per il motore del Sig. Thomas Kamps. Il rapporto dei 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 pale guida per il flusso, ugello dei gas di scarico e, infine, il rivestimento 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 quando il processo di design è stato concluso. L'azione successiva è stata quella di ottenere i materiali necessari per la produzione dei pezzi, essenzialmente alluminio e acciaio inossidabile. L'alluminio utilizzato era alluminio fuso, che è stato poi lavorato per acquisire le forme richieste relative al design stabilito. La maggior parte dei componenti è stata prodotta con fogli di lamiera in acciaio inossidabile, dai quali i pezzi sono stati tagliati, in base alle loro dimensioni e forma, in geometria piana. Il capitolo che descrive il processo di manifattura, così come il processo di design, è spiegato per consentire una futura riproduzione del lavoro completato o un'adattamento per un insieme compressore/turbina diverso.

avevano dimensioni estremamente ridotte per essere prodotte su una fresatrice verticale a controllo numerico a cinque assi. Inoltre, la saldatura applicata ai pezzi prodotti non è stata eseguita con la qualità richiesta, nonostante si fosse aumentato 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 produzione delle parti del motore a getto.

## **Parole chiave**

Modello di Turboreattore, mini-turbojato, Cicli termodinamici, Design, Dimensionamento, CATIA V5R18, Processo di manifattura.

## Astratto

Lo sviluppo e la produzione di piccoli motori con un sistema di propulsione a reazione 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 turboreattori. Tuttavia, con l'evoluzione 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 relative 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 dell'aviazione, essendo utilizzati solo per motori a reazione in miniatura. Tuttavia, con l'evoluzione della scienza, questi motori sono oggetto di studio e preparazione per integrarsi nei veicoli aerei senza pilota, UAV, come loro sistema di propulsione [1].

Questa dissertazione consiste nello sviluppo di un turbojet in scala ridotta, rispettando le dimensioni dei due componenti precedentemente ottenuti, il compressore e la turbina, dal modello turbo IHI RB31 VZ21. Per comprendere come eseguire un progetto con dimensioni adeguate, è stato condotto lo studio di ogni componente presente in un turbojet, parallelamente alle aree fondamentali riguardanti il funzionamento di un turbojet, come i cicli termodinamici. Alla fine di uno studio generale del turbojet, l'autore è passato alla fase di progettazione, in cui il processo di dimensionamento inizia sulla base delle 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 breve, nel libro del Sig. Thomas Kamps, l'autore consiglia al principiante di dividere il proprio diametro del compressore per il compressore utilizzato per il motore del Sig. Kamps. Il rapporto dei diametri, o il fattore di scala, è stato applicato ai restanti componenti, prodotti dal Sig. Thomas Kamps, al fine di ottenere le misure per questa turbina a gas, rispettando le raccomandazioni. Le dimensioni del rivestimento del compressore, della flangia di ingresso, dell'espansore, dell'albero, della custodia dell'albero, della camera di combustione, dell'anello di distribuzione del combustibile, delle pale guida del ugello, del ugello di scarico e, infine, della custodia esterna sono state ottenute. 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 considerare un progetto come assoluto.

Il processo di produzione del turboreattore è stato eseguito; nel frattempo, il processo di design 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 dei componenti è stata realizzata con lastre di acciaio inossidabile, in cui 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 design, è spiegato per consentire una futura riproduzione del lavoro completato o un'adattamento per un diverso set di compressore/turbina.

Sfortunatamente, la fabbricazione dell'espansore e del compressore esterno non è stata possibile, poiché aveva dimensioni estremamente ridotte per essere prodotta nel centro di lavorazione verticale 5-. Inoltre, la saldatura applicata ai pezzi prodotti non è stata eseguita con la qualità richiesta.

尽管增加了材料厚度以促进该过程，但由于缺乏足够的手段，导致喷气发动机部件的制造未能完成，因此未能实现主要目标之一，如第 4 章 .3 中所述。

## **Parole chiave**

Modello di Motore a Getto, Mini-Turbojato, Cicli Termodinamici, Design, Dimensioning, CATIA V  
V5R18 , Processo di Produzione.



## Contenuti

<b>1</b>	<b>Motivazione e obiettivi</b>	<b>1</b>
1.1	Motivazione.	1
1.2	Obiettivi.	2
1.3	Struttura del Documento.	2
<b>2</b>	<b>Rassegna bibliografica</b>	<b>3</b>
2.1	Rassegna storica delle turbine a gas.	3
2.1.1	Tipi di turbine a gas.	4
2.2	Rassegna 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	Combustibili.	30
2.3.7.2	Modalità di iniezione del combustibile.	31
2		2
.4	Fondamenti del Turbocharger.	31
<b>3</b>	<b>Metodologia</b>	<b>3</b>
3.1	Dimensionamento g Processo .	35
3.1.1	Compressore.	35
3.1.2	Flangia di ingresso.	35
3.1.3	Scocca 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 delle pale guida della bocchetta.	38
3.1.9	Turbina.	39
3.1.10	Bocchetta di scarico.	39
3.1.11	Cuscinetto, Lubrificazione e Iniezione di carburante.	39
3.1.12	Scocca esterna.	40

3.2 Processo di produzione.	4	0
<b>4 Attività Pratica</b>		<b>43</b>
4.1 Risultati della dimensione		43
4.2 Design del prototipo di mini-turbojato		43
4.2.1 压缩机		43
4.2.2 进气法兰		44
4.2.3 压缩机外壳		45
4.2.4 Espansore		47
4.2.5 Albero e Scocca dell'Albero		48
4.2.6 燃烧室		49
4.2.7 燃料分配器		50
4.2.8 Sistema di Vane Guida dello Spruzzatore		51
4.2.9 Turbina		51
4.2.10 Spruzzatore di Scarico, Cassa Esterna e 轴承		52
4.3 Produzione di 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	
<b>5 Conclusione</b>		<b>63</b>
5.1 Svantaggi.	63	
5.2 Lavori futuri e raccomandazioni.	64	
<b>Bibliografia</b>		<b>65</b>
<b>Appendici</b>		<b>69</b>

## Elenco delle Figure

2.1 艾欧利皮尔 [5] .3 2.2 ramjet [8] .5 2.3 脉冲喷气发动机 [8] .5 2.4 火箭发动机 [8] .5 2.5 涡轮喷气发动机 [6] .5 2.6 涡轮 [11] .6 2.7 涡轮 [12] .6 2.8 涡轮发动机 [6] .6 2.9 高旁通发动机, 罗尔斯·罗伊斯RB. 211 [6] .6 2.10 开放循环 [14] .11 2.11 闭合循环 [14] .11 2.12 喷气发动机组件和类似的热力学状态 [16] ..... 11 2.13 涡轮喷气发动机站编号 [16] .12 2.14 亚音速进气口 [26] .19 2.15 轴对称超音速进气口 [26] .19 2.16 矩形超音速进气口 [26] .19 2.17 离心压缩机 [8] .19 2.18 叶轮类型 [27] .20 2.19 压力和速度在叶轮-扩散器系统中的演变 [27] .. 20 2.20 轴流压缩机 [6] .21 2.21 轴流压缩机中的压力和速度变化 [8] .21 2.22 单转子轴流压缩机 [8] .22 2.23 双转子轴流压缩机 [8] .22 2.24 扩压器类型 [29] .23 2.25 燃烧室 [8] .23 2.26 空气在燃烧器内部的分布 [8] .24 2.27 多重燃烧室 [8] .25 2.28 管状环形燃烧室 [8] .25 2.29 环形燃烧室 [8] .26 2.30 冲击涡轮 [8] .27 2.31 属性在 [8] 中的变化.27 2.32 悬臂径向流入涡轮 [27] .28 2.33 混合径向流涡轮 [27] .29 2.34 收敛-发散喷嘴. 30 2.35 燃料喷射模式 [29] .31 2.36 涡轮增压器, 阿尔弗雷德·布希的专利 [32] .32 2.37 涡轮增压器组件.32 2.38 涡轮增压器工作 [35] .32 2.39 示例压缩机图 [34] .33 2.40 RHB31V ZZ21 压缩机图 [36] .34 3.1 压缩机外壳 [29] .36 3.2 扩散器 [29] .37

3.3 扩散器叶片轮廓 [29] .37 3.4 轴 [29] .37 3.5 轴壳 [29] .37 3.6 外部火焰管 [29] .38 3.7 内部火焰管 [29] .38 3.8 排气喷嘴 [29] .39 3.9 扩散器设计程序.42 4.1 压缩机CAD轴操作.44 4.2 压缩机CAD导向叶片草图.44 4.3 压缩机CAD视图.44 4.4 压缩机CAD视图.44 4.5 进气前视图.45 4.6 进气后视图.45 4.7 进气侧视图.45 4.8 进气等轴测图.45 4.9 压缩机外壳草图.46 4.10 压缩机外壳设计平面高度.46 4.11 压缩机外壳侧视图.46 4.12 压缩机外壳后视图.46 4.13 压缩机外壳等轴测图.46 4.14 扩散器底座.47 4.15 扩散器楔形叶片.47 4.16 扩散器轴向叶片气动外形.47 4.17 扩散器等轴测图.48 4.18 轴壳草图.48 4.19 轴草图.48 4.20 外部火焰管草图.49 4.21 内部火焰管草图.49 4.22 内部火焰管等轴测图.49 4.23 外部火焰管等轴测图.50 4.24 燃料环.50 4.25 NGV系统.51 4.26 喷嘴导向叶片系统视图.51 4.27 喷嘴导向叶片系统视图.51 4.28 涡轮轴操作草图.52 4.29 涡轮叶片草图.52 4.30 涡轮等轴测图.52 4.31 排气喷嘴草图.53 4.32 排气喷嘴等轴测图.53 4.33 外壳等轴测图.53 4.34 轴承壳草图.53 4.35 轴承球草图.53 4.36 轴承g 618/5 示例.54 4. 37 F 炉.55 4.38 铸铝.55 4.39 水刀切割的样品.55

4.40 Fori puntati nei tubi di fiamma semplici.56 4.41 Tubo di fiamma semplice perforato.56 4.42 Ugello di scarico.56 4.43 Tubo di fiamma interno.56 4.44 Tubo di fiamma esterno.56 4.45 Scocca esterna.56 4.46 Turbina perforata.57 4.47 Blades of the nozzle guide vane system.57 4.48 Base della turbina.58 4.49 Parte circostante e superiore del sistema di alette di guida dell'ugello.58 4.50 Alloggiamento dell'albero.58 4.51 Flangia di ingresso.59 4. 52 Shaft.59 4.53 Supporto del anello di combustibile.60 4.54 Anello di combustibile.60 4.55 Ugello di scarico.61 4.56 Scocca esterna.61 4.57 Vista frontale del tubo di fiamma interno.61 4.58 Vista posteriore del tubo di fiamma interno.61 4.59 Tubo di fiamma esterno.62 4.60 Parti esterne della guida dell'ugello.62 4.61 Parte interna del sistema di alette di guida dell'ugello.62 B.1 Flangia di ingresso.70 B.2 Scocca del compressore.71 B.3 Diffusore.72 B.4 Alloggiamento dell'albero.73 B.5 Albero.74 B.6 Spessori.75 B.7 Tubo di fiamma interno con supporto dell'anello di combustibile.76 B.8 Tubo di fiamma esterno.77 B.9 Sistema di alette di guida dell'ugello.78 B.10 Scocca 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 del turbojet 3D w 1".84 C.6 "Vista isometrica del turbojet 3D w 2".85 C.7 "Vista isometrica della sezione centrale del turbojet 3D".86



## Elenco delle tabelle

2.1 Vantaggi e svantaggi dei diversi 叶轮 [27] .21 2.2 燃料 [29] .30 1 Elenco dei pezzi.69 2 Turbo  
VZZ21 specifiche tecniche [36] .87





## Nomenclatura

$A$  横截面积  $m^2$

$a$  声音速度  $m/s$

$c$  比热  $kJ/kgK$

$\dot{E}$  总功率  $W$

$F$  Spinta  $N$

$F/\dot{m}$  Spinta specifica  $Ns/kg$

$F_{HV}$  Valore di riscaldamento del combustibile  $J/kg$

$f$  Rapporto combustibile-aria

$h$  Entalpia specifica  $J/kgK$

$ke$  Energia cinetica  $J$

$M$  numero di Mach

$m$  Massa  $kg$

$\dot{m}$  Tasso di Flusso di Massa  $kg/s$

$pe$  Energia Potenziale  $J$

$P$  Pressione  $Pa$

$Q$  Tasso di Calore  $W$

$R$  Costante dei gas reali  $kJ/kgK$

$S$  Consumo specifico di carburante  $mg/Ns$

$T$  Temperatura  $K$

$V$  Velocità  $m/s$

$W$  Tasso di lavoro  $W$

$\eta_p$  Efficienza propulsiva

$\gamma$  Rapporto di Capacità Termica

$\pi$  Rapporto di Pressione

$\rho$  Densità  $kg/m^3$

$\tau$  Rapporto di Temperatura

$\tau_\lambda$  Enthalpia Massima di Stagnazione

Rapporto

$\theta$  Energia del Fluido in Movimento  $J$

## Sottoscritti

<i>a</i>	Aria
<i>b</i>	Bruciatore
<i>c</i>	Compressore
<i>cc</i>	Camera di Combustione
<i>f</i>	Carburante
<i>in</i>	Input
<i>m</i>	Meccanico
<i>o</i>	Globale
<i>out</i>	Output
<i>p</i>	Pressione Costante
<i>r</i>	Condizioni di flusso libero
<i>t</i>	涡轮
<i>th</i>	Termico
<i>v</i>	Volume costante
<b>0</b>	<b>Total</b>
1	Stato iniziale
<b>2</b>	<b>Final state</b>

## **Elenco delle Abbreviazioni**

CAD Progettazione Assistita da Computer

CATIA Applicazione Interattiva Tridimensionale Assistita da Computer

CC Camera di Combustione

CNC Controllo Numerico

FABLAB Laboratorio di Fabbricazione

NGV Guida delle Vane del Nozzle

RC Controllato a distanza

TSFC Consumo di carburante specifico per la spinta

UAV Veicolo Aereo Senza Pilota

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 intrigato e, è stato nei nostri pensieri, per un lungo periodo. Siamo partiti dall'osservazione degli uccelli in volo, per arrivare all'invenzione di un aquilone, l'ornitottero di Leonardo da Vinci, il primo pallone aerostatico, noto anche come il Pallone dei Montgolfier, il deltaplano, l'aerodromo e, infine, il deltaplano dei Wright Brothers [2].

Dallo studio per trovare ali sostenibili, per la generazione di portanza, erano in corso anche studi sui sistemi di propulsione, perché, abbiamo compreso che per avere un volo sostenibile, dovevamo avere una fonte di potenza. Le macchine a vapore sono state le prime a essere create, poi è seguito il motore a combustione interna, seguito dalla turbina a gas. Infine, il nostro sogno si è avverato quando i Wright Brothers hanno effettuato il primo volo.

Abbiamo iniziato a sviluppare le ali, i materiali, la struttura e i sistemi di propulsione dei nuovi aerei. Tutti sono stati sottoposti a studi e indagini intensi fino a raggiungere gli aerei moderni e, ancora, non smettiamo di indagare per ulteriori miglioramenti. Lo sviluppo degli aerei moderni ci ha permesso di attraversare continenti e interagire con culture diverse. Inoltre, per poter raggiungere un altro continente in poche ore, l'aereo deve essere estremamente ben progettato, costruito e attrezzato. I motori dell'aereo forniscono una notevole quantità di trazione, consentendo all'aereo di raggiungere la velocità necessaria per l'operazione in questione. È in base allo scopo dell'aereo, 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 aerei sono costruiti per volare a una velocità straordinaria che supera la velocità del suono,  $343 \text{ m/s}$  [3]. I motori a gas turbine, con il progresso tecnologico e scientifico, non sono più fuori portata per chi è interessato e desidera costruirne uno. Fortunatamente, oggi, ci sono motori mini-turbojet che si possono costruire e migliorare.

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

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

## **1.2 Obiettivi**

L'obiettivo principale di questa tesi è concentrato sul design e la costruzione di un turbojet di piccole dimensioni. Inizialmente, è stato realizzato un design tridimensionale del piccolo motore a getto utilizzando un software di Computer Assisted Design (CAD), in particolare, CATIA. Il design è stato eseguito secondo i valori dimensionali ottenuti durante lo studio del design dei motori a getto in scala ridotta.

I criteri di dimensionamento trovati nella letteratura disponibile sono stati adottati dall'autore. Questo metodo si basa su dati empirici, in particolare, su progetti sviluppati fino a quel momento. Questo è stato un grande aiuto per ottenere le misure adeguate per i principali componenti, 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 realizzare il proprio 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 personalizzato della tesi di laurea.

Il primo capitolo, attuale, 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 facilitare la comprensione di ciò che è proposto per questa tesi.

Il secondo capitolo presenta una letteratura, introducendo la turbina a gas, descrivendo i suoi tipi, in particolare, il turbojet. Seguito da una descrizione generale dei 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 dei componenti.

Il quarto capitolo stabilisce le procedure adottate per progettare e fabbricare i componenti richiesti, completato dalla 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 insieme allo sviluppo di questa tesi e le future proposte di lavoro.

# Capitolo 2

## Revisione bibliografica

### 2.1 Revisione storica delle turbine a gas

Un primo concetto emerse ai tempi dell'Egitto romano, creato da Hero, o Hero di Alessandria. L'aeolipile, il nome dell'invenzione di Hero, è una turbina a vapore radiale, che combina due ugelli, ai lati opposti, dove il vapore acqueo esce a causa del vapore formato dal riscaldamento dell'acqua all'interno di una sfera, causando la rotazione del centro della sfera e generando coppia. Un esempio della macchina a vapore è mostrato nella figura 2.1.



Figura 2.1: 艾欧利皮尔 [5]

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

1. 惯性：一个物体在直线运动中，将保持匀速运动，除非施加外力于该物体，改变其状态 [7]。
2.  $F_{orced} = m \times g$ ，速度的变化  $g$ ，取决于物体的质量  $m$ ，当施加外力  $F$  时 [7]。
3. 作用-反作用定律：例如，一块石头对地球施加力，同时地球也对石头施加相等的力 [7]。

这些定律使我们在时间上朝着燃气涡轮迈出了重要的一步。第一步是在1791年，由英国人约翰·巴伯采取的，他获得了燃气涡轮热力学循环的专利，称为布雷顿循环，这也是现代燃气涡轮所采用的循环。利用这个循环，汉斯·霍尔茨瓦特在燃烧室中开发了混合气的电点火，配合控制阀 1908 [6]。

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

materiali dell'epoca. I materiali non potevano resistere al calore, e inoltre, l'evoluzione del sistema di propulsione a reazione era ancora nelle sue fasi iniziali, influenzando l'efficienza degli aerei [8].

I motori a propulsione 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, in<sub>n</sub> 1937, effettuò il primo test statico della storia del motore a reazione. Nonostante Whittle avesse effettuato il primo test statico, fu Hans Joachim Pabst von Ohain, che lavorava per la Heinkel, a creare un motore turbojet 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 turbojet a livello mondiale, in<sub>n</sub> 1939. Tre anni dopo, il motore di Frank Whittle fu utilizzato per la prima volta come propulsore di un aereo [6].

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

Il sistema di propulsione a reazione è stato e continua a essere studiato ampiamente per cercare miglioramenti, con una futura applicazione di successo in questo tipo di motore. Solo anni dopo, l'applicazione del motore a turbina a gas a un aereo ha portato all'idea di riprodurre lo stesso motore in scala ridotta. La storia del mini-turbojet è difficile da datare, tuttavia, si presume che sia iniziata da Kurt Schreckling, tecnico tedesco e astronomo dilettante. Kurt è stato il primo a replicare un turbojet in scala ridotta, aprendo la strada ai piccoli o miniaturizzati motori a reazione [9]. "Motori a turbina a gas per modelli di aerei", il libro di sua autorialità, spiega come ha costruito il motore, il FD 3/64, che ha creato un punto di partenza per i mini-turbojet in futuro. Questo ha permesso ad altri di migliorare il turbojet di Kurt, oltre a sviluppare nuove turbine a gas in scala ridotta basate sul suo motore, come il KJ66 [10].

### 2.1.1 Tipi di Turbine a Gas

La storia delle turbine a gas ci mostra 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 vengono ancora studiate a fondo 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 potenza, a seconda dei loro scopi, come i motori a propulsione a reazione: razzo, athodyd, noto anche come ramjet, il jet a impulsu e il turbojet, oppure, motori a getto ad elica: motore turboprop, turbopan e turboshaft [8].

Il ramjet, figura 2.2, è formato da un ingresso divergente e da un'uscita 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 combustibile, dove i gas accelereranno attraverso il segmento di scarico verso l'atmosfera [8].

Un altro motore a propulsione a getto, il jet a impulsu, figura 2.3, utilizza un condotto simile a quello del ram-jet, ma più robusto a causa delle pressioni più elevate coinvolte. L'aria passa attraverso valvole aperte all'entrata, raggiunge la 燃烧室, dove avviene la combustione del 燃料, causando



l'espansione del gas, aumentando così la pressione. Di conseguenza, le valvole si chiudono e il gas viene espulso attraverso la parte posteriore. Il suo elevato consumo di 燃油 e le prestazioni disuguali rispetto all'attuale 燃气涡轮 rendono questo motore inadeguato per l'uso negli aerei [8].

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

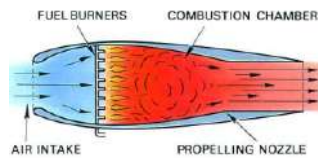


Figura 2.2: Ramjet [8]

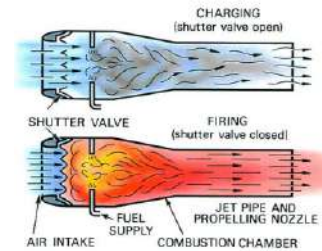


Figura 2.3: Pulsjet [8]

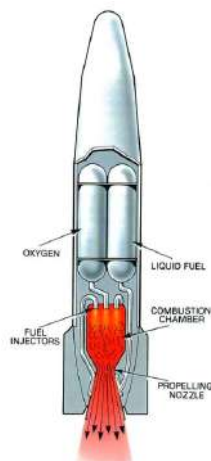


Figura 2.4: Motore a Razzo [8]

Il turbojet, mostrato nella figura 2.5, è l'unione di un compressore, di una camera di combustione e di una turbina, chiamata generatore di gas, con un ingresso e una bocca di scarico. La bocca di scarico aggiunta convertirà la maggior parte dell'energia del flusso d'aria in velocità.

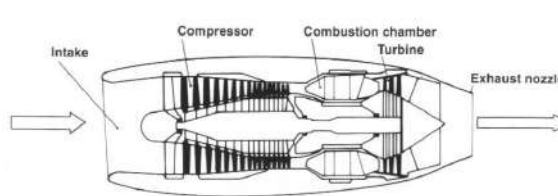


Figura 2.5: 涡轮喷气发动机 [6]

Con la combinazione di elica e turbina arriva il ventilatore canalizzato, le eliche e i motori a bypass. Nel motore turboprop, mostrato nella figura 2.6, le funzionalità delle due turbine sono di sostenere la domanda di lavoro del compressore e far funzionare l'elica. In un motore simile, il turboshaft, mostrato nella figura 2.7, la turbina aziona il compressore e la seconda turbina azionerà il

albero, che a sua volta è collegato a un sistema di trasmissione che ruota le pale del elicottero [6].

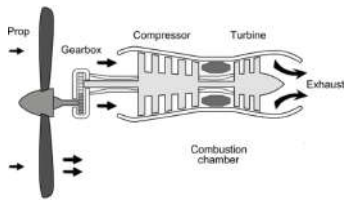


Figura 2.6: 涡轮 [11]

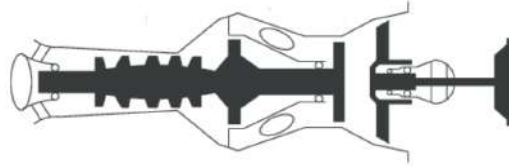


Figura 2.7: 涡轮轴 [12]

Il turbofan, illustrato nella figura 2.8, ha anche due turbine, di cui una assorbe l'energia dal gas di scarico e l'altra utilizza l'eccesso di lavoro dell'albero per azionare un compressore a bassa pressione, una ventola. Ha un'efficienza propulsiva inferiore rispetto al turboprop, quando vengono operati alla stessa velocità di crociera e a velocità inferiori. Tuttavia, a velocità più elevate, il turbofan ha un vantaggio. Motori come il turbofan hanno iniziato a essere e sono ancora ampiamente utilizzati grazie ai loro alti valori di efficienza propulsiva rispetto a un turbojet. Questi valori sono spiegati dal flusso d'aria bypassato [6].

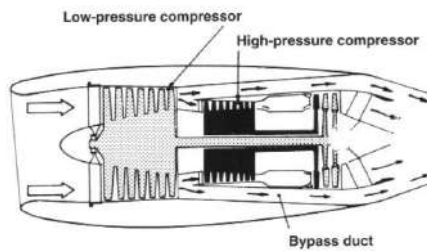


Figura 2.8: 涡轮扇 [6]

I motori ad aria bypassata si distinguono in due tipi, a basso bypass e ad alto bypass, in cui il bypass indica la quantità di aria che viene deviata rispetto all'aria che passa attraverso il nucleo del motore. Il motore è costituito da un compressore a bassa e alta pressione e dalle turbine corrispondenti, 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 per la combustione, con i due flussi d'aria che si uniscono poi nella sezione di scarico. Questo significa un minore consumo di carburante rispetto ai motori precedenti di simile spinta senza questa tecnologia, consentendo al motore di funzionare in modo efficiente a volo ad alta quota. L'uso predominante di questa tecnologia, in particolare dei motori ad alto 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 dimostrato nella figura 2.9.

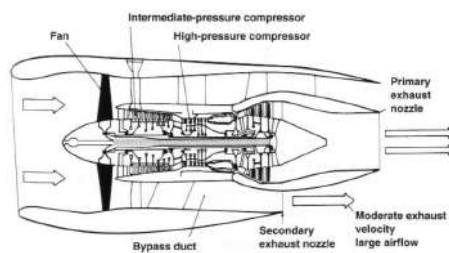


Figura 2.9: Motore ad alto bypass, Rolls Royce RB. 211 [6]

Il turbojet è un turbofan più semplice, il che significa che non ha un flusso d'aria bypassato. Ciò comporta una minore efficienza, anche se compensa 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 di termodinamica insieme alle loro proprietà. Pertanto, verrà presentato solo un riepilogo per evitare un'analisi estesa e profonda. Per informazioni più dettagliate sui cicli termodinamici e sui corrispondenti gas turbine, l'autore consiglia al lettore di consultare i seguenti libri, dove possono essere trovate 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, non è stata trascurata altra letteratura.

In sintesi, verrà presentato il funzionamento generale della turbina a gas, seguito dall'analisi del ciclo termodinamico ideale insieme all'analisi del comportamento ideale dei componenti del turbojet. Successivamente, vengono dimostrate le equazioni delle prestazioni del jet per soddisfare l'analisi di un ciclo di motore turbojet.

### 2.2.1 Ciclo di Lavoro

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

Il ciclo di lavoro inizia con l'aspirazione dell'aria nel compressore, il cui compito è aumentare la pressione tramite il lavoro meccanico dell'albero [6]. L'aumento della 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 combustibile, innalzando la temperatura a valori estremamente elevati. Mentre il gas brucia, il volume, così come la temperatura, aumenta a causa della struttura aperta della camera di combustione, mantenendo costante la pressione [8]. Il processo di combustione innalza lo stato energetico delle molecole a livelli elevati, consentendo la quantità necessaria di energia di essere efficacemente sfruttata 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 dell'asse [6]. A questo punto, le variabili del gas, pressione e temperatura, diminuiscono, mentre il volume aumenta. Infine, il flusso di gas raggiunge la fase finale, alla bocca 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 della pressione con una conseguente diminuzione del volume e un aumento della temperatura [8].
- Durante la combustione, si verifica un aumento della temperatura, mentre la pressione rimane costante e il volume aumenta [8].

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

Il ciclo di lavoro di una turbina a gas è, in generale, paragonato al ciclo di lavoro di un motore a pistoni a quattro tempi, tenendo conto delle quattro fasi simili di ciascun motore. Entrambi i motori iniziano il loro ciclo con la fase di induzione, seguita dalla compressione, combustione e espansione. Tuttavia, tutte le fasi del motore a pistoni si svolgono all'interno di un cilindro, mentre in un motore a getto, a ciascun componente è assegnata la funzione corrispondente, risultando in un'azione continua, invece che intermittente. Inoltre, la combustione in un motore a getto avviene a pressione costante, a differenza del motore alternativo, dove il processo di combustione si svolge in uno spazio chiuso. Pertanto, il motore a getto è in grado di operare su masse d'aria maggiori con componenti leggeri. Nella fase finale, la fase di scarico, i gas, espansi dalla turbina, escono dal 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 colpi a vuoto, di conseguenza, più combustibile può essere bruciato in un periodo di tempo più breve. Poiché il motore turbo-jet è un motore termico, con più combustibile bruciato, maggiore è la temperatura della camera di combustione, quindi si verifica una notevole espansione dei gas. Inoltre, viene prodotta una maggiore quantità di potenza per una data dimensione [8]. Affinché un motore a pistoni generi la stessa quantità di potenza, dovrebbe essere estremamente grande, pesante e la produzione sarebbe una seria sfida [6].

Quando il gas viene espulso dal 喷嘴, esso si disperderà progressivamente nelle condizioni ambientali, tornando al suo stato originale. Il ritorno del gas al suo stato originale implica che anche le variabili di stato ritornino alle loro condizioni originali, definito come un processo reversibile. Un processo per essere considerato reversibile deve combinare la reversibilità interna ed esterna. Se gli stati del gas possono essere ripristinati in una sequenza inversa, mentre un sistema è sottoposto a un processo in cui i gradienti di pressione e temperatura sono minori, il processo è definito come internamente reversibile. Nel frattempo, affinché un processo sia considerato esternamente reversibile, le variazioni atmosferiche che accompagnano il processo possono essere invertite in sequenza. Tuttavia, il processo reversibile è impossibile da realizzare a causa dei fattori irreversibili, come i gradienti di temperatura, pressione e velocità provocati dal trasferimento di calore, dall'attrito, dalle reazioni chimiche 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 l'estrazione delle relazioni termodinamiche per stimare la realtà [13].

## 2.2.2 Ciclo Termodinamico

### 2.2.2.1 Concetti Teorici

Vengono presentati ulteriori concetti da riconoscere, al fine di comprendere le condizioni e le proprietà dietro il ciclo termodinamico ideale che comprende tutte le combustioni delle turbine a gas, in particolare, il motore a reazione.

- Processo di Flusso Stazionario

Le turbine a gas sono generalmente costruite per un funzionamento continuo, in cui c'è un'approssimazione delle condizioni in cui operano. Assumendo che funzioni nelle stesse condizioni nel corso del tempo, il processo è definito come un processo di flusso stabile. Ciò significa che le proprietà del fluido rimangono le stesse per tutto il processo. Fluendo in un controllo volume, 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 totale di energia o potenza totale,  $E$ , sono costanti per tutto questo processo [14].

Il principio di conservazione della massa è applicato, affermando che, considerando un controllo volume, il tasso totale di massa in entrata è uguale al tasso totale di massa in uscita [14]. Poiché non c'è aumento o riduzione della massa, il tasso di flusso di massa,  $\dot{m}$ , è uguale dall'inizio alla fine del processo [14]. È espresso 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 ingresso e uscita, 1 e 2, rispettivamente, 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  $\rho$ ,  $V$  e  $A$  rappresentano densità, velocità di flusso e area della sezione trasversale.

Nel contesto del tasso totale di energia, l'energia rimane la stessa all'interno di un controllo volume, indicando nessuna variazione nella potenza totale. Questo semplifica il bilancio energetico a [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,  $\theta$ , è descritta come,

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

Dove  $h$ ,  $ke$  e  $pe$  sono definiti come 焓 o 内能, energia cinetica e energia potenziale.

L'interazione tra calore e lavoro è definita da un trasferimento di calore nel sistema, calore in ingresso, e dal lavoro prodotto dal sistema, lavoro in uscita [14]. Considerando che non ci sono cambiamenti nell'energia cinetica e potenziale, l'energia bilanciata è espressa in questo modo,

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

- Proprietà di Stagnazione

Nell'analisi dei volumi di controllo, è consueto unire l'energia interna e l'energia del fluido per formare una variabile già menzionata, l'enthalpy specifica,  $h$ . Per la maggior parte dei casi, l'energia cinetica e quella 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 termine definito come entalpia specifica di stagnazione 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 l'entalpia di stagnazione,  $h$  e  $h_o$ , rispettivamente.

Come risultato della conversione dell'energia cinetica in entalpia, aumentano la temperatura e la pressione. Queste proprietà del fluido sono riconosciute come proprietà di stagnazione o proprietà di stagnazione isentropica. L'entalpia e la temperatura di stagnazione di uno stato di stagnazione isentropico, e quello reale, sono le stesse, dato che il fluido è un gas ideale. La pressione di stagnazione reale differisce dalla pressione di stagnazione 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 stagnazione o totale, in altre parole, la temperatura che il gas ideale raggiunge quando viene portato a riposo in un processo 绝热, e, il termine  $\frac{V^2}{2c_p}$ , rappresenta l'aumento di temperatura durante il processo noto come temperatura dinamica [14].

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

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

Dove,  $P_o$  e  $\gamma$ , sono definiti come pressione di stagnazione e rapporto di 比热.

### 2.2.2.2 布雷顿循环

Si tratta di un ciclo termodinamico, idealizzato, presente in tutte le turbine a gas dotate dei componenti fondamentali, come il compressore, la 燃烧室 e la 涡轮 [15]. Il ciclo è suddiviso in due tipi: ciclo aperto e ciclo chiuso. Il primo ciclo consiste nell'aria, a pressione atmosferica

che viene aspirata nel compressore che aumenta la temperatura e la pressione dell'aria. L'aria pressurizzata prosegue verso la 燃烧室, dove viene mescolata con il 燃料, seguita dalla combustione, a pressione costante. Quando il processo di combustione è stato completato, il gas esce verso la 涡轮, a temperature estreme, dove avviene l'espansione del gas [14]. In questa fase, l'interazione del gas con la 涡轮 viene utilizzata per azionare il compressore. Il lavoro rimanente del gas viene utilizzato per accelerare il fluido convogliato dalla 排气喷嘴 verso l'esterno [16]. A causa dell'espansione del gas 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].

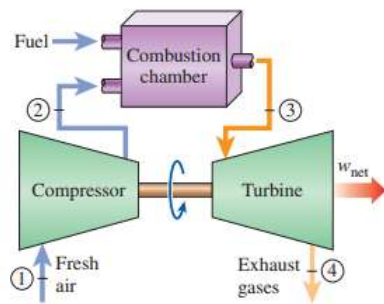


Figura 2.10: Ciclo aperto [14]

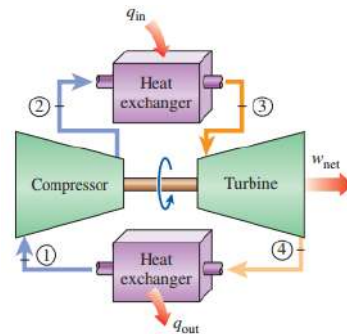


Figura 2.11: Ciclo chiuso [14]

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

Il ciclo di lavoro del motore a getto corrisponde a un ciclo 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 Brayton.

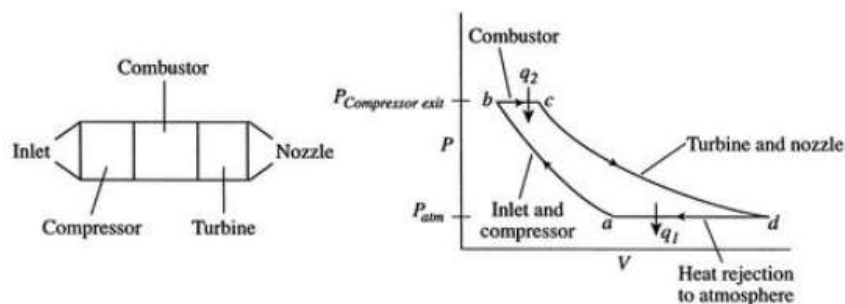


Figura 2.12: Componenti del motore a getto e stati termodinamici analoghi [16]

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 all'ingresso e compressore, in un processo isentropico [16].
- b-c: Combustione del combustibile a pressione costante [16].
- c-d: Nella fase di espansione, il volume aumenta insieme a una diminuzione della pressione e della 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 design, 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/P 膨胀等熵 [17].
- La fonte esterna di calore per la combustione e la massa del combustibile è trascurata [17].

#### Design

- La pressione atmosferica e i valori di temperatura [17].
- Il rapporto di compressione [17].
- Il numero di Mach in 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 reale del ciclo del turbojet è presentata nell'附录D.

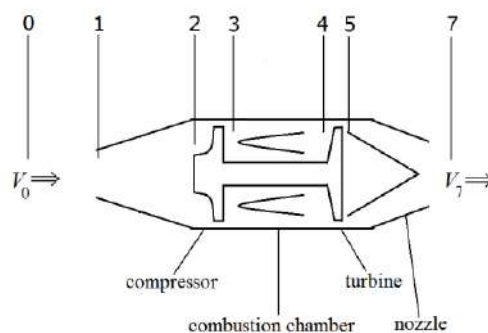


Figura 2.13: Numerazione della stazione del turbojet [16]

#### Descrizioni delle stazioni

- 0 : Flusso libero
- 1 : Ingresso dell'entrata
- 2 : Ingresso del compressore
- 3 : Uscita del compressore
- 4 : 涡轮入口
- 5 : 涡轮出口
- 6 : 喷嘴入口
- 7 : 喷嘴出口



## 理想行为组件分析

- Inlet(i)

Nel caso ideale, quando il flusso attraversa l'ingresso, si considera che sia isentropico. Questo renderà l'induzione, un processo con l'entalpia costante. I rapporti che riassumono il comportamento ideale dell'ingresso 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, 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/Fornace (b)

Come spiegato in precedenza nel ciclo di lavoro, il processo di combustione viene eseguito a pressione costante, che 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 si tratta di un processo 绝热 e a pressione costante, con combustione completa, quindi, l'efficienza di combustione,  $\eta_b$ , è uguale a uno. Inoltre, l'entalpia è il prodotto del 比热系数 a pressione costante e temperatura [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 di riscaldamento 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 passa attraverso 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 unità di massa del flusso d'aria.

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

Nel conto del ciclo ideale, la fase di espansione è considerata un processo isentropico. Pertanto, la turbina non ha perdite, sfruttando completamente l'energia in eccesso dovuta alla fase 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,

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

#### • 喷嘴 (n)

Il comportamento del nozzle in confronto al comportamento dell'inlet è uguale, cioè, il flusso è isentropico, mentre attraversa la fase specificata [17]. Concesse queste condizioni, il

## Design e Fabbricazione di un mini-turbojet

totale pressione e temperatura, equazione 2.26, del nozzle 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  
Reazione

Questa parte comprende le misure principali per valutare le prestazioni del turbojet in uno scenario ideale. Assumendo che il gas sia caloricamente perfetto lungo il ciclo, la pressione all'uscita del turbojet 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 il design riguardo alla temperatura di stagnazione massima consentita all'ingresso della turbina, da cui 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.

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

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

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 mediante l'equazione 2.33.

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

### 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 all'ingresso, all'aspirazione e nel getto di uscita, scarico. Inoltre, i componenti sono considerati irreversibili, ma adiabatici. Pertanto, si assumono efficienze isentropiche per l'ingresso, il compressore, la turbina e il getto [11].

- Inlet

All'ingresso, quando l'aria viene convogliata verso il compressore, si verifica una riduzione della pressione totale rispetto alla pressione del flusso libero. Questo 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 dell'ingresso,  $\eta_i$ . Le equazioni 2.34 e 2.35 presentate di seguito ottengono la pressione e la temperatura all'ingresso, 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, l'equazione 2.36 è,

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

#### • Compressore

In questa fase, la compressione avviene in un processo adiabatico irreversibile. Pertanto, l'associazione con l'efficienza isentropica del compressore,  $\eta_c$  [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 correlato all'efficienza del compressore,  $\eta_c$  [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,  $\eta_b$  [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 dell'uscita della 涡轮 è predefinita per rispettare le limitazioni dei materiali. Pertanto, il rapporto combustibile-aria, equazione 2.40, può essere calcolato da,

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

- 涡轮

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

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

Dove,  $\lambda$  rappresenta il rapporto tra la potenza necessaria per azionare il compressore e la potenza disponibile generata dalla turbina. I valori di questo parametro variano da m 75% a o 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

In questa fase, viene introdotta una pressione critica per verificare se il nozzle è strozzato o meno. Pertanto, la pressione critica è ottenuta dall'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  $\frac{P_{06}}{P_{crit.}} > \frac{P_{06}}{P_{0r}}$ , il nozzle è non strozzato. La velocità di scarico è calcolata dall'equazione 2.44.

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

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  $\frac{P_{06}}{P_{crit.}} < \frac{P_{06}}{P_{0r}}$ , il nozzle è strozzato, alterando l'equazione della temperatura di scarico, 2.46, in,

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

Riorganizzando l'equazione della velocità di scarico, 2.47, a,

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

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, 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, così come i diversi tipi e le loro funzionalità.

### 2.3.1 进气喷嘴

La 进气喷嘴 è come un filtro dell'aria per il 压缩机. In altre parole, quando l'aria viene convogliata al 压缩机, la 进气喷嘴 è responsabile dell'allocazione e del controllo del 气流, cioè fornisce la quantità necessaria di 气流 al motore. Prima che il 气流 entri nel 压缩机 in modo fluido, la 进气喷嘴 ha svolto il suo compito fornendo un 气流 uniforme, stabile e di alta qualità al 压缩机. L'进气口 è, indirettamente, responsabile della generazione di 推力, essendo considerato uno dei principali 组件 appartenenti a un 涡轮喷气发动机 [6].

Lo sviluppo della 进气喷嘴 è uno studio e un'applicazione estensiva delle leggi della dinamica dei fluidi al fine di controllare il 气流 a velocità di volo subsoniche o supersoniche. La distinzione del regime di volo è fatta in base al numero di Mach, in cui l'进气口 è in funzione. Per un numero di Mach inferiore a 1.0, opera in una condizione subsonica 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.

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

Considerando che il flusso d'aria entra nel compressore in modo uniforme è un presupposto idealizzato perché, in realtà, componenti come il pylon del motore, l'ala e la fusoliera si discostano dall'ideale, il che influisce sul 气流 e mina le prestazioni del 进气喷嘴. Il vento trasversale e il vortice sono esempi di compromissione delle prestazioni dell'进气口. In uno scenario di vento trasversale, più forte è, più rischioso diventa, per il motivo che, la velocità al bordo potrebbe superare la 声音速度 in quella zona, mettendo a rischio le alette a causa dell'aumento conseguente della velocità del flusso aggiunto dal lato sopravento dell'进气口. Un esempio di vortice è il vortice di terra.

Può svilupparsi a causa del posizionamento del motore sotto le ala che viene successivamente assorbito dall'进气口, il che potrebbe avere un impatto negativo sulle prestazioni dell'进气口 [6].

La progettazione dell'entrata per un flusso d'aria subsonico presenta un labbro ben arrotondato, come mostrato nella figura 2.14, per prevenire la separazione del flusso, risultando in un labbro più spesso rispetto a un labbro affilato per un flusso d'aria supersonico. Per quanto riguarda la sezione trasversale dell'entrata, per la velocità subsonica, essa ha una forma rotonda o ellittica, mentre per le entrate a velocità supersonica, presentano un cono centrale per ridurre drasticamente il flusso a velocità subsoniche o un'entrata di forma rettangolare, mostrata nelle figure 2.15 e 2. 16 [26].



Figura 2.14: Ingresso Subsonico [26]



Figura 2.15: Ingresso Supersonico Assimetrico [26]



Figura 2.16: Ingresso Supersonico Rettangolare [26]

## 2.3.2 Compressore

La compressione dell'aria è vitale per le turbine a gas e la responsabilità di garantirla è del compressore. Il suo principio è quello di convertire l'energia meccanica, fornita dalla turbina sotto forma di lavoro, in energia di pressione. Quindi, migliore è la conversione, migliore è 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 di cui il compressore ha bisogno per aumentare l'energia di pressione. Il secondo, il rapporto di pressione del compressore, è il rapporto tra la pressione totale alla liberazione del compressore e l'ingresso del compressore. Il terzo, il flusso d'aria, indica il volume di flusso d'aria che il compressore è in grado di elaborare in un'unità di tempo. Questi tre parametri sono interconnessi e svolgono un ruolo importante nelle prestazioni del compressore. Ad esempio, il rapporto di pressione del compressore è direttamente collegato al thrust, al consumo di carburante e all'efficienza del motore [6].

### 2.3.2.1 离心

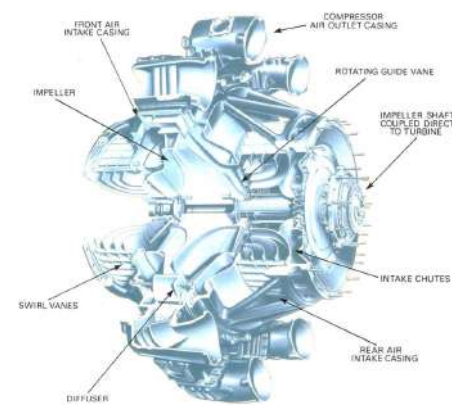


Figura 2.17: 压缩机 [8]

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

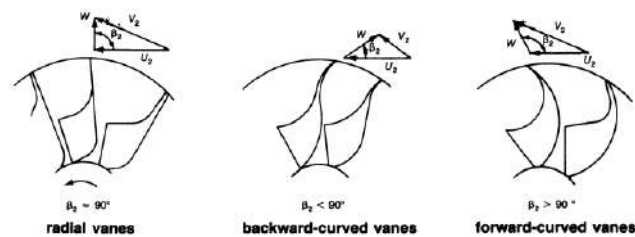


Figura 2.18: Tipi di 叶轮 [27]

Quando l'aria passa attraverso il 叶轮, ci sono cambiamenti nella pressione e nella velocità. Queste alterazioni possono essere osservate nella figura 2.19, dove è tracciato un grafico di pressione e velocità, descrivendo il passaggio del 气流 attraverso gli elementi del 压缩机.

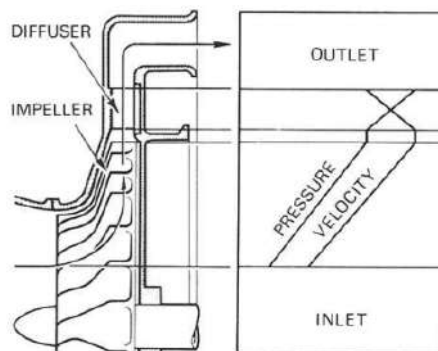


Figura 2.19: Evoluzione della Pressione e della Velocità attraverso il sistema 叶轮 - 扩散器 [27]

Questo compressore è una scelta per le turbine a gas più piccole perché è più semplice, ha costi di produzione ridotti e alta stabilità, il che significa un maggiore intervallo 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 riguardanti i tre impeller può essere visto nella tabella 2.1.



Tabella 2.1: Vantaggi e svantaggi dei diversi 叶轮 [27]

Types of Impellers	Advantages	Disadvantages
<i>Radial vanes</i>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Reasonable compromise between low energy transfer and high absolute outlet velocity</li> <li>2. No complex bending stress</li> <li>3. Easy manufacturing</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Surge margin is relatively narrow</li> </ol>
<i>Backward-curved vanes</i>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Low-outlet kinetic energy = low-diffuser inlet mach number</li> <li>2. Surge margin is wide</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Low-energy transfer</li> <li>2. Complex bending stress</li> <li>3. Hard manufacturing</li> </ol>
<i>Forward-curved vanes</i>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. High-energy transfer</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. High-outlet kinetic energy = High-diffuser inlet mach number.</li> <li>2. Surge margin is less than radial vanes</li> <li>3. Complex bending stress</li> <li>4. Hard manufacturing</li> </ol>

### 2.3.2.2 轴向

Il compressore assiale, figura 2.20, è il più utilizzato nei progetti di motori per gli attuali aerei perché può fornire alti rapporti di pressione e alti flussi di massa contemporaneamente, consentendo la realizzazione di motori ad alta spinta. Questo compressore è composto 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, aumentando così la pressione statica e prevenendo il flusso da spirale [28]. Agendo come aerei di stralamento che rimuovono il vortice, le pale del statore lo fanno grazie al loro angolo variabile che corregge il flusso dal rotore e dirige il flusso nella direzione corretta per il successivo rotore [6]. Abbassando l'angolo di attacco, i statori variabili riducono la tendenza al collasso [17]. La pressione e la velocità attraverso il compressore assiale sono dimostrate nella figura 2.21.

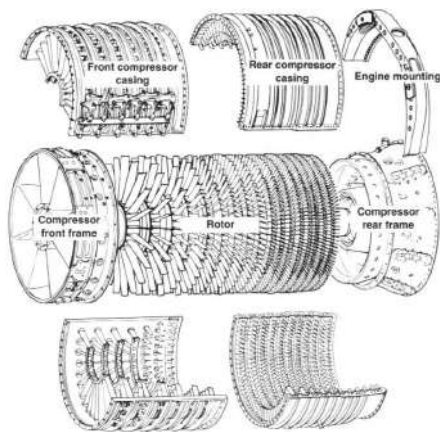


Figura 2.20: 压缩机 [6]

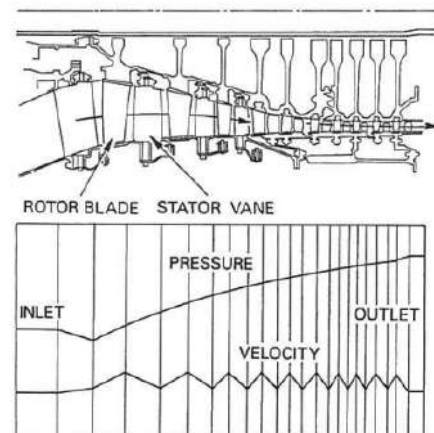


Figura 2.21: Cambiamenti di 压力 e 速度 in un 轴流压缩机 [8]

Una fila di un rotore, con una fila di stator vanes è chiamata un livello. Ogni livello ha un aumento di pressione basso. L'aumento è piccolo a causa dell'angolo di deflessione delle alette, e, il tasso di diffusione deve essere limitato per prevenire il distacco dell'aria dalle alette che potrebbe essere seguito da un blade stall. Per sopprimere questo effetto, sono state create le "bleed valves" per rilasciare parte dell'aria dalle alette nelle file intermedie e nel statore variabile. Controllando il più possibile per prevenire queste perdite, il corpo del 压缩机 può essere costruito per avere 多级, che,

quando si confronta con il compressore centrifugo con la stessa area frontale, ottiene rapporti di pressione più elevati, generando molto più spinta. Ecco perché il compressore assiale è scelto per la maggior parte dei motori degli aerei [6]. Altri vantaggi sono la riduzione dell'aria dinamica resistenza grazie a una sezione trasversale più piccola e non c'è bisogno di deviare il flusso a causa dei flussi d'aria in una direzione uniforme verso la turbina [8].

Questi motori possono essere composti da più di un asse. L'asse è l'albero che collega il compressore e la turbina, su cui quest'ultima ruota. Se c'è solo un insieme di compressore e turbina, il dispositivo di propulsione è classificato come un singolo asse, come mostrato nella figura 2.22. Un sistema multi-asse consiste in due o più assemblaggi di rotori, con ogni rotore azionato dalla propria turbina [8]. Un esempio di un sistema multi-asse è dimostrato nella figura 2.23.

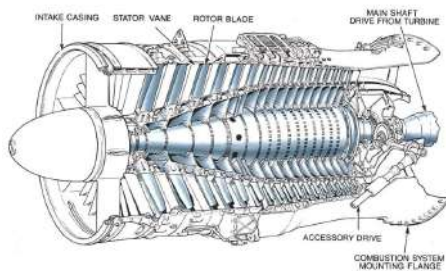


Figura 2.22: Compressore assiale a singolo asse [8]

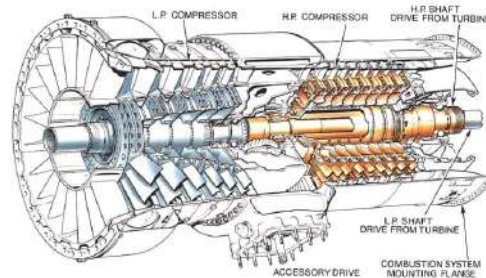


Figura 2.23: Compressore assiale a doppio asse [8]

Se il compressore ruota a una velocità ottimale, raggiunge rapporti di pressione più elevati. Con valori di rapporto di pressione elevati, l'efficienza del carburante migliora, ma ci sono delle limitazioni. La scocca tende ad espandersi e deformarsi, rendendo necessaria una scocca del compressore più pesante per supportare le sollecitazioni da vibrazione.

[8].

### 2.3.3 Espansore

L'espansore o statore è un sottocomponente del sistema del compressore, che reindirizza il rapido flusso d'aria radiale proveniente dall'asse di rotazione al combustore, convertendo l'energia cinetica residua in energia di pressione [29].

Il sistema di espansione può essere distinto in due tipi, con alette o senza alette. Lo spazio anulare senza alette è facilmente prodotto e potrebbe essere efficiente. Poiché non ha alette, l'angolo corretto delle alette non diventa una preoccupazione con la conseguenza di interrompere il flusso. Tuttavia, l'espansore senza alette non sarebbe la scelta appropriata poiché il condotto di 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 dell'espansore, 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].

有叶片扩压器可以使导向叶片沿压缩机旋转方向弯曲，或沿相反方向弯曲，甚至可以有扩展的叶片，形成厚楔形，可以钻孔。后者允许在气流中不干扰地固定螺栓。这些类型，如图 2.24 所示，分别被识别为直扩压器叶片、前弯叶片和楔形叶片扩压器。此外，这种扩压器类型具有叶片。

通过消除残余的螺旋运动 [29]，抵消气体的扭转运动，避免气体压力的下降。

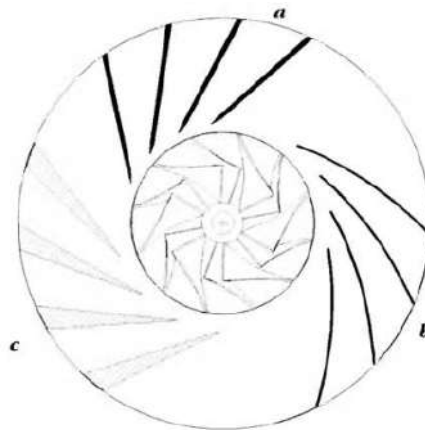


Figura 2.24: Tipi di espansori [29]

#### 2.3.4 燃烧室

È nella 燃烧室, vedere figura 2.25, che avviene quasi tutto l'aumento dell'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, data l'importanza che ha nei costi operativi e di autonomia [17]. È qui che il combustibile viene bruciato dopo essere stato mescolato con l'aria indotta dal compressore, seguito da un rilascio di energia termica, dopo la combustione, dove l'aria sarà espansa e accelererà attraverso un flusso [6]. Affinché l'aria sia uniformemente

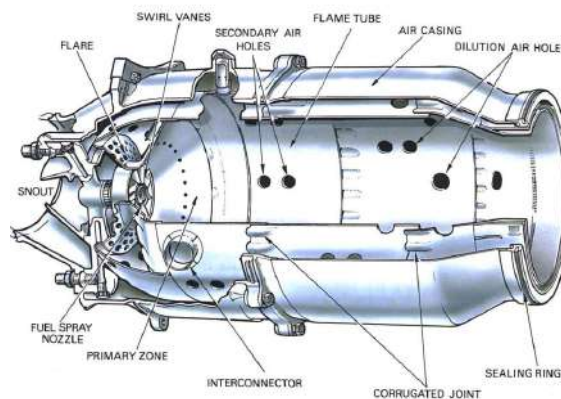


Figura 2.25: 燃烧室 [8]

加热时，必须在燃烧时进行温度控制，并使用足够的材料以抵抗燃烧过程中的极端温度。燃烧室支持从650到1150摄氏度的预热空气的热量增加差异，这些空气以250到550摄氏度的温度进入燃烧室。然而，只有20%的空气质量流量通过燃烧室的主区（燃料燃烧发生的地方），通过涡流叶片刺激热气体的再循环，以及支持涡流发生器的小孔盘。这种再循环是由涡流叶片产生的，它们属于一个整体部分，称为鼻部，降低气流流速，使其保持在所需值，以保持火焰持续点燃，贯穿整个操作范围。此外，

还有 20% 的气体通过次级空气孔，混合热气以降低温度，然后再到达涡轮 [8]。

Negli fori dell'aria secondaria, l'aria passa attraverso le pareti esterne e interne del tubo di fiamma, entrando dopo che il flusso adiacente ha attraversato 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 sostenere 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 una prestazione indesiderata della camera, è stato sviluppato uno spazio nel tubo di fiamma, in modo che il flusso d'aria raffreddi le pareti del tubo di fiamma, prevenendo il surriscaldamento. In media, per scopi di raffreddamento, viene utilizzato il 40 per cento di un totale di 60 per cento di aria non utilizzata per la combustione [6] . Poi un altro 20 per cento 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 di raggiungere la turbina [8] . La distribuzione dell'aria all'interno del bruciatore è dimostrata, qui sotto, nella figura 2.26.

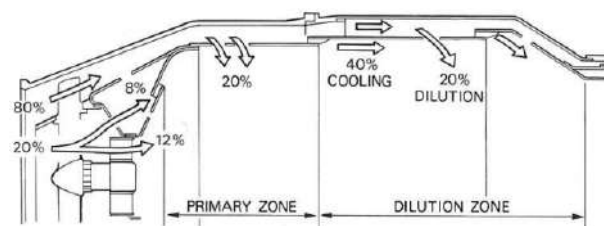


图 2.26: 空气在燃烧器内部的分布 [8]

#### • 多重燃烧室或罐式燃烧室

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

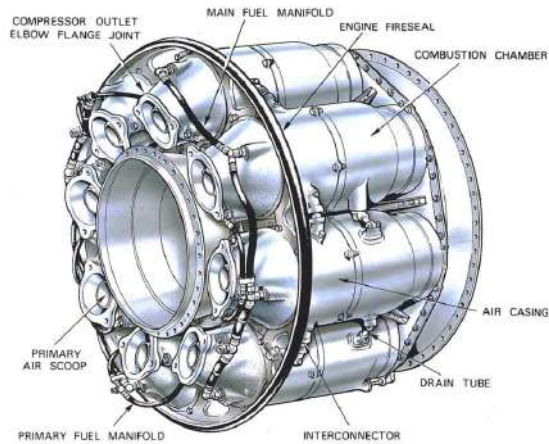


Figura 2.27: Camera di combustione multipla [8]

- Camera di combustione tubo-annulare o camera di combustione can-annulare

È emersa come un termine intermedio tra la camera a canna e quella annulare, migliorando i difetti di ciascuna, combinando le loro caratteristiche più forti. Questa camera di combustione, mostrata nella figura 2.28, si differenzia dalle camere di combustione multiple per un involucro esterno che circonda le diverse camere per l'apporto di aria secondaria, diventando più meccanicamente stabile rispetto a prima. Questo miglioramento ha reso un utilizzo più efficiente dello spazio disponibile [6].

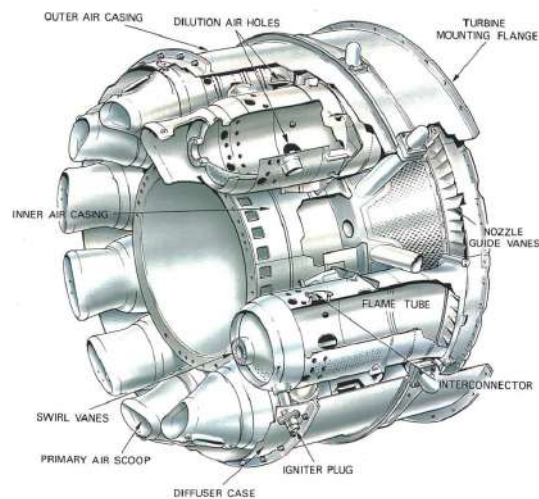


Figura 2.28: Camera di combustione tubo-annulare [8]

- Camera di combustione annulare

Si tratta di un singolo tubo di fiamma, dimostrato nella figura 2.29, in una forma anulare, che utilizza in modo più efficiente lo spazio volumetrico, consentendo 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. Di conseguenza, impatta il costo di produzione riducendolo [8].

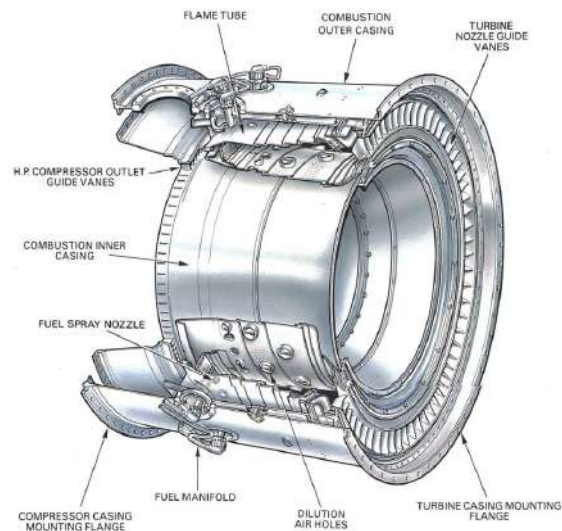


Figura 2.29: Camera di combustione annulare [8]

### 2.3.5 Turbina

La turbina è un componente primario per il generatore di gas, che aziona il compressore. È prioritaria la sua funzionalità di prelevare l'energia contenuta nel gas caldo, che proviene dalla combustione, assorbendo l'energia all'impatto del flusso di gas con le alette. Estrae l'energia quando il gas caldo, a temperature elevate, 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 realizzabile convertendo l'energia cinetica in energia di pressione e lavoro [8].

#### 2.3.5.1 Assiale

La maggior parte dei motori negli aerei ha turbine assiali a flusso assiale a causa del maggiore flusso di massa in ingresso. Questo tipo di turbina è caratterizzato da un insieme di un statore e un rotore, nell'ordine rispettivo. Un statore è un ugello fisso con guide alette di un sezione di profilo alare che regola il flusso dalla camera di combustione alla turbina rettificando il percorso del flusso, accelerando il gas e creando un effetto ugello, da cui il suo nome. Seguito da una ruota rotante che utilizza l'energia cinetica per creare movimento [8].

Affinché l'estrazione di energia sia efficace, le alette della turbina inducono un vortice nel flusso di gas per ottenere un lavoro uniforme lungo la lunghezza delle alette. Il design delle alette avrà un effetto sul flusso espulso dalla turbina, trasformandosi 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 功率需求 che influenzerà il numero di 级数 in una turbina. Sebbene il numero di 级数 che devono essere aggiunti non dipenda solo dalla 功率需求 ma anche da, 转速, 最大允许涡轮直径 e dal numero di 压缩机轴. Ad esempio, i motori con alto 压缩比 tendono ad avere due alberi per azionare il 压缩机 a bassa e alta pressione [6].



Il movimento rotazionale provoca stress nel 涡轮盘 che si accumula insieme al quadrato della velocità [8].

Nuovi materiali e tecniche di raffreddamento sono stati sviluppati per supportare le alte temperature e pressioni. Un materiale, generalmente utilizzato, nelle velocità delle alette, è rappresentato dalle 镍基超级合金 grazie all'alta resistenza alla creep e alla resistenza alle alte temperature [30]. Anche così, 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, il cambiamento del flusso o il gioco delle punte [6].

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

La turbina ad 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 alette della turbina. Il gas scorre attraverso le 喷嘴导向叶片 uscendo con una velocità maggiore, riducendo pressione e temperatura. Nella fase del rotore, il flusso accelerato impatterà sulle alette del rotore, riducendo la velocità a causa dell'energia trasferita dal gas alle alette. Questo scambio di momento porterà alla rotazione della ruota.

[6].

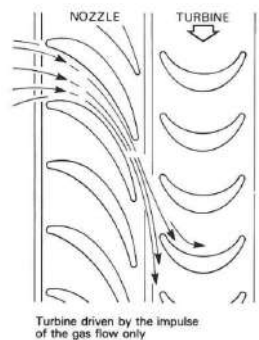


图 2.30: 冲击涡轮 [8]

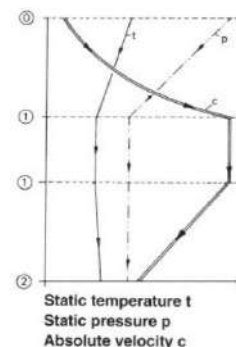


图 2.31: Variazione delle proprietà in tutto [8]

Osservando la figura 2.31, ci sono tre fasi distinte. Quando il gas entra nelle alette di guida del ugello, corrispondente alla fase zero a uno, subisce una diminuzione di pressione e temperatura con un aumento della velocità. Successivamente, durante la fase uno, mentre il gas esce dalle alette di guida del ugello e raggiunge le alette del rotore, temperatura, pressione e velocità rimangono costanti. Poi passa nel percorso delle alette del rotore, fase 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 della temperatura a causa dell'attrito [8].

La turbina a reazione non differisce molto dalla turbina a impulso. La differenza sta nelle alette del rotore. In altre parole, il percorso delle alette del rotore, a causa del design della lama, 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 alette, causando la rotazione del rotore [8].

La restrizione nelle sezioni trasversali del percorso di flusso causa l'effetto della bocchetta spiegato in precedenza. Inoltre, c'è una leggera riduzione della temperatura e della pressione rispetto alla turbina ad impatto.

### 2.3.5.2 Radiale

Dall'uso iniziale in un volo con motore a reazione, alla fine di  $f$  1930 , fino all'utilizzo dei turbocompressori, la turbina a flusso radiale è impiegata per vari scopi, ad esempio, nei gas liquefaction expanders nell'industria petrolchimica, nelle piccole turbine a gas che forniscono potenza ai elicotteri o come unità di generazione [27] .

Una turbina radiale presenta un grande vantaggio per la produzione di lavoro. Questo tipo di turbina fornisce più potenza rispetto a due o più stadi di una turbina assiale. Inoltre, il costo per la sua fabbricazione è inferiore a quello di una turbina assiale singola o multistadio. Tuttavia, in termini di efficienza, questo tipo di turbina perde rispetto al tipo assiale, che è il motivo principale per cui il tipo assiale è principalmente applicato ai motori degli aerei [27] .

La turbina a flusso radiale è suddivisa in due tipi:

- Turbina radiale a flusso in cantilever

Questa turbina, osservata nella figura 2.32, è simile a una turbina a bassa reazione o a impulsione a causa dell'assenza di accelerazione del flusso attraverso la turbina. È caratterizzata dall'assenza di angoli di ingresso radiali e dall'avere alette cantilever bidimensionali. I valori di efficienza bassi e le complicazioni nella produzione sono la ragione del loro raro utilizzo [27] .

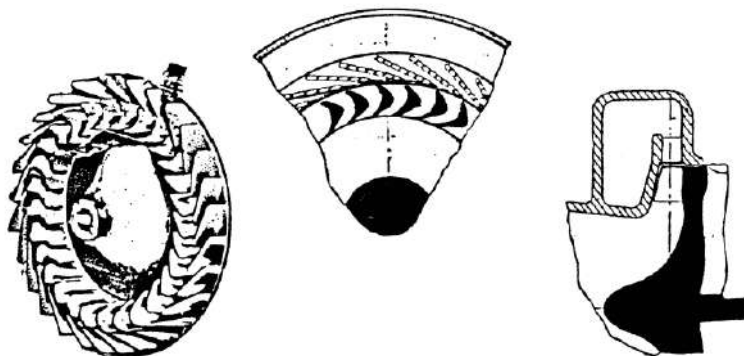


图 2.32: 悬臂径向流入涡轮 [27]

- 混合流径向流入涡轮

Questa turbina, mostrata nella figura 2.33, è composta, innanzitutto, da una spirale che raccoglie, da un singolo condotto, il flusso, fino alle alette della bocchetta che sono spesso utilizzate come spruzzatori senza alette, come nei turbocompressori dove l'efficienza non è importante a causa dell'eccesso di energia nei gas di scarico. Con un design a pale, il flusso è diretto dalle alette, accelerandolo. Queste alette sono fuse nel mozzo o nel disco, provocando una forza normale alla direzione del flusso. Quando il flusso raggiunge la sezione terminale curva delle alette o dell'exducer, parte della forza della velocità tangenziale viene rimossa. Infine, il flusso arriva all'uscita dell'espansore, dove l'alta velocità assoluta dell'exducer viene trasformata in pressione statica [27] .



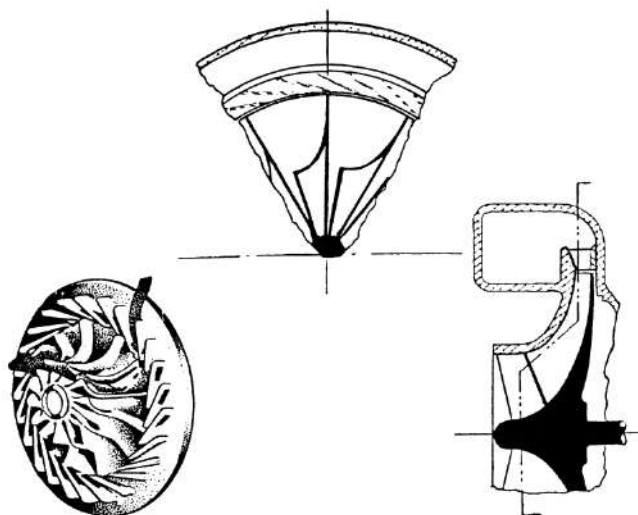


Figura 2.33: Turbina a flusso misto radiale [27]

### 2.3.6 Spruzzatore di scarico

L'ultimo componente di un turboreattore è responsabile della generazione di spinta, separando il turboreattore dal funzionare come un generatore di gas, come riferito in precedenza. Il suo metodo di produzione della spinta consiste nel convertire l'entalpia residua in velocità di scarico [29].

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

- Spruzzatore 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 dello spruzzatore, rispetto alla pressione ambientale, scaricando il flusso fino a raggiungere la pressione ambientale, dove il gas si espanderà completamente. Se questo spruzzatore scarica a velocità sonica, dove il tasso di flusso di massa è massimo, lo spruzzatore è considerato strozzato. È principalmente applicato in aerei commerciali e militari ad alta subsonica [6].

- 发散喷嘴

L'area del cross-section aumenta raggiungendo la sua dimensione massima all'uscita.

Questo fa sì che il flusso di fluido si diffonda attraverso la 喷嘴, decelerando il flusso [31].

- 收敛-发散喷嘴

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 il ugello a geometria variabile spesso utilizzato per aggiungere più spinta [6]. La figura 2.34 è un disegno dell'ugello convergente e divergente.

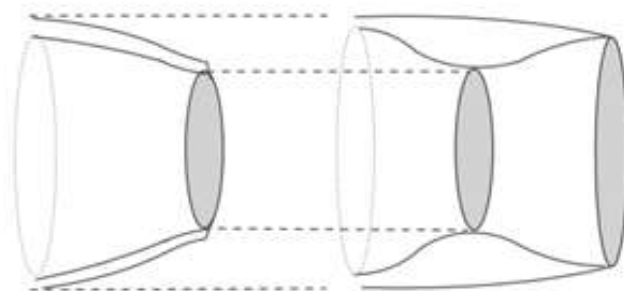


Figura 2.34: Spruzzo Convergente-Divergente

## 2.3.7 Sistema di carburante

### 2.3.7.1 Carburanti

La selezione del carburante appropriato per un motore turbojet di piccole dimensioni dipende dall'energia massima disponibile per chilogrammo di carburante [10]. I carburanti con un alto calore specifico di combustione includono benzina, kerosene, diesel, JP1 a JP8, che sono diversi tipi di benzina per jet, propano e gas butano. Se possibile, l'uso della benzina per jet tipo quattro kerosene e benzina sono le migliori opzioni da utilizzare 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 kerosene, ha un'alta densità energetica, rendendolo preferibile per l'uso poiché è facilmente reperibile, essendo disponibile in ogni stazione di servizio [10]. Inoltre, la miscela di vapore diesel e aria ha una temperatura di accensione più bassa, circa 300 gradi Celsius, rispetto alla miscela di vapore benzina e aria che necessita di una temperatura superiore a 600 gradi Celsius per accendersi [10].

小型涡轮喷气发动机最合适的燃料是气体燃料，特别是丙烷或丁烷。除了这些气体外，甲醇的使用也可以考虑，尽管其低能量密度对其选择不利。由于加压气体自发地流过发动机，因此这种燃料类型的燃料泵是可有可无的 [29]。在所述的气体燃料类型中，丙烷被认为更适合静态测试或开发工作 [10]。尽管有这些好处，但由于其低能量密度，这种气体需要一个体积是相同质量柴油燃料两倍的压力罐 [10]。所讨论的燃料的差异可以在所示的表格中辨别，表 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 <sup>(1)</sup>	0.79
H <sub>hi</sub> [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) <sup>(2)</sup>						
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 Combustibile

L'aria e la miscela di combustibile possono essere realizzate mediante atomizzazione o vaporizzazione del combustibile. La prima è una tecnica comune utilizzata negli aerei di dimensioni normali, dove la qualità della combustione dipende, in larga misura, dalla dimensione delle gocce del combustibile atomizzato. La complessità di questa tecnica supera i suoi benefici per l'iniezione in piccoli motori [29].

La vaporizzazione del combustibile consiste in piccoli tubi, noti come vaporizzatori, dove scorre il gas preriscaldato, vaporizzando parte del combustibile prima di raggiungere la zona principale. Il combustibile viene spinto attraverso tubi sottili, ognuno dei quali è collegato a un singolo tubo ad uncino. L'aspetto vantaggioso di questo sistema è che il combustibile si mescola con l'aria prima di entrare nella zona di combustione. Sfortunatamente, l'efficacia di questo metodo può essere confermata solo attraverso esperimenti sistematici; ad esempio, se il vaporizzatore è sovraesteso, la temperatura tende ad aumentare [29]. I tipi di iniezione del combustibile possono essere visti nella figura 2.35.

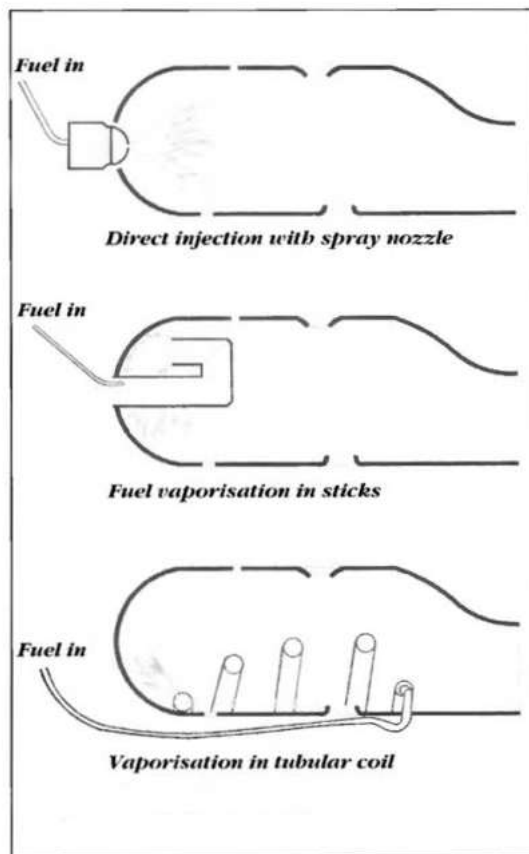


Figura 2.35: Modalità di Iniezione del Combustibile [29]

## 2.4 Fondamenti del 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. Sebbene il creatore considerato del turbocompressore sia stato un ingegnere svizzero, Alfred Büchi, che brevettò la sua invenzione nel 1915, come dimostrato nella figura 2.36 [32].

Questo dispositivo è composto da un compressore e una turbina collegati da un albero comune, forzando l'aria compressa nel motore.

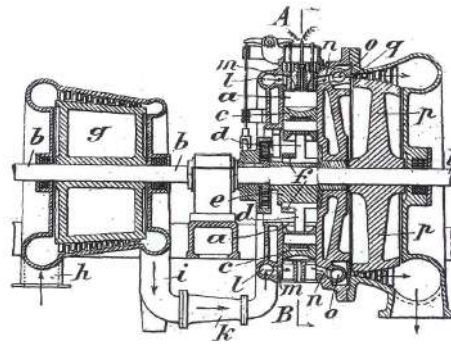


Figura 2.36: Turbocompressore, brevetto di Alfred Büchi [32]

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

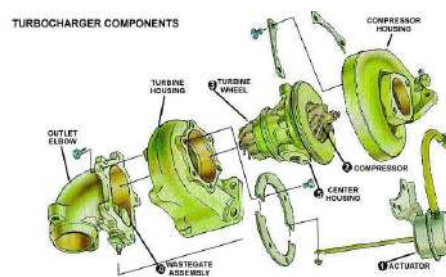


Figura 2.37: Componenti del turbocompressore

La turbina utilizza i gas di scarico del motore come modo 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 del combustibile-aria, poiché la quantità di combustibile è proporzionale all'eccesso d'aria [33].

Con una maggiore combustione di combustibile, aumenta la potenza in uscita così come l'efficienza dell'interno combustione motore. 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 comporta la progettazione delle alette del compressore e della turbina, così come delle loro custodie. I progetti delle alette vengono analizzati in CFD, dinamica dei fluidi computazionale, per comprendere come fluisce l'aria. Per quanto riguarda la progettazione delle custodie, il gap tra il rotore deve essere abbastanza ridotto 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 la custodia [33].

In generale, se sono necessarie ulteriori informazioni su un specifico turbocompressore, il fabbricante ha un grafico che descrive le prestazioni del compressore del turbo, in cui sono inclusi il rapporto di pressione, la qualità del flusso massico, la velocità del turbo e le regioni di efficienza. Il grafico, chiamato mappa del compressore, fornisce dettagli importanti, consentendo di conoscere quale sarebbe il tasso di flusso d'aria per, specificamente, questo compressore, a un dato rapporto di pressione. La figura 2.39 è presentata, riconoscendo le diverse caratteristiche di prestazione nel grafico. Subito sotto, c'è una breve spiegazione delle caratteristiche osservate [34].

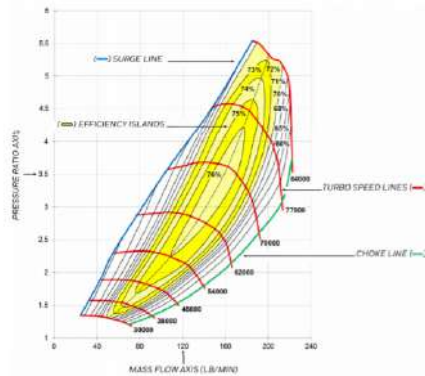


Figura 2.39: Esempio di una Mappa del Compressore [34]

- Rapporto di pressione: rapporto tra la pressione assoluta di uscita e la pressione assoluta di ingresso [34].
- Qualità del flusso massico: massa d'aria che passa attraverso il compressore durante un dato periodo di tempo [34].
- La linea di surgelamento: 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 fallimento del turbo, causato da un carico di spinta elevato [34].
- La linea di strozzamento: è la linea che separa il massimo tasso di flusso di massa che il compressore può elaborare, sul lato sinistro della linea, dall'incapacità del compressore di elaborare il flusso a causa delle velocità sonore raggiunte, al rotore, in ingresso dal flusso, ostacolando l'aumento del tasso di flusso [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, anche se non è il grafico reale delle prestazioni del compressore, il che ha reso difficile ottenere un tasso di flusso di massa esatto per un dato rapporto di pressione. Il grafico rappresenta la mappa del compressore del modello turbo, RH31 V Z21, simile al turbo IHI RHF F3 [36].

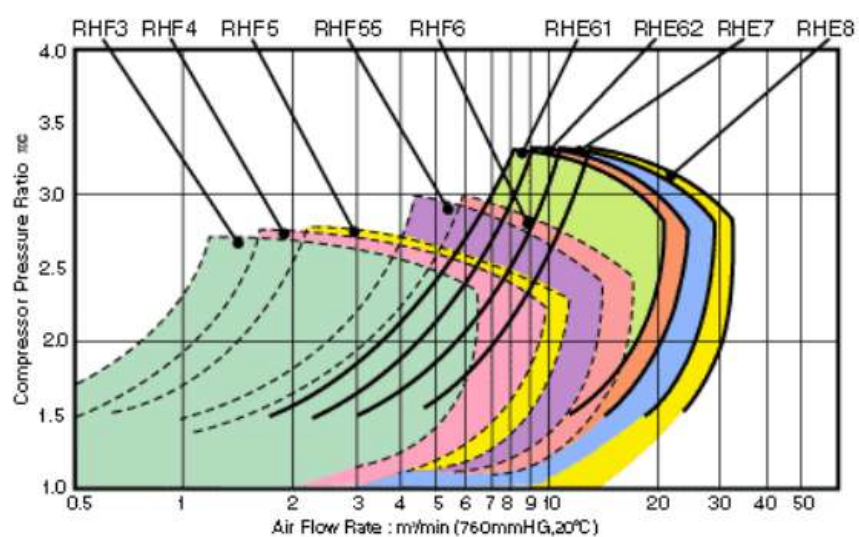


Figura 2.40: Mappa del Compressore RHB31V Z21 [36]

# Capitolo 3

## Metodologia

Questo capitolo evidenzia come è stata realizzata la progettazione e il processo di produzione di ciascun componente del mini-turbojato. Viene progettato ogni componente del motore, spiegando come sono state ottenute le dimensioni per la progettazione 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 la dimensione di questo motore è il compressore. Il compressore scelto per questo progetto sperimentale proviene dalla compagnia di turbo IHI, il modello RHB31 VZ21 .

Dall'esame della letteratura, i compressori utilizzati in progetti simili, ad esempio, il turboreattore di Kamps o il turboreattore WPI, erano centrifughi per offrire un maggiore rapporto di compressione e 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 turbos. Poiché era già stato acquistato, questo compressore è stato utilizzato per sviluppare questa tesi.

La progettazione del compressore deve essere effettuata con le misure esatte, affinché il design sia accurato. Per fare ciò, sono stati contattati i produttori di turbo. Tuttavia, non è stato possibile per loro fornire queste dimensioni poiché 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 nella figura 2.40.

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

Secondo Kamps, un modello di un turboreattore può essere prodotto utilizzando le sue dimensioni del turboreattore 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 circa 0,55. Da questo valore, sono state ottenute le dimensioni stimate dei pezzi del motore.

#### 3.1.2 进气法兰

Questo pezzo è la copertura del motore sul lato del compressore che fissa l'espansore all'esterno della carcassa. È stato progettato sulla base del progetto del Worcester Polytechnic Institute [37], adattando le sue dimensioni secondo le dimensioni della guaina del compressore e della carcassa esterna di questo motore, in modo che il design si adattasse alla carcassa esterna con un'intercapedine molto ridotta. Inoltre, i fori per i bulloni

sono stati realizzati per allinearsi con i fori dell'espansore e della carcassa esterna, per un migliore 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 Compressore esterno

Questo componente è stato progettato in base al diametro delle pale dell'espansore, per non sovradimensionare il guscio e per allineare i fori delle viti con i fori delle pale dell'espansore. Successivamente, si è proceduto alla parte che accoglie il compressore. La distanza dell'entrata che circonda il compressore non deve superare i 0,3 millimetri per raggiungere efficienze tollerabili [29].

Tuttavia, per avere successo nella progettazione del guscio del compressore rispettando la tolleranza, sarebbe dovuta essere effettuata una scansione 3D del compressore, per poter determinare la curvatura del compressore rotante. Poiché non è stato possibile ottenere una scansione 3D, il guscio è stato progettato tracciando le circonferenze del diametro dell'exducer e dell'inducer del compressore. Nella figura 3.1 si trova il punto di partenza per questo design.

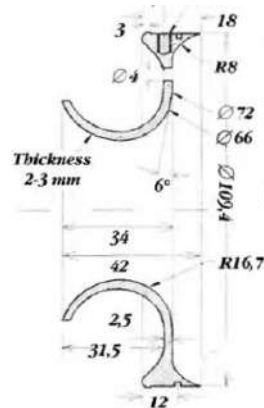


Figura 3.1: Compressore esterno [29]

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 Espansore

Il pezzo più complicato e impegnativo da progettare è stato l'espansore. Il primo passo da compiere è stato scegliere lo stile dell'espansore: senza pale o con pale, e, se è con pale, decidere tra pale dritte, curve in avanti o pale a forma di cuneo. Dagli esempi osservati nella letteratura, si è optato per progettare un espansore a pale a forma di cuneo tenendo in considerazione i bulloni di fissaggio, che consentono al compressore esterno di aderire all'espansore e di evitare perdite del flusso di gas [29].

Innanzitutto, è stato dimensionato l'espansore in base all'espansore di Kamps. Il libro di Thomas Kamps, [29] indica le dimensioni dell'espansore e include il profilo della lama assiale, mostrato nella figura 3.2 e d 3.3.



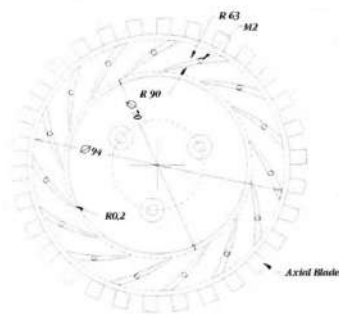


Figura 3.2: Espansore [29]

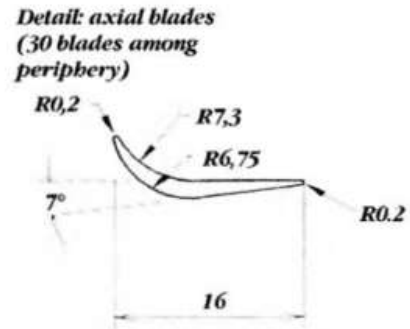


Figura 3.3: Profilo delle Pale dell'Espansore [29]

### 3.1.5 Albero e 轴壳

Esaminando i progetti degli alberi dei mini-turbojato come il KJ66, l'AMT Olympus o il motore 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.

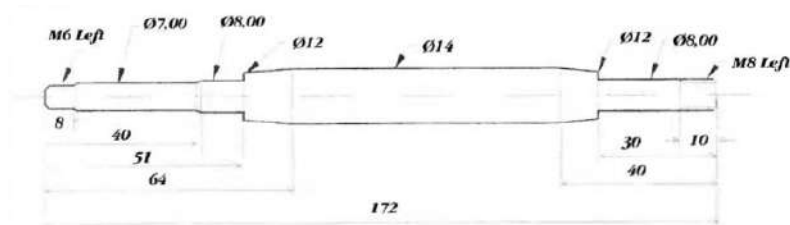


Figura 3.4: Albero [29]

L'albero ospita due 轴承, situati nei sedili per 轴承, posizionando il 轴承 su entrambi i lati dell'albero. I gradini servono per un accoppiamento stretto dei 轴承 per prevenire il loro spostamento. Per produrre questo albero, è stato deciso di utilizzare un'asta in 不锈钢 da lavorare ulteriormente.

L'albero è stato progettato, come l'albero, per contenere all'interno l'albero con i due 轴承 e, accoppiare l'espansore, fissato con bulloni all'asse, insieme all'asse del statore, che sarà anch'esso fissato con bulloni all'asse. Nonostante la varietà di design degli alberi, il design determinato sarebbe semplice e dritto, allargandosi a entrambe le estremità dell'asse per consentire spazio per i bulloni per fissare l'espansore e l'asse del statore. La dimensione è stata eseguita adattando alla nostra scala le dimensioni dell'albero che sono rappresentate nella figura 3.5.

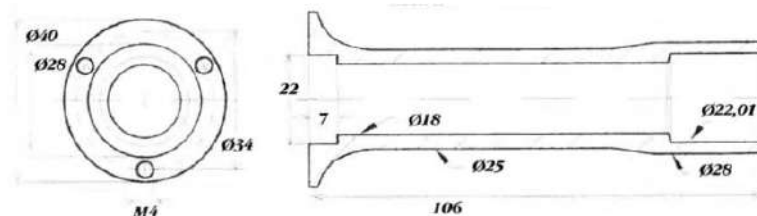


Figura 3.5: Albero [29]

L'alluminio è il materiale di cui è costituita la custodia dell'albero, ma il suo tipo non è possibile determinarlo poiché è stato prelevato da un blocco motore di ricambio.

### 3.1.6 燃烧室

Il design per la combustione che è stato considerato ottimale era una camera anulare. In consonanza 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, in generale, 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, è stata la scelta più saggia da fare. Pertanto, si è deciso di progettare basandosi sulla camera di combustione di Kamps, adattando le sue dimensioni e i fori per questa camera di combustione. Consiste in un foglio di acciaio inossidabile di 0,5 mm di larghezza modellato in un tubo con il diametro desiderato e una serie di fori di diversi diametri. Le figure 3.6 e 3.7 qui sotto dimostrano il design della camera di combustione su cui ci si è basati [29]. La camera di combustione

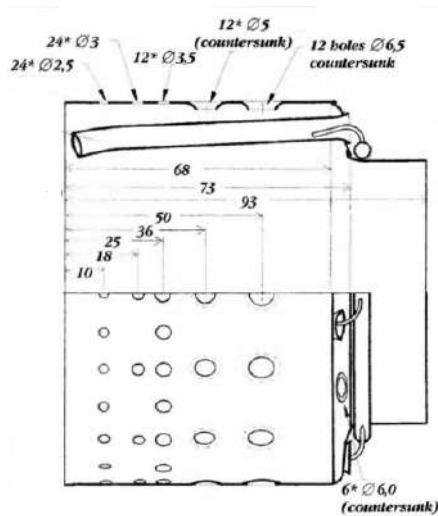


Figura 3.6: 外部火焰管 [29]

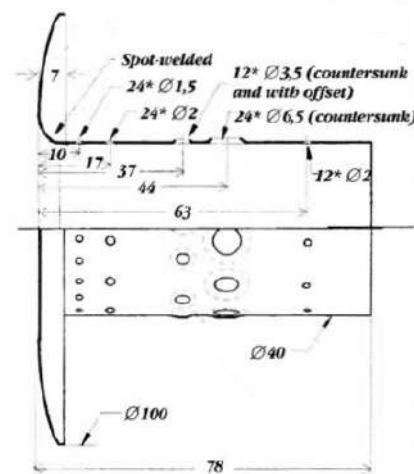


Figura 3.7: 内部火焰管 [29]

ha due tubi, uno più piccolo che si inserisce 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, considerando questo mini-turbojet.

### 3.1.7 燃油分配器

燃油分配器，顾名思义，将燃料分散到燃烧室的蒸发管中。从所见的小型燃气涡轮来看，设计几乎是相同的。因此，设计了一个注射器环，具有适当的直径，适用于设计的燃烧室。注射器环设置在涡轮侧燃烧室的内侧，并且有多个注射器对应每个蒸发管。燃料来自一个外部源，该源连接到一根穿过外壳到燃烧室的管道，在那里它与注射器环相连。燃油分配器由一根直径为3 毫米的不锈钢管制成 [29]。

### 3.1.8 喷嘴导向叶片系统

Le guide vanes o statore, fissati al corpo, reindirizzano il flusso verso la turbina. Il corpo, oltre a contenere i guide vanes, è progettato per avere lo spazio necessario affinché la turbina possa ruotare, mantenendo costante il gap tra i due componenti, in modo che l'efficienza non

sia influenzata. La maggior parte dei progetti del sistema di nozzle guide vanes è stata realizzata per le turbine assiali. Tuttavia, il sistema di nozzle guide vanes è stato progettato sulla base di altri progetti con l'uso di una turbina radiale.

[38].

La dimensione è stata pensata, in conformità con i componenti interessati dalla sua progettazione, come la combustione室, il 燃油分配器 e l'asse housing. L'idea era di accoppiare il tubo di fiamma esterno con le 喷嘴导向叶片, dove il 燃油分配器 sarebbe stato fissato a una flangia, nel tubo di fiamma interno.

### 3.1.9 涡轮

La 涡轮, come il 压缩机, è stata recuperata dal RHB31 VZ21 turbo.

### 3.1.10 排气喷嘴

Questo componente è responsabile della generazione di spinta. Sebbene questa dissertazione non abbia come obiettivo principale l'ottimizzazione della spinta generata, ma piuttosto il design e la produzione di un piccolo gas turbine autonomo. Il design della bocchetta è una semplice bocchetta convergente che garantisce una costruzione semplice, progettata a partire dalla dimensione di questo componente, basata sulla revisione della letteratura. La figura 3.8 dimostra le dimensioni della bocchetta di scarico, anche se è stata ridimensionata e adattata a questo motore a reazione. Il materiale raccomandato per questo componente è una lamina di acciaio inossidabile di 0,5 millimetri di spessore.

[29].

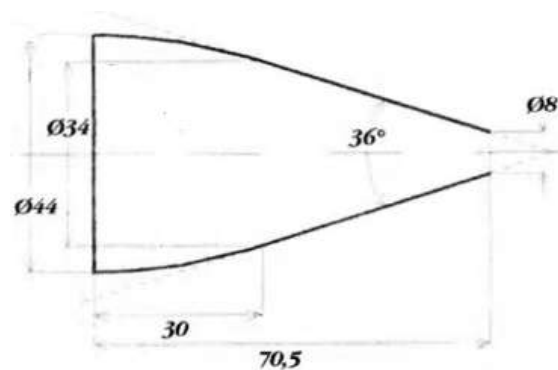


Figura 3.8: Bocchetta di Scarico [29]

### 3.1.11 轴承, 润滑和燃料喷射

La selezione degli 轴承 deve essere effettuata considerando lo scopo dell' 轴承. L' 轴承, per un piccolo gas turbine, deve resistere a condizioni di alte temperature e a velocità di rotazione estreme. Con questi requisiti, i produttori di 轴承 sono stati cercati per trovare quelli che avessero il set di 轴承 con le misure desiderate, per adattarsi correttamente all'albero.

选择的轴承是来自 SKF 公司的不锈钢深沟球轴承, 能够承受高达 120000 转速 [39], 并且具有高温耐受性, 因为转速越高, 轴承的温度就会越高 [40]。为了确保轴承的适当运行, 必须有一个润滑系统, 该系统应通过在轴壳上实施两根细的不锈钢管与油泵连接来创建。每根管道分别进入每个轴承的两侧, 用于运输润滑剂。这些管道穿过外部

壳体，然后在扩散器后面，插入到轴壳中。

La combustione avviene tramite un tubo di combustibile che va, dal ring di distribuzione del combustibile attraverso il lato della turbina della scocca, alla fonte di combustibile esterna. Al ring di distribuzione, il combustibile passa poi ai tubi di vaporizzazione. La camera di combustione è stata progettata per consentire al motore di funzionare con diversi combustibili in stato gassoso o liquido.

### 3.1.12 Esterno

La parte finale di questo motore consiste in un tubo in acciaio inossidabile con uno spessore di 0,5 millimetri.

[29]. Sul lato del compressore, sono stati realizzati alcuni fori per consentire ai bulloni di passare attraverso la scocca, raggiungendo l'espansore. I bulloni sono stati avvitati, fissando l'esterno con l'espansore. All'altra estremità, l'esterno è fissato alle guide delle alette della bocchetta. La progettazione di questo componente, essendo stata una delle ultime a essere progettate, non ha richiesto una riduzione delle dimensioni basata sulla letteratura. Avendo progettato gli altri componenti, l'esterno deve coprire, in modo adeguato, 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 produzione di modelli di motori a reazione, sono suddivise in due sottosezioni, distinte dai due principali materiali utilizzati per produrre i componenti necessari per il motore. Uno è l'alluminio e il secondo è l'acciaio inossidabile.

I componenti in alluminio sono il flangia di ingresso, l'involucro del compressore e l'espansore. La produzione di queste parti è stata effettuata, con l'aiuto del FABLAB di UBI, Laboratorio di Fabbricazione, nella macchina fresatrice CNC a 5 assi. È stato considerato farlo a causa della precisione della produzione, che è impossibile da eguagliare se fosse fatta a mano, attraverso l'uso di fresatrici manuali. Per la macchina fresatrice CNC a 5 assi per produrre il componente desiderato, è necessario un file in formato .stp ottenuto dal software di progettazione, in questo caso, le opzioni di salvataggio del software CATIA. Con questa procedura, blocchi rotondi di alluminio vengono trasformati nella forma attesa, con un margine di errore operativo estremamente basso. Tuttavia, l'involucro dell'albero è stato creato attraverso l'operazione manuale di una macchina per tornire.

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

“平垫圈”将被固定在各组件上，特别是喷嘴导向叶片系统、燃烧室的后端和外壳。下一步是将燃烧室、喷嘴导向叶片系统和外壳的平面件成型到所需的直径。在成型件即将完成时，“平垫圈”被焊接以获得管道和平环。最后一个组件，albero，借助

### **Design e Fabbricazione di un mini-turbojato**

di un design a schizzo bidimensionale, è stato realizzato con un 车床.

In generale, i componenti sono stati progettati e fabbricati utilizzando una procedura simile a quella usata per l'espansore, mostrato nella figura 3.9.

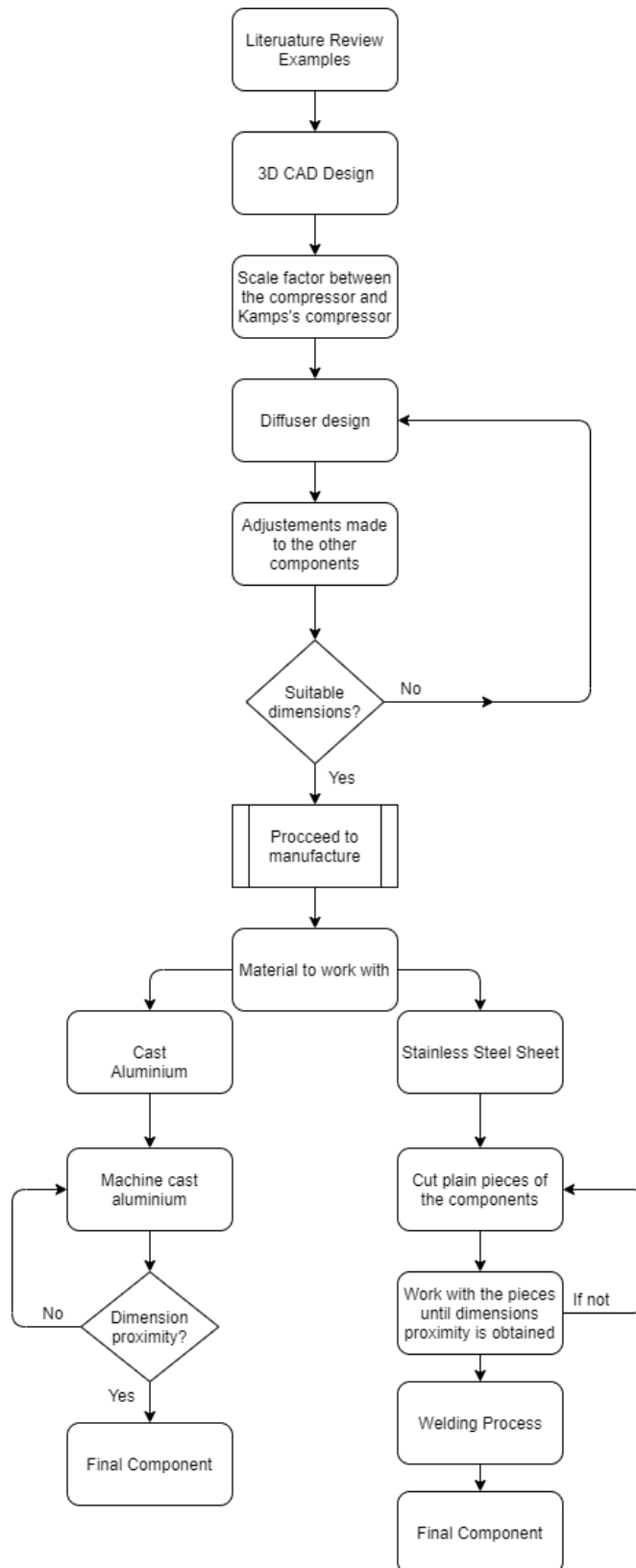


Figura 3.9: Procedura di design dell'espansore

## 第4章

### 实际案例

In questo capitolo, verranno presentati i risultati della dimensione dei componenti, così come il loro design. Sarà anche spiegato, in dettaglio, il processo di fabbricazione seguito per ottenere i componenti e come sono stati lavorati.

#### 4.1 尺寸结果

Le dimensioni finali del piccolo turboreattore sono descritte insieme al design dell'assemblaggio, nell'附录 B e C. La dimensione, come già affermato, è stata eseguita confrontando dati empirici, nei quali è stata confrontata e adottata a questo design. Ci sono alcuni pezzi che non hanno seguito il fattore di scala, precisamente, a causa degli aggiustamenti effettuati durante la progettazione di tutti i componenti. Il design è stato finalizzato quando i pezzi sono stati assemblati, per verificare se tutti i componenti erano allineati e si adattavano correttamente.

#### 4.2 迷你涡轮喷气原型设计

Il design dei componenti di questa piccola turbina a gas è stato brevemente spiegato nel precedente capitolo 3, mentre in questa sezione verranno descritte le tecniche di design applicate per ottenere la forma e le dimensioni dei pezzi che compongono la turbina a gas. Il progetto sarà delineato mediante l'uso del software CATIA V V5R18 , di proprietà di Dassault Systèmes.

##### 4.2.1 压缩机

Il design del compressore è stato una sfida da comprendere e si è cercato di duplicarlo nel software CATIA, deviando 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 叶片 del compressore incontrato nella figura 4.2. Infine, è stato applicato il multi-section solid per creare le 叶片 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.

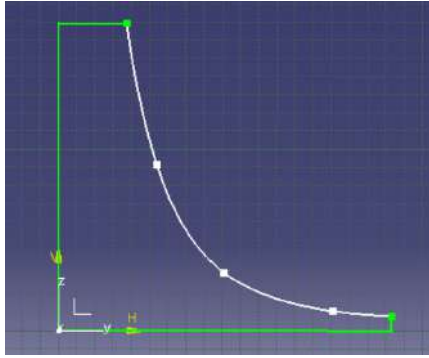


Figura 4.1: Operazione dell'albero CAD del compressore

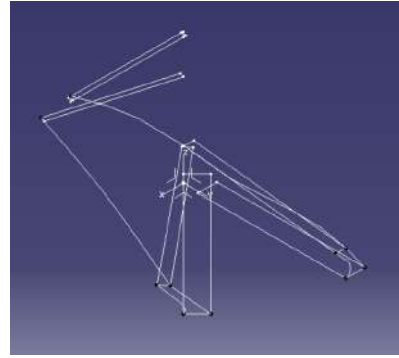


Figura 4.2: Schizzo delle pale CAD del compressore

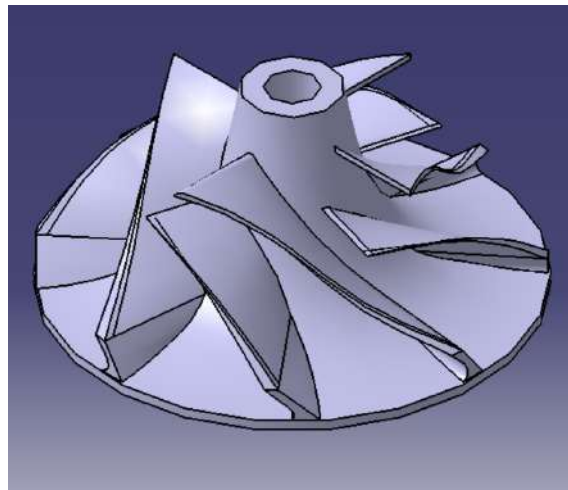


Figura 4.3: Vista CAD del compressore

#### 4.2.2 Ingresso Flangia

Il design per questo componente era semplice e diretto. Per iniziare, è stato progettato lo schizzo, rispettando le dimensioni del compressore 外壳, in modo che si adattasse correttamente. Inoltre, è stato dato spazio sufficiente per il collegamento dell'espansore e dell'外壳. Lo schizzo del 进气法兰, 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 all'espansore (lato anteriore) e all'外壳.

(vista laterale). Una vista isometrica del pezzo progettato è illustrata nella figura 4.8.



Figura 4.4: Vista CAD del compressore



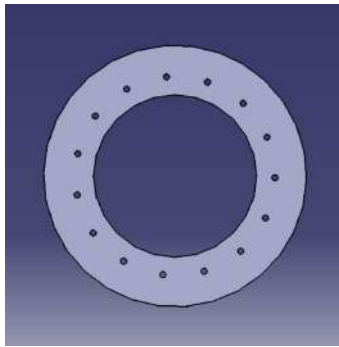


Figura 4.5: Vista frontale dell'ingresso

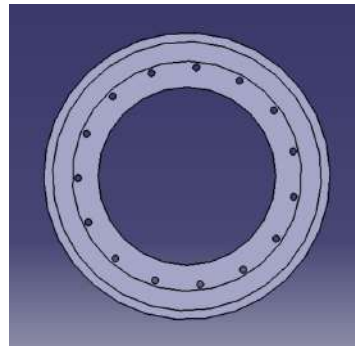


Figura 4.6: Vista posteriore dell'ingresso



Figura 4.7: Vista laterale dell'ingresso

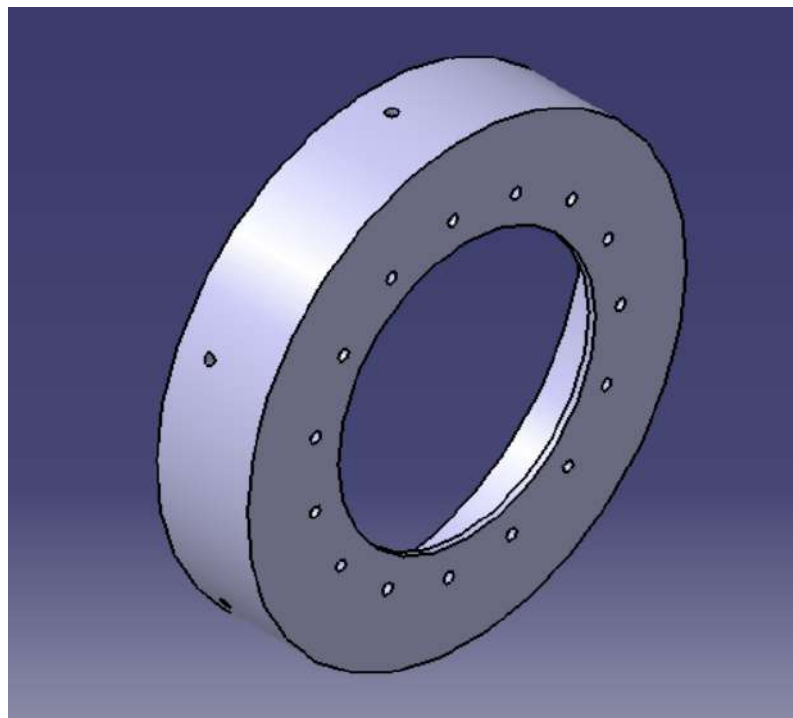


Figura 4.8: Vista isometrica dell'ingresso

#### 4.2.3 Esterno del compressore

Questo design si basa sui diametri dell'exducer e dell'inducer del compressore. È stato progettato applicando il multi-section solid, utilizzando gli schizzi presentati nella figura 4.9. Le circonferenze interne sono state tracciate tenendo conto dei 0.3 mm di tolleranza tra il rotore e le pareti interne del compressore. Le circonferenze esterne sono state progettate, applicando il multi-section solid e rimuovendo la funzione solida, per garantire i 2 millimetri di spessore come raccomandato [29]. L'altezza delle circonferenze è stata tracciata in relazione all'altezza delle alette 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 all'espansore. Il design del compressore è mostrato nella figura 4.13 insieme alla vista laterale, figura 4.11 e alla vista posteriore, figura 4.12.



Figura 4.9: Schizzo del rivestimento del compressore

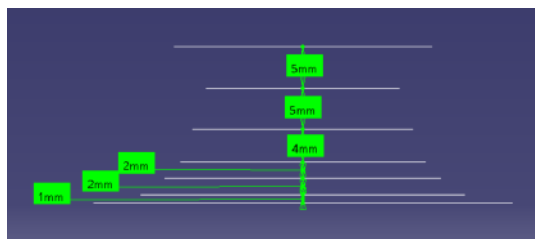


Figura 4.10: Altezza dei piani di design del rivestimento del compressore



Figura 4.11: Vista laterale del rivestimento del compressore

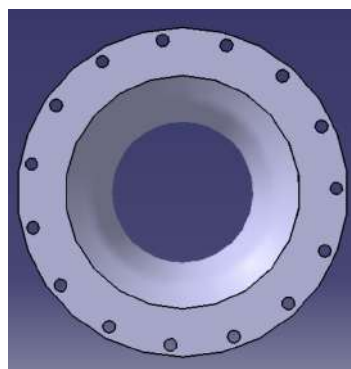


Figura 4.12: Vista posteriore del rivestimento del compressore

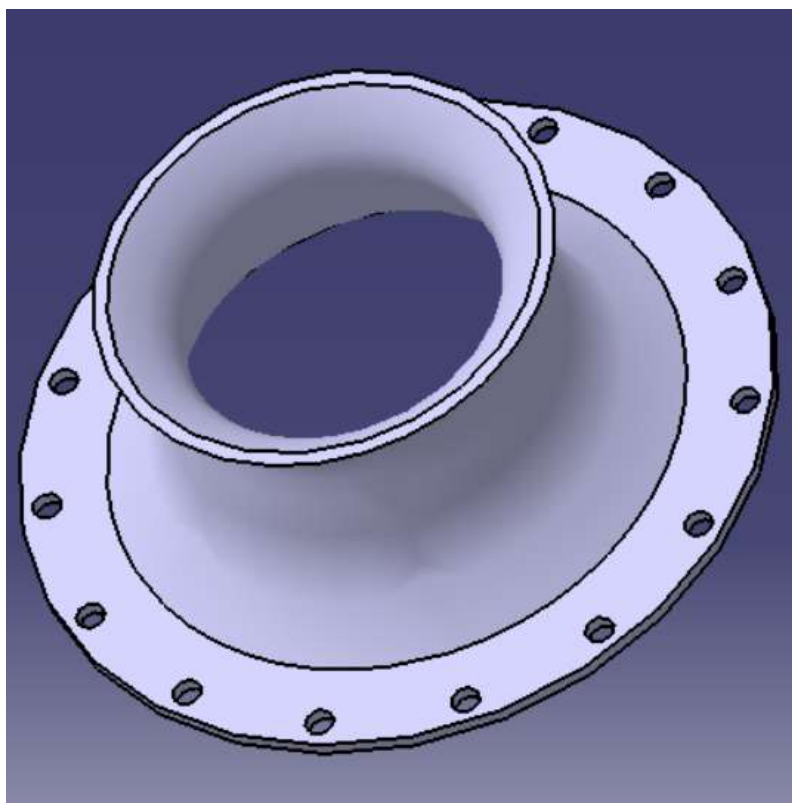


Figura 4.13: Vista isometrica del rivestimento del compressore

#### 4.2.4 Espansore

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

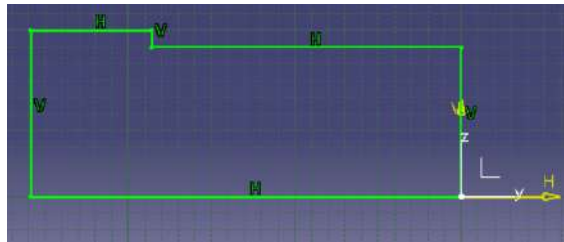


Figura 4.14: Base dell'espansore

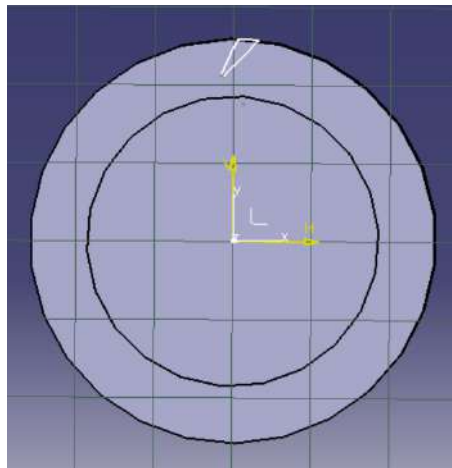


Figura 4.15: Pale a forma di cuneo dell'espansore

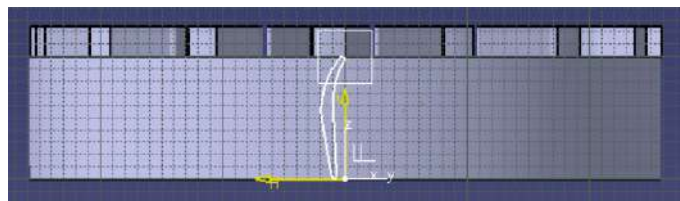


Figura 4.16: Profilo aerodinamico della pala assiale dell'espansore

Le pale a forma di cuneo, dimostrate nella figura 4.15, sono state dotate di uno spazio di 1,15 volte il diametro della ruota del compressore [29]. L'espansore, figura 4.17, è stato finalizzato creando i fori per fissarlo all'asse e all'esterno della custodia.

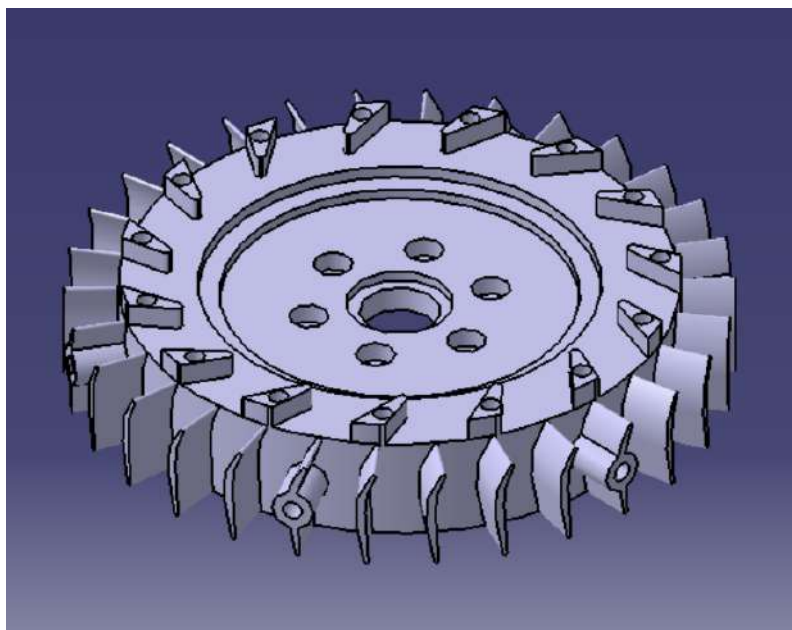


Figura 4.17: vista isometrica dell'espansore

#### 4.2.5 Albero e 轴壳

L'asse della custodia è stato il primo a essere progettato come conseguenza dei progetti completati del NGV, CC e dell'espansore. L'obiettivo era solo quello di progettare una struttura rigida che collegasse il NGV con l'espansore, rispettando il design generale di altre strutture delle custodie, utilizzate per la costruzione di un turboreattore di piccole dimensioni. Inizialmente, si è optato per un design più rettilineo, poiché era un design più conveniente per il fissaggio all'espansore o al NGV, utilizzando viti serrate da dadi, come elementi di fissaggio. Una volta pensato il design, è stato realizzato il progetto. Esso consiste in due anelli spessi, uniti da un'asta compatta, progettata per l'uso dell'operazione dell'asse. Questa operazione è stata implementata nello schizzo dimostrato nella figura 4.18.



Figura 4.18: schizzo dell'asse 轴壳

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

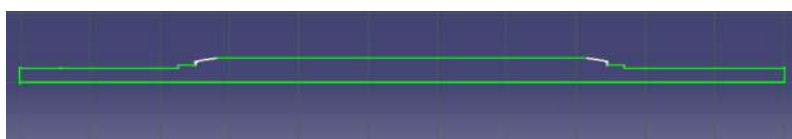


Figura 4.19: schizzo dell'albero

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

#### 4.2.6 燃烧室

Questa parte è semplice da delineare, composta da due tubi con un totale di 132 fori, dove 72 fori sono distribuiti nella regione della zona primaria, 48 fori nella zona intermedia e i rimanenti 12 fori nella zona di diluizione. Il primo passo da compiere è stato ottenere il diametro del tubo di fiamma esterno e la sua lunghezza. Per il tubo di fiamma interno, è stata seguita la stessa procedura, anche se al suo design è stata aggiunta la copertura per un'estremità della camera di combustione, così come il supporto per il distributore di carburante. Il design è stato completato attraverso l'uso del funzionamento dell'albero, basato sui loro schizzi iniziali, dimostrati nella figura 4.44 e nella figura 4.43. Il supporto per il 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 di fiamma esterno, figura 4.23.

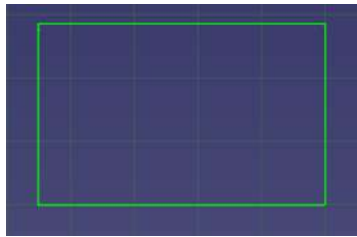


Figura 4 .20: Schizzo del tubo di fiamma esterna

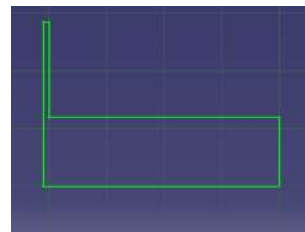


Figura 4 .21: Schizzo del tubo di fiamma interna

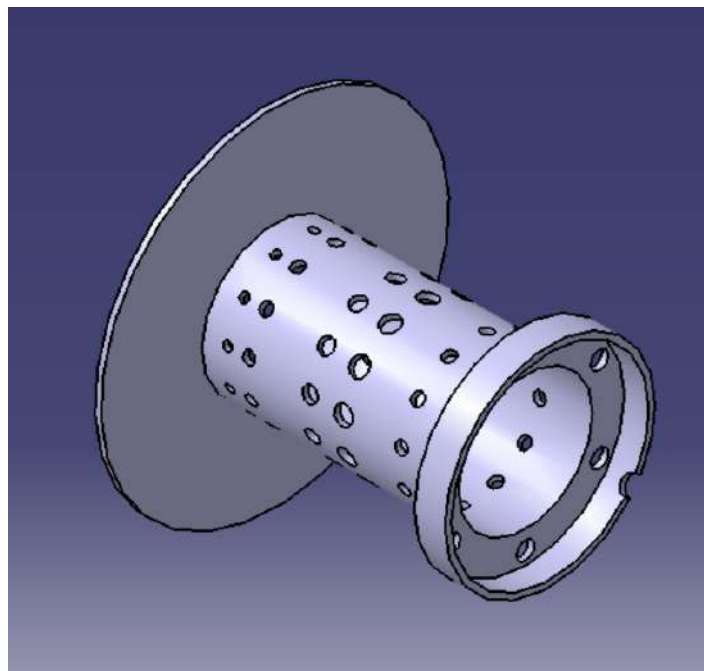


Figura 4 .22: Vista isometrica del tubo di fiamma interna

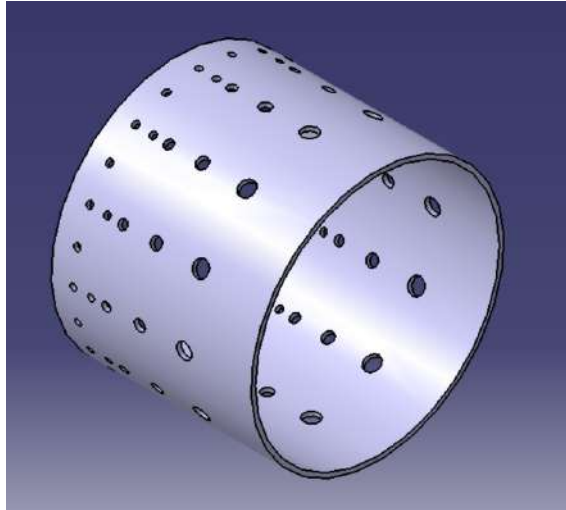


Figura 4.23: vista isometrica del tubo della fiamma esterna

#### 4.2.7 燃料分配器

Questo design è stato avviato disegnando un tubo, con un diametro di 3 millimetri. Avendo il tubo, sono state create 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 turbojet. Un'immagine del distributore di carburante è presentata nella figura 4.24.

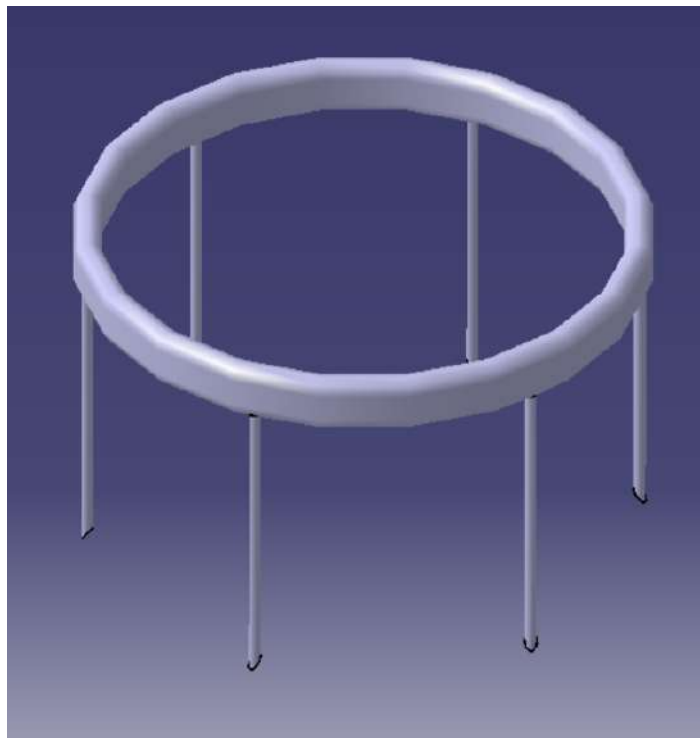


Figura 4.24: anello del carburante

#### 4.2.8 Sistema di Guide Vane della Spruzzatore

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

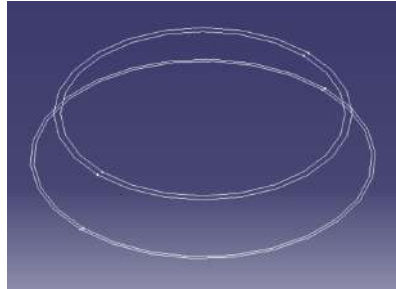


Figura 4.25: Sistema NGV

Il design delle alette della turbina era simile al processo di design delle alette del compressore e delle alette della turbina. L'unica modifica era 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 il pezzo finale progettato, posizionato per essere allineato con la parte superiore circostante del sistema NGV. Avendo il design solido, sono stati realizzati dei fori per consentire ai bulloni di fissarsi alla custodia dell'albero, così come al distanziatore sul lato della turbina. Il pezzo finale è dimostrato nella figura 4.26 e figura 4.27.

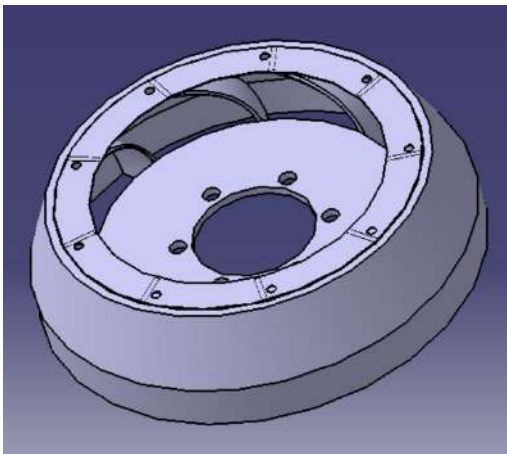


Figura 4.26: vista del sistema di spray guide vanes

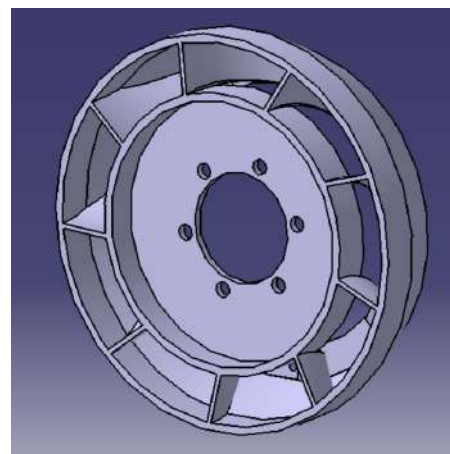


Figura 4.27: vista del sistema di spray guide vanes

#### 4.2.9 Turbina

La procedura per tentare di riprodurre la turbina del turbo RHB31 VZ21 è stata simile al design del compressore. In primo luogo, è stata progettata una base per le 叶片 della turbina, rispettando il diametro dell'inducer, come mostrato nella figura 4.28. Il secondo passo da compiere è stato progettare lo schizzo delle 叶片 da una prospettiva visiva. Il design delle 叶片 è stato suddiviso in due schizzi, tenendo conto di due altezze diverse, l'altezza delle 叶片 dell'inducer e l'altezza delle 叶片 dell'exducer, come dimostrato nella figura 4.29.



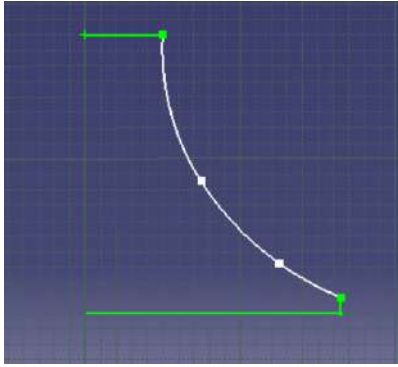


Figura 4.28: Schizzo dell'operazione dell'albero della turbina

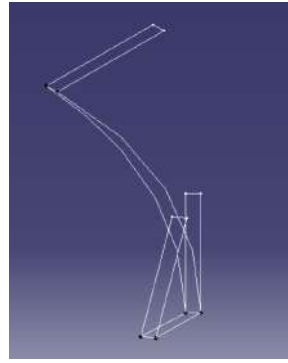


Figura 4.29: Schizzo della lama della turbina

Il design è stato concluso facendo uso dell'albero e della funzione multi-sezione solida, nell'ordine rispettivo. Il prodotto finale è illustrato nella figura 4.30.

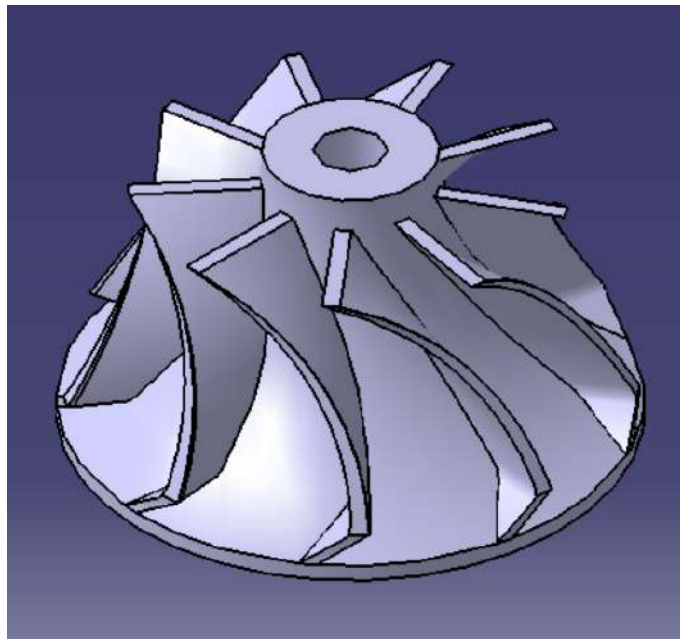


Figura 4.30: Vista isometrica della turbina

#### 4.2.10 Spruzzatore di scarico, Coperchio esterno e 轴承

La turbina è stata misurata in base al diametro dell'exducer e dell'inducer, così come all'altezza della lama, al fine di progettare uno spruzzatore di scarico basato sui diametri e sull'altezza indicati, partendo dagli schizzi delle circonferenze. Successivamente, è stata utilizzata la funzione di rimozione e multi-solido, applicata agli schizzi rappresentati nella figura 4.31. Inoltre, è stato aggiunto un pezzo rotondo alla base dello spruzzatore di scarico per fungere da connettore, consentendo ai bulloni di passare e fissare insieme il sistema NGV, lo spruzzatore di scarico e l'involucro esterno. Il prodotto finale è illustrato nella figura 4.32.



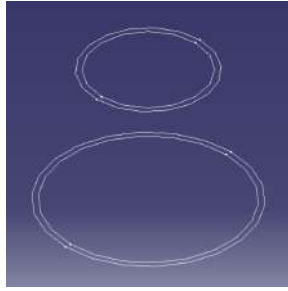


Figura 4.31: Schizzo del raccordo di scarico

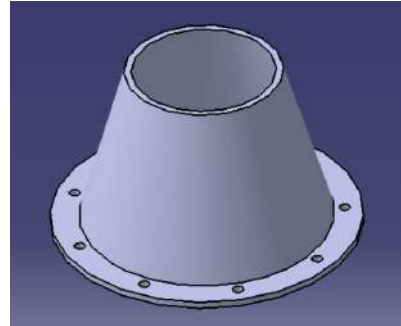


Figura 4.32: Vista isometrica del raccordo di scarico

L'involucro esterno è stato il componente più facile da progettare poiché ha lo stesso procedimento di progettazione della combustione. È dimostrato nella figura 4.33.

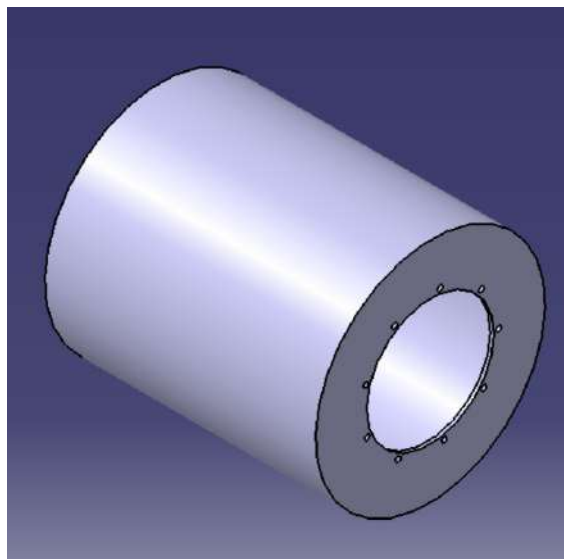


Figura 4.33: Vista isometrica della scocca esterna

L'ultimo componente, 轴承, è stato progettato in accordo con le dimensioni fornite dal sito dell'azienda SKF in relazione al modello 618/5 [39]. Il primo passo è stato la progettazione degli anelli che circondano le sfere, utilizzando lo schizzo descritto nella figura 4.34 per un'operazione sull'albero. Il passo successivo e finale è stato la progettazione delle sfere. Anche questo è stato un design per un'operazione sull'albero applicato allo schizzo nella figura 4.35, seguito da un modello circolare, che moltiplica le sfere a nove, posizionate correttamente. La riproduzione del 轴承 618/5 è mostrata nella figura 4.36.

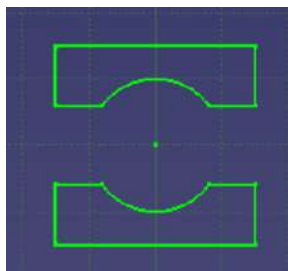


Figura 4.34: Schizzo della scocca del cuscinetto

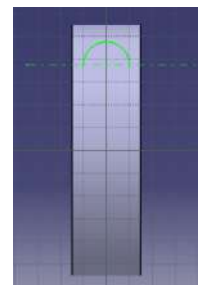


Figura 4.35: Schizzo delle sfere del cuscinetto

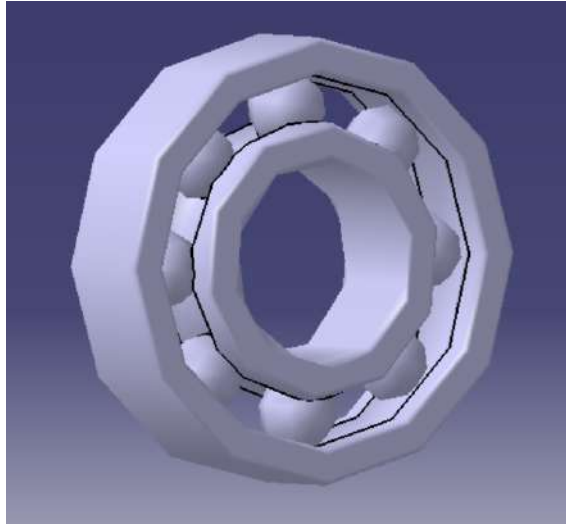


Figura 4.36: Esempio di cuscinetto 618/5 e

### 4.3 Fabbricazione dei Componenti

A questo punto, con il design concettuale dei vari 组件 completato, è stato avviato il processo di 制造过程. Questo processo coinvolge una serie di diverse macchine e passaggi, per produrre i pezzi desiderati. La materia prima adottata, per la maggior parte dei 组件, è stata il 不锈钢, in forma di lamina, grazie alle proprietà fisiche di questo tipo di acciaio, come la resistenza alla corrosione, alle temperature estreme e l'alta resistenza [41]. Inoltre, l'uso di questo materiale è stato spesso riscontrato nella letteratura esaminata, come materiale per alcuni componenti di turboreattori in scala ridotta. Un'altra materia prima scelta è stata l'铸铝, caratterizzata dalla sua leggerezza, dall'alto rapporto resistenza-peso, dalla resistenza alla corrosione, dalla robustezza, dalla facilità di fabbricazione e dai design facili da assemblare [42].

La fase di produzione è stata avviata mediante la fusione dell'alluminio ricavato dai resti di un blocco motore disponibile per l'uso. Il primo passo è stato quello di tagliare una quantità sufficiente di alluminio per il processo di fusione. Alcuni pezzi di rottami d'acciaio sono stati tagliati e saldati per realizzare una coppa in cui fondere l'alluminio, oltre a creare stampi da riempire dopo il completamento della forgiatura dell'alluminio. Per la forgiatura, il forno è stato riscaldato come illustrato nella figura 4.37, con una torcia posizionata nel foro inferiore. Per ottenere la quantità più bassa possibile di impurità, durante la fusione dell'alluminio è stato applicato il carbonato di sodio, una sostanza chimica che, quando mescolata con l'alluminio nella fase liquida, spinge la maggior parte delle impurità materiali 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 in acciaio, precedentemente ottenuti. Gli stampi erano relativamente semplici da produrre, consistendo in acciaio tubolare spesso e grande con una base sottostante. Gli stampi sono stati scelti con diametri ampi per dare margine al processo di lavorazione. Quando l'alluminio si è raffreddato, è stato estratto tagliando gli stampi con una ruota abrasiva. L'alluminio fuso è dimostrato, qui sotto, nella figura 4.38.



Figura 4.37: Forno



Figura 4.38: Alluminio fuso

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

#### 4.3.1 Processo di formatura

L'acciaio inossidabile è stato acquisito da un'officina metalmeccanica, sotto forma di un foglio di un millimetro. Il primo tentativo di lavorare con il foglio di acciaio inossidabile è stato con uno spessore di 0.5 mm, come raccomandato [29]. Tuttavia, lo spessore del foglio era insufficiente per i metodi di produzione necessari da applicare, quindi è stata scelta la lamina di un millimetro.

In primo luogo, i pezzi sono stati progettati, nella loro forma piana, secondo le dimensioni, utilizzando CATIA V5. Il progetto o la pianta è stata realizzata grazie a un'opzione di salvataggio che ha la specifica del formato file, .dxf. Il formato file .dxf è necessario affinché il software della macchina da taglio a getto d'acqua legga i tagli delineati da effettuare nel foglio di acciaio inossidabile. Un campione di pezzi è mostrato di seguito, nella figura 4.39.



Figura 4.39: Campioni dei pezzi tagliati con il water jet

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

sopra i due pezzi. Linee e punti sono stati tracciati nel nastro adesivo per carta, con l'aiuto di un righello e di una squadra. Quando è stata completata la marcatura della posizione dei buchi da forare, i buchi sono stati forati con una 立式钻床, utilizzando punte dei seguenti diametri, 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 buchi, ma le punte erano troppo fragili a causa del loro ridotto spessore. Di conseguenza, durante la foratura, le punte meno spesse si sono rotte, nonostante l'approccio appropriato durante la foratura, come l'uso di un punteruolo per segnare i buchi nel foglio, affinché la punta avesse una foratura più stabile e precisa. Quando la punta mostrava una certa resistenza a forare i buchi, è stato applicato olio per facilitare la foratura. Anche con cautela durante la foratura, a causa dell'aumento dello spessore, a un millimetro, il diametro dei buchi 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 forature eseguite.

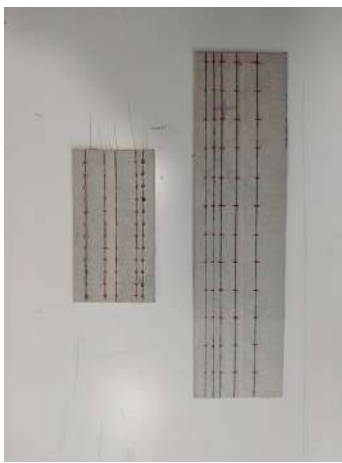


Figura 4.40: Fori puntati nei tubi di fiamma piani

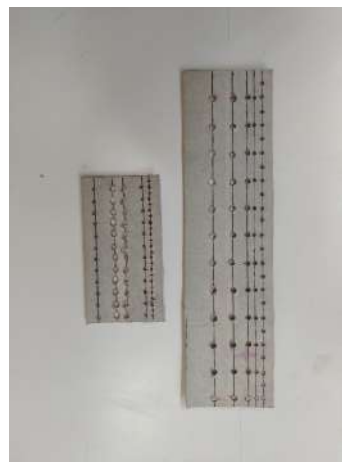


Figura 4.41: Tubo di fiamma piano forato

Le parti realizzate in 不锈钢 sono state modellate con l'uso di un blocco di battuta in legno, più largo dei pezzi che sono stati lavorati. Questo è un requisito per la formazione del pezzo in modo 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, anche se questa tecnica non è completamente precisa, il che ha causato una differenza nel diametro dei pezzi rispetto alle misure dei 组件 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, vengono dimostrati i pezzi modellati a mano.



Figura 4.42: 排气喷嘴



Figura 4.43: 内焰



Figura 4.44: 外焰



Figura 4.45: 外壳管

#### 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 della turbina, utilizzando una ruota abrasiva. Successivamente, il centro della turbina è stato forato, eseguito in una fresatrice per ottenere un buon foro, eseguito per adattarsi all'albero progettato. Poiché il materiale della turbina è indurito, è stata utilizzata una punta di trapano per perforare la turbina da un'estremità all'altra, illustrato nella figura 4.46. Tuttavia, a causa dei mezzi inefficaci scelti per forare la turbina, il trapano non era centrato con la turbina, scartando il futuro utilizzo di questa turbina, poiché l'uso di questa turbina, ad alte velocità, avrebbe trasformato 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 trapano sarà centrato.



Figura 4.46: Turbina forata

##### Sistema di alette di guida della bocchetta

Il sistema delle alette guida del getto è stato basato sulla procedura di una persona esperta nella realizzazione di piccoli modelli di turboreattori, trovata online a [38]. Le parti circostanti del NGV sono state tagliate e saldate. Tuttavia, per completare questo sistema, le alette sono state tagliate da un'altra turbina, in cui è stata utilizzata una ruota abrasiva per separare, singolarmente, le alette dal rotore. Successivamente, è stata rimossa una certa larghezza delle alette per adattarle tra le parti circostanti e la base della turbina. Le alette prelevate dall'altra turbina sono mostrate nella figura 4.47.



Figura 4.47: Alette del sistema di alette di guida della bocchetta

La parte finale per fabbricare questo componente è stata saldare le alette tra i due pezzi di metallo, come dimostrato nella figura 4.48 e nella figura 4.49. Sfortunatamente, non è stato possibile fissare le alette 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 alette guida del getto

La rondella nella figura 4.48 è la base della turbina che, insieme al rettangolo accanto, forma la parte interna del sistema di alette guida del getto, dove un segmento delle alette sarebbe saldato. La figura 4.49 illustra le tre parti esterne del sistema: una parte inferiore che circonda le alette, 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 in modo diverso rispetto al resto dei componenti. Questo materiale è stato lavorato utilizzando un tornio. I progetti dei componenti in alluminio sono stati stampati e solo allora il materiale fuso è stato lavorato. I blocchi sono stati posizionati nel tornio, dove sono stati fissati nella configurazione appropriata. Successivamente, l'alluminio fuso è stato lavorato, rimuovendo il materiale necessario per acquisire il design con la forma e le dimensioni corrette. Tuttavia, è estremamente difficile lavorare i pezzi e ottenere una copia fisica esatta del design, poiché 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 sono stati l'asse e il flangia di ingresso, indicati nella figura 4.50 e figura 4.51, rispettivamente. Il rivestimento del compressore e l'espansore sarebbero stati realizzati nel centro di lavorazione verticale, presso il FABLAB di 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: Albero



Figura 4.51: 进气法兰

不锈钢

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



Figura 4.52: albero

#### 4.3.4 钎焊工艺

Il supporto dell'anello è stato forato sei volte, con l'aiuto di un trasferimento e di un punzone, è stata segnata la posizione dei fori. Successivamente, è stata effettuata la perforazione con un trapano a tre millimetri, in modo che i tubi di vaporizzazione potessero adattarsi all'interno dei fori. Questi tubi sono stati tagliati in acciaio inossidabile con un diametro di tre millimetri. I piccoli tubi sono stati brasati al supporto dell'anello del combustibile, per il successivo posizionamento del distributore dell'anello del combustibile, 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 dell'anello. Un filo d'acciaio è stato inserito lungo tutta la lunghezza del tubo per non piegare il tubo, compromettendo una distribuzione equivalente del combustibile. I metodi utilizzati per modellare il tubo sono stati applicati con estrema cautela per non piegare il tubo. Nonostante la cautela presa durante il lavoro con il tubo, non è stato possibile modellarlo alle dimensioni adeguate, come mostrato nella figura 4.54.





Figura 4.53: Supporto del combustibile



Figura 4.54: Anello del combustibile

#### 4.3.5 Processo di saldatura

Entrambi i lati dei pezzi modellati sono stati saldati, dove lungo questo processo, solo alcuni sono stati messi nella loro forma definitiva. Il tipo di saldatura utilizzato è stato il Gas Tungsten Arc Welding o TIG. Il processo di saldatura è stato uno dei motivi per decidere di utilizzare una lamina di acciaio inossidabile più spessa. C'era la possibilità che il calore, fornito dalla saldatura, fondesse parte dei pezzi, diventando più probabile con una lamina 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 entrambi i lati dei pezzi dovevano essere uniti senza una singola breccia d'aria. Sono state utilizzate delle carte abrasive per i lati dei pezzi, consumando le parti irregolari, per prevenire una breccia d'aria quando si univano i lati opposti. Tuttavia, non è stato fattibile saldare tutti i pezzi, come dimostrato.

Pezzi saldati:





Figura 4.55: 排气喷嘴



Figura 4.56: 外壳



Figura 4.57: 内燃烧管正视图



Figura 4.58: 内燃烧管背视图



Figura 4 .59: Tubo della Fiamma Esterna



Figura 4 .60: Parti esterne del Vano di Guida della Spruzzatore



Figura 4.61: Parte interna del sistema di vani di guida della spruzzatore

# Capitolo 5

## Conclusione

Questa tesi aveva come obiettivo principale la costruzione di un piccolo motore a turbina, in cui inizialmente è stato effettuato uno studio sui componenti della turbina e sul ciclo di lavoro. Lo studio del motore a getto era già una sfida perché la vasta informazione disponibile rende difficile scegliere quali siano i concetti più importanti da conoscere prima di sviluppare un turbofan.

Questa dissertazione ha dato all'autore l'opportunità di apprendere parte della scienza dietro questo motore, così come le conoscenze pratiche su come costruire un turbofan, che è 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. La progettazione è stata conclusa, nella quale viene fornita una spiegazione affinché un lavoro futuro possa essere realizzato, basato sui passi intrapresi. Purtroppo, la costruzione di questo motore non è stata realizzata per mancanza di mezzi per procedere con una fabbricazione adeguata.

### 5.1 Svantaggi

Il design di questo progetto si basa principalmente sul libro di Thomas Kamps [29] e l'autore è grato per la sua esistenza. Informazioni su come costruire un turbojet, specialmente con un set di compressore/turbina radiale, non erano possibili da trovare, se non nei libri di Kurt Shreckling e degli altri già citati. Anche se, i loro motori non coinvolgevano una turbina radiale, ma una assiale. Questi due libri forniscono dettagli sul processo di fabbricazione di un motore a turbojet, con tutte le procedure esplicitamente descritte. Poiché questo motore si basa su dati empirici, le dimensioni non sono definitive e non si può garantire se il motore abbia le dimensioni appropriate per il compressore dato. Solo con esperienza nella modellazione dei motori a getto e nel testarli, si potrebbe garantire che le dimensioni dei componenti consentano al motore di funzionare senza problemi.

Durante la fase sperimentale sono stati affrontati molti ostacoli nel tentativo di costruire questo turbojet. Il primo è stato l'aumento dello spessore della lamina 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 regolarli alle dimensioni appropriate dei componenti progettati. A causa dello spessore della lamina, non è stato possibile utilizzare un rullo. Questo sarebbe stato estremamente utile per un processo di laminazione più preciso dei pezzi, così come per 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 poteva essere eseguito adeguatamente, poiché la tecnica, precedentemente menzionata nel capitolo 4.3, non consentiva di posizionare i pezzi come desiderato, impedendo il raggiungimento dell'obiettivo principale di questa tesi. Nonostante la tecnica, le dimensioni dei pezzi richiedevano una precisione straordinaria nella produzione, 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 turbojet coinvolge. Poiché la produzione di questo motore non è stata conclusa, il primo lavoro possibile potrebbe essere la finalizzazione di questo progetto e, se possibile, dovrebbe essere generato un file stereolitografico del compressore per un design accurato dell'involucro 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 una calibrazione dell'albero, se possibile. Inoltre, dovrebbe essere sviluppata una turbina assiale per questo tipo di motore. Ciò faciliterebbe il processo di produzione, come la produzione del sistema di guide delle bocchette.

I lavori futuri che seguono questa dissertazione potrebbero essere:

- Completare lo sviluppo di questo motore con le tecniche appropriate.
- Studio e fabbricazione di una turbina assiale per abbinarsi al compressore.
- Realizzare uno studio di dinamica dei fluidi computazionale del flusso d'aria del 喷气发动机 e verificare i miglioramenti da apportare ai 组件 progettati.
- Sviluppare un banco di prova.

## Bibliografia

- [1] Turkey Mehmet, Gorgen Selim, Keskin Goksel, Durmus Seyhun, Kushan Melih Cemal. Ricerca sulle applicazioni di UAV militari con mini-turbojato e motori a turbina a gas. In: La 21<sup>a</sup> 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> (accesso a 2019-03 ). 1
- [3] "Velocità del suono" [ Online ]. Disponibile su: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/sound.html> (accesso il 2019-03 ). 1
- [4] "Alessandro il Grande inventò la macchina a vapore" [ Online ]. Disponibile su: <https://www.greekboston.com/culture/inventions/steam-engine/> (accesso a 2019-03 ).
- [5] "Aeolipile" [ Online ]. Disponibile su: <https://en.wikipedia.org/wiki/Aeolipile> (accesso a 2019-03 ). xi, 3
- [6] 胡内克·克劳斯, 喷气发动机: *Fondamenti di teoria, design e operazione*, 6<sup>a</sup> edizione, Motorbooks International, 2003. xi, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 18, 19, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 29
- [7] "Newton's Law" [ Online ]. Disponibile su: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/newton.html> (accesso a 2019-03 ). 3
- [8] 劳斯莱斯公司, 喷气发动机, 5<sup>a</sup> 版, 劳斯莱斯公司, 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](https://en.wikipedia.org/wiki/Kurt_Schreckling) (accesso a 2019-03 ). 4
- [10] Shreckling Kurt, 模型飞机的燃气涡轮, 5<sup>a</sup> 版, Traplet Publications, 2003. 4, 30
- [11] 艾尔·赛义德·艾哈迈德, 飞机和火箭推进基础, Springer, pp 531-588, 2016. xi, 6, 15, 16, 17, 18
- [12] 陈敏, 张坤, 唐海龙, Un metodo di design probabilistico per un'analisi delle prestazioni complessive di un motore turboshaft, 机械工程进展, 2014;1(12), doi: 10.1155/2014/976853, Maggio 2014. xi, 6
- [13] C. 韦斯顿·肯尼斯, 能量转换, Edizione Elettronica, 2000. 8
- [14] 詹戈·尤努斯·A., Boles, Michael A., 热力学: 工程方法, 8<sup>a</sup> 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>. (accesso a 2019-03 ). 10

- [16] "Ciclo di Brayton" [ Online ]. Disponibile su: [https://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/termodinamica/notes/node\\_e28.htm](https://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/termodinamica/notes/node_e28.htm) l.  
(accesso a t 2019-03 ). xi, 11, 12
- [17] C. Oates Gordon, *Aerodinamica termica delle turbine a gas e della propulsione a razzo*, 3<sup>rd</sup> 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 turbojet* [ Tesi di MSc ], Uppsala Universitet, 2016.
- [19] "Prestazioni dell'ingresso". Disponibile su:  
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/进气口.html>. (accessed at 2019-04). 13
- [20] "Termodinamica del Compressore" [ Online ]. Disponibile su:  
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/compth.html>. (accesso a 2019-04). 13
- [21] "Termodinamica del Bruciatore" [ Online ]. Disponibile su:  
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/burnth.html>. (accesso a 2019-04). 13, 14
- [22] "Tasso di Flusso di Massa del Combustibile" [ Online ]. Disponibile su:  
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/fuelfl.html>. (accesso a 2019-04). 14
- [23] "Termodinamica della Turbina" [ Online ]. Disponibile su:  
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/powtrbth.html>. (accesso a 2019-04). 14
- [24] "Prestazioni del Nozzle" [ Online ]. Disponibile su:  
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/nozzleh.html>. (accesso a 2019-04). 15
- [25] "Numero di Mach" [ Online ]. Disponibile su:  
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/mach.html>. (accesso a 2019-04). 18
- [26] "Inlets" [ Online ]. Disponibile su:  
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/inlet.html>. (accesso effettuato il 2019-04). xi, 19
- [27] Boyce Meherwan P., *燃气涡轮工程手册*, 2<sup>na</sup> Edizione, Gulf Professional Publishing, 2002. xi, xv, 20, 21, 28, 29
- [28] "Axial Compressor" [ Online ]. Disponibile su:  
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/caxial.html>. (accesso a 2019-04). 21
- [29] Kamps Thomas, *Modelli di Motori a Reazione*, 3<sup>a</sup> Edizione, TrapletPublications, 2005. xi, xii, xv, 22, 23, 29, 30, 31, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 45, 47, 55, 59, 63, 88

- [30] Lin Jiangui, Balint Daniel, Pietrzyk Maciej, editori, *Evoluzione della Microstruttura nei Processi di Formatura dei Metalli*, WoodheadPublishing, pp. 384-394 2012 . Disponibile da: Scienccdirect. 27
- [31] C.Lyons William, J.Plisgam Gary, D.Lorenz Michael, editori, 石油和天然气工程标准手册, 3rd Edizione, 2016. 29
- [32] "Storia del turbocompressore a gas di scarico" [ Online ] . Disponibile su: <https://en.turbolader.net/Technology/History.aspx>. (accesso effettuato il 2019-05 ). xi, 31, 32
- [33] Tsei Lauren, *Progettazione e prestazioni di un motore a gas-turbina da un turbocompressore automobilistico* [ BEng ], 麻省理工学院, Maggio-2004 . 32, 33
- [34] "Turbo Tech 103 | Expert: Mappatura del compressore" [ Online ] . Disponibile su: [https://www.garrettmotion.com/wp-content/uploads/2019/10/GAM\\_Turbo-Tech-103\\_Expert-1.pdf](https://www.garrettmotion.com/wp-content/uploads/2019/10/GAM_Turbo-Tech-103_Expert-1.pdf). (accesso effettuato il 2019-05 ). xi, 33
- [35] "Turbo Tech 103 | Esperto: Mappatura del Compressore" [ Online ] . Disponibile su: <https://www.marineinsight.com/main-engine/what-is-turbocharger-surgin/>. (accesso at 2019-05 ). xi, 32
- [36] "Specifiche Tecniche del Turbocompressore" [ Online ] . Disponibile su: <https://www.ecotrons.com/files/ECOTRONS%20Turbo%20ZZ21%20technical%20spec.pdf>. (accesso at 2019-05 ). xi, xv, 33, 34, 35, 87
- [37] Alonzo Daniel, Crocker Alex, James Eric, Kingston III John, *Design e Manifattura di un Motore Turbojet Miniaturizzato* [ BSc ], Istituto Politecnico di Worcester, 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>. (accessed at 2019-06). 39, 51, 57
- [39] "Cuscinetti a sfere a gola profonda SKF 618/5 " [ Online ] . Disponibile su: <https://www.skf.com/pt/products/bearings-units-housings/ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/index.html?designation=618/5>. (accesso at 2019-10 ). 39, 53
- [40] *Cuscinetti volventi per macchinari industriali*, NSKMotion & Control, 2016 39
- [41] "Acciai inossidabili - Specifiche, Gradi e Proprietà" [ Online ] . Disponibile su: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=2874> . (accesso a 2020-01). 54
- [42] "Alluminio e leghe di alluminio - Vantaggi caratteristici e proprietà benefiche delle estrusioni in alluminio" [ Online ] . Disponibile su: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=4192> . (accesso a 2020-01). 54





## Appendici

### Appendice A - Elenco dei Componenti

Tabella 1: Elenco dei Componenti

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

附录 B - 2D Disegni dei componenti  
della 涡轮喷气发动机

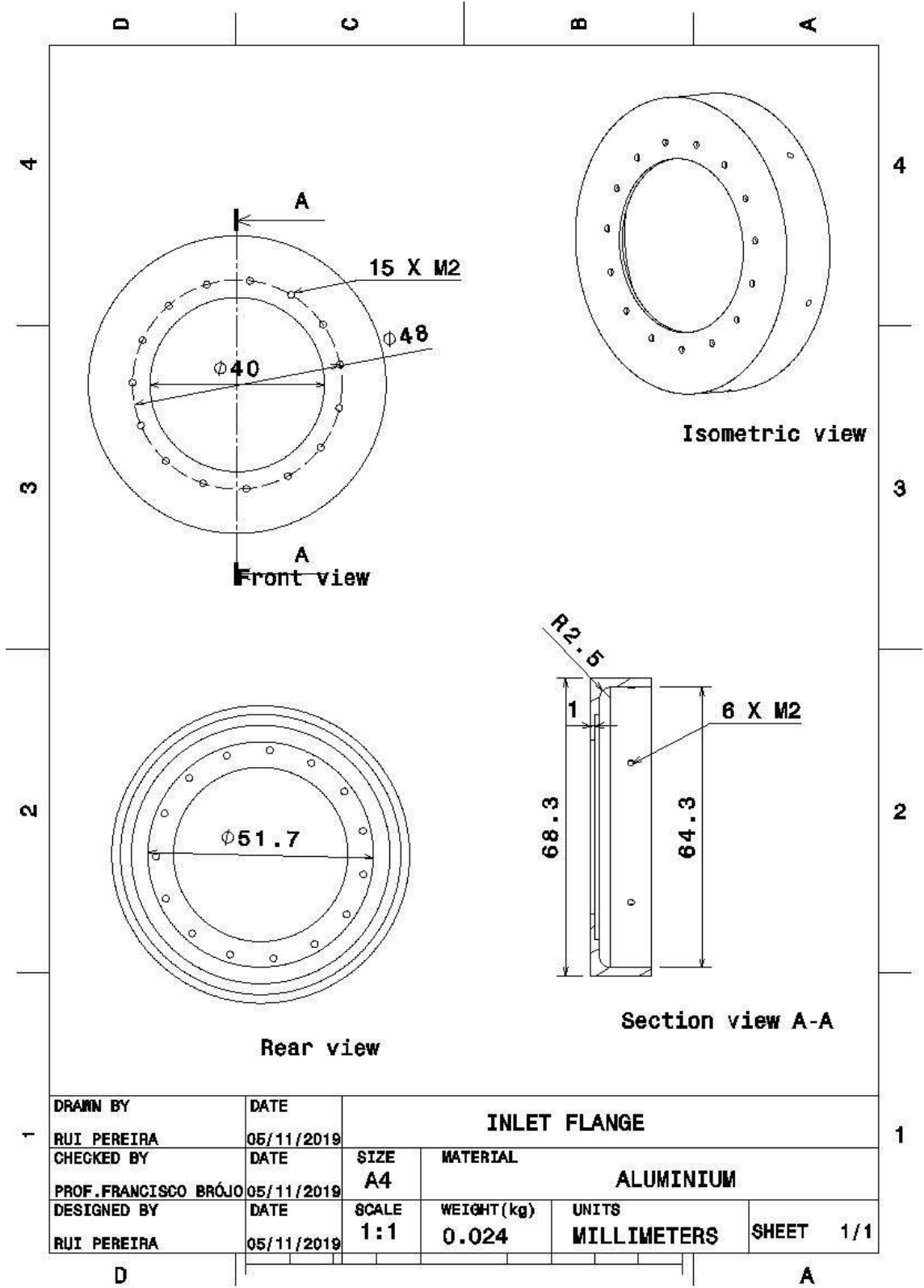


图 B.1: 进气法兰

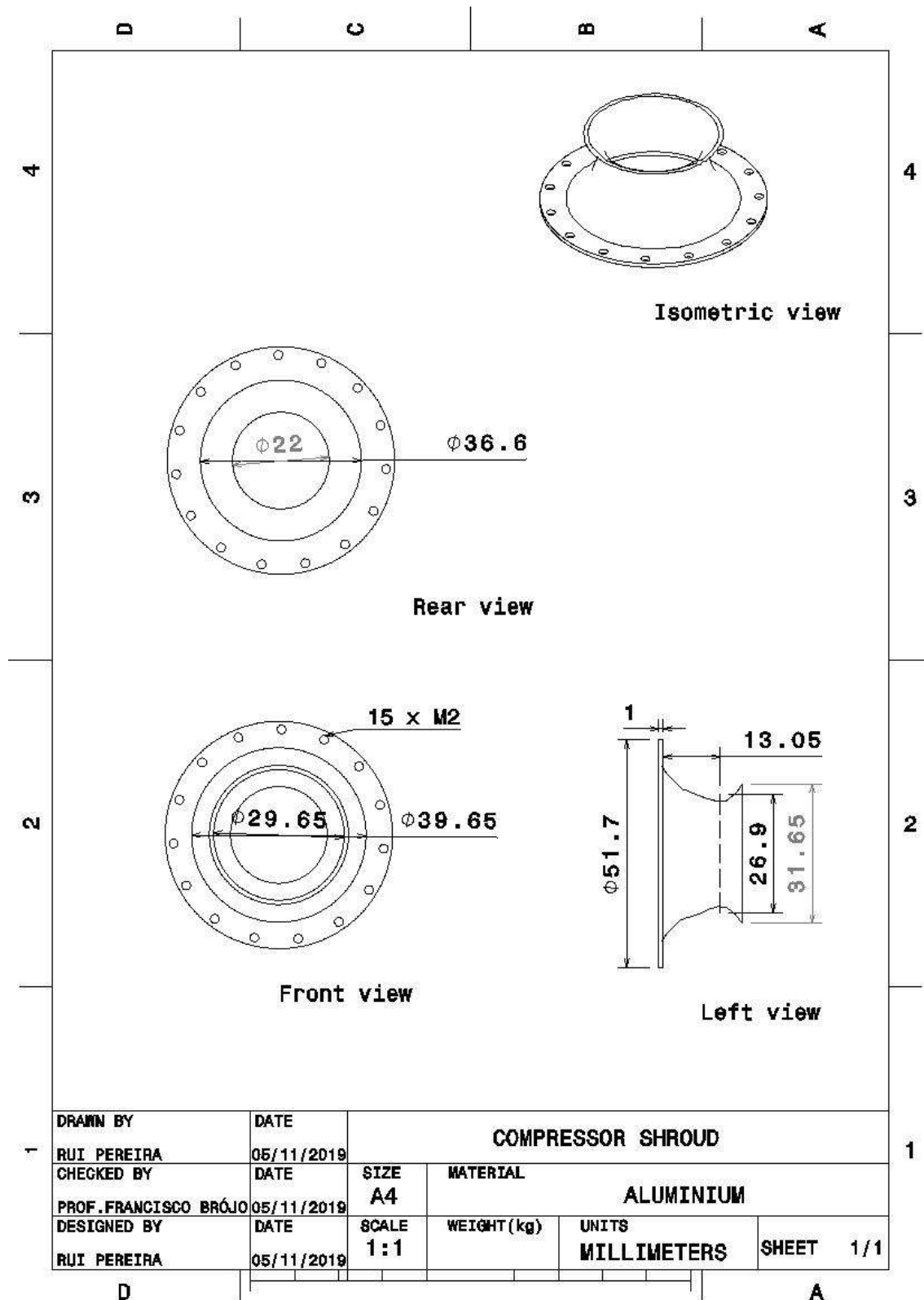


Figura B.2: Involucro del Compresore

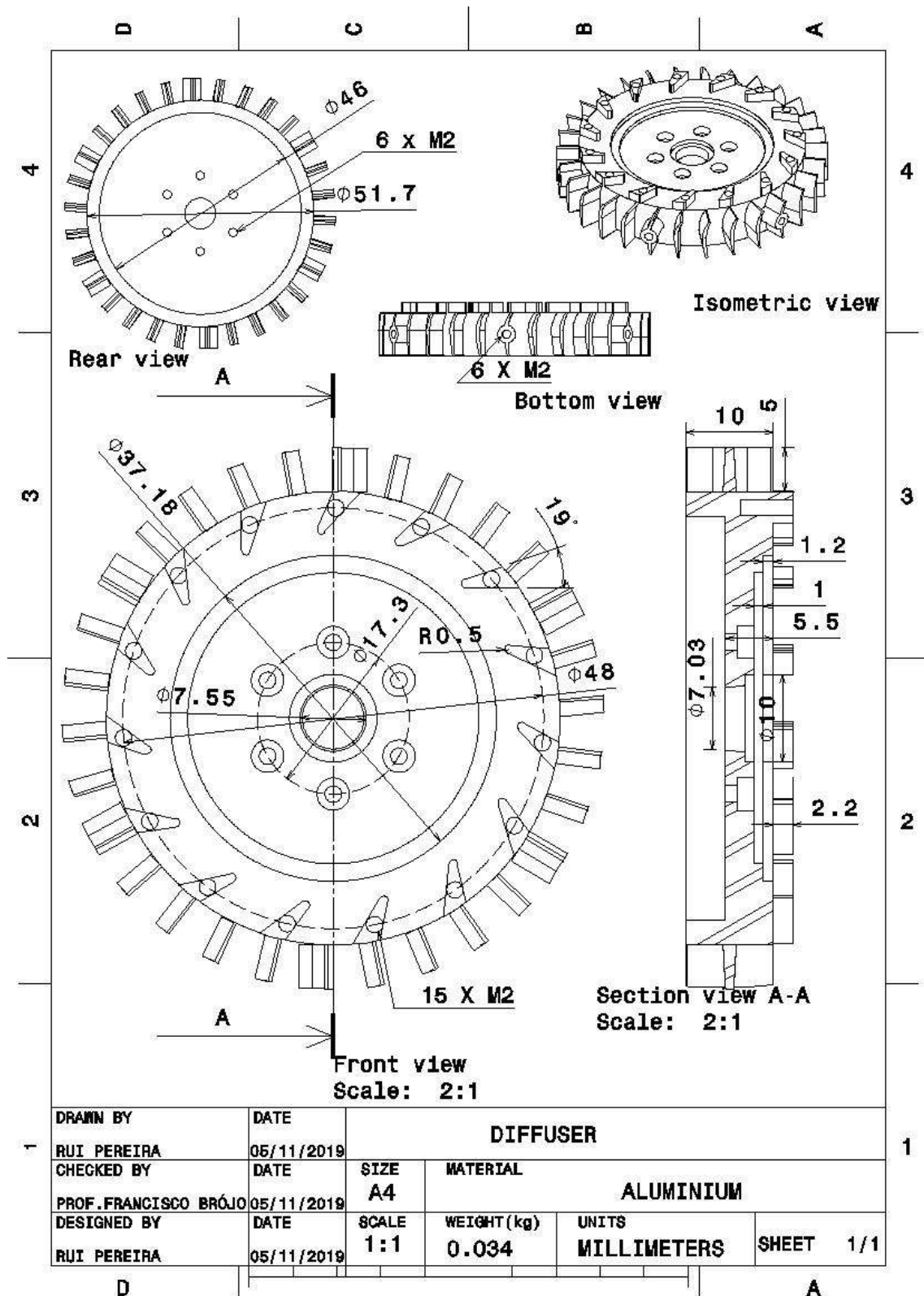


Figura B.3: 扩散器

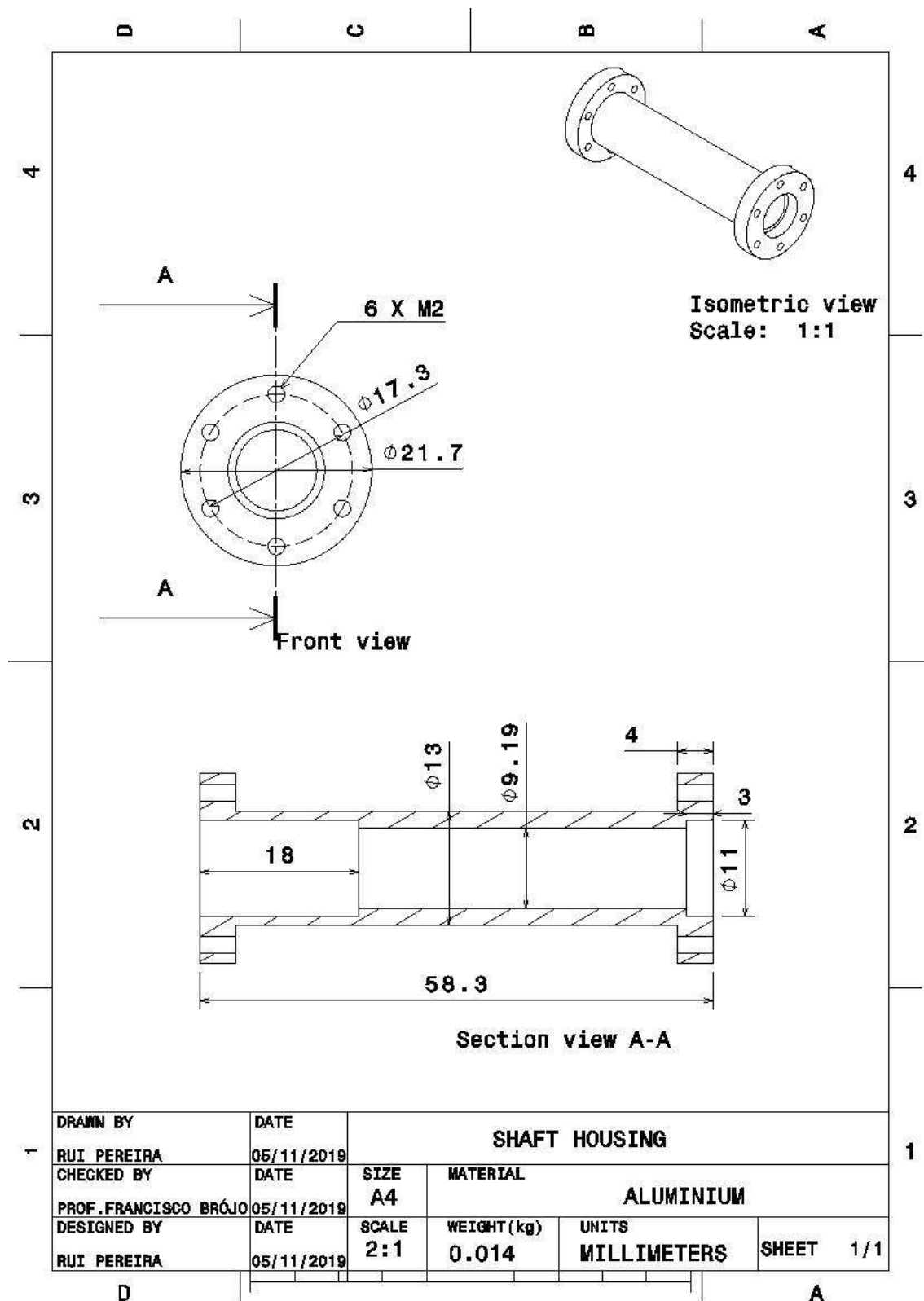


Figura B.4: Albero dell'alloggiamento

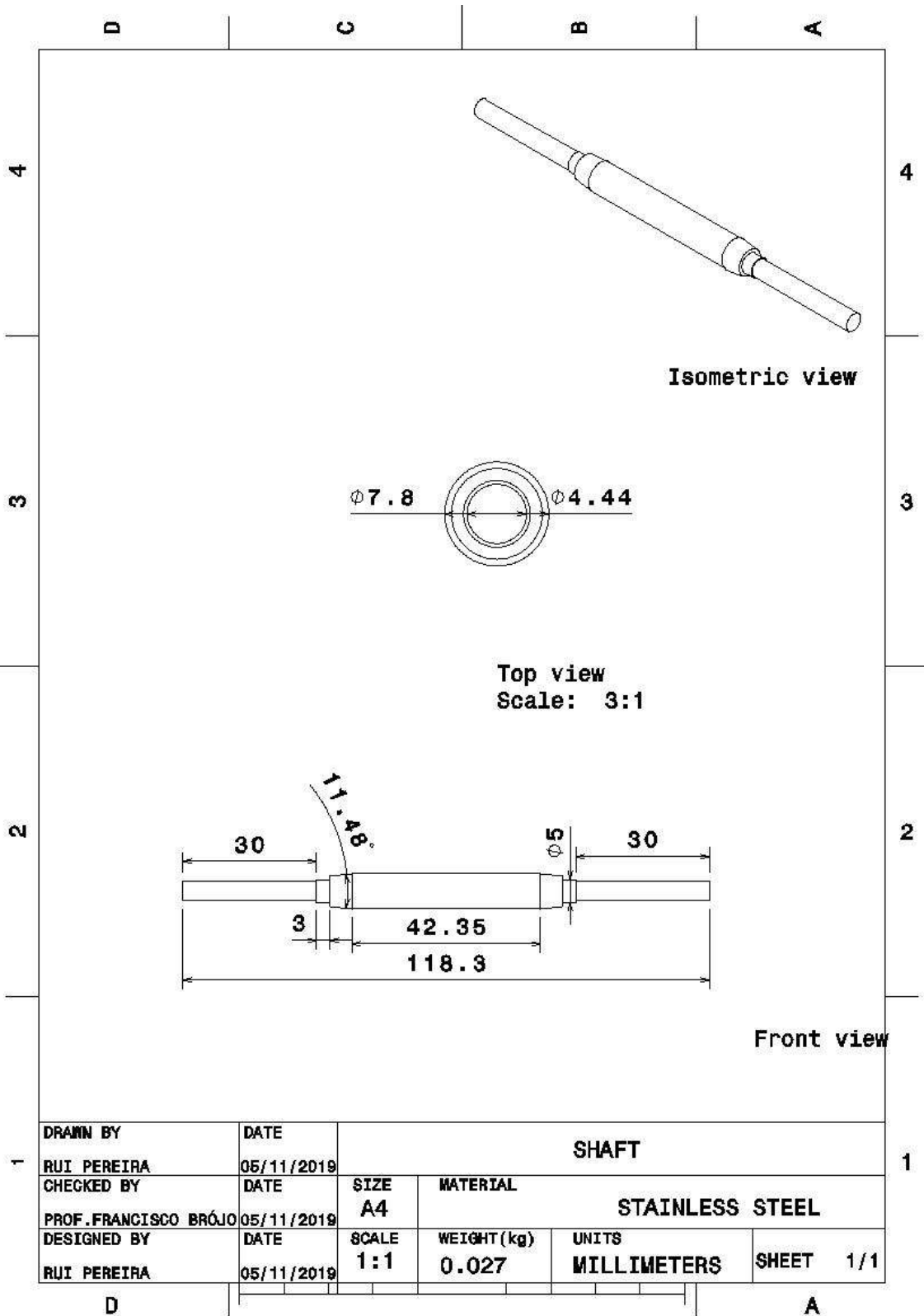


Figura B.5: Albero

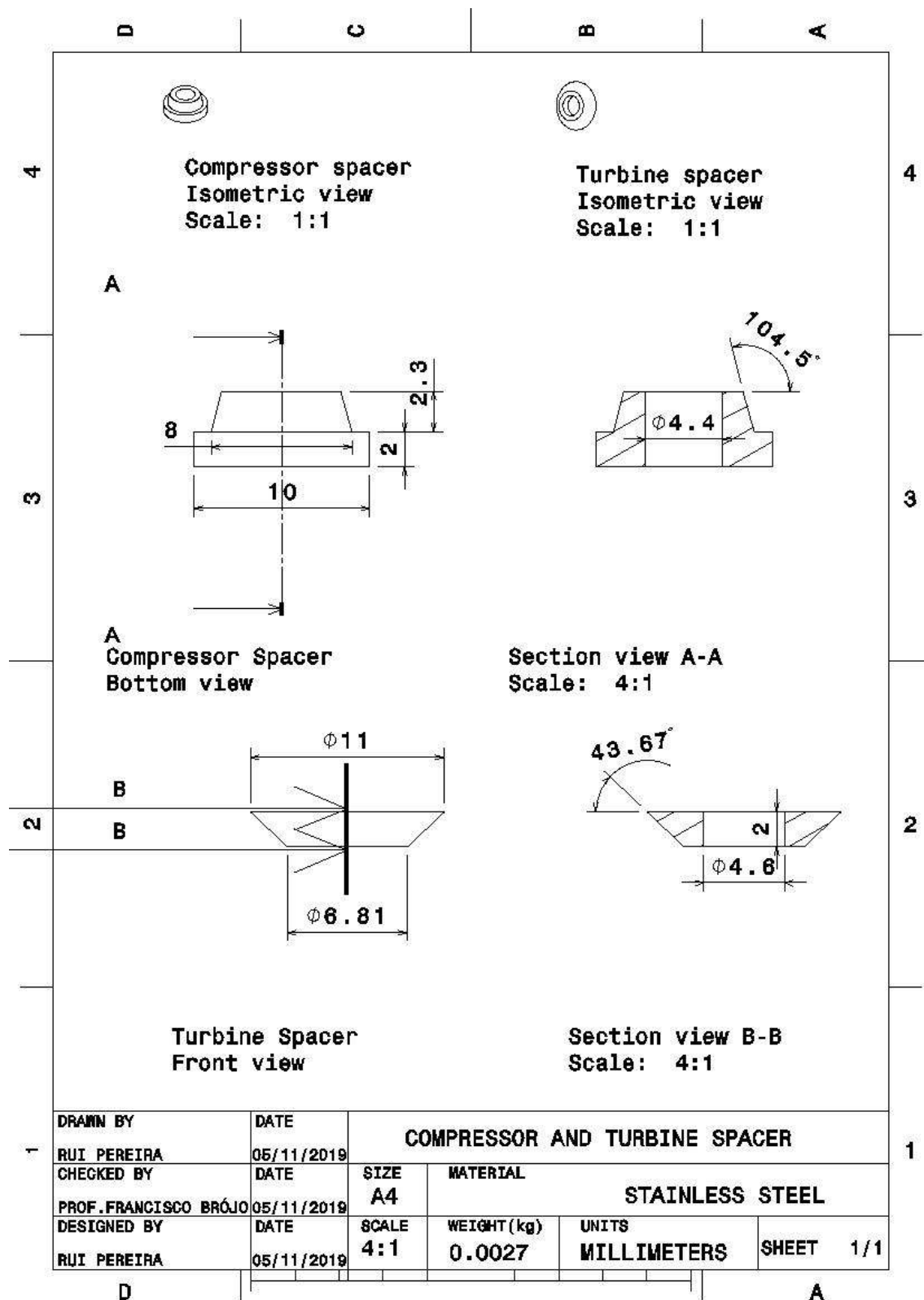


Figura B.6: Spessori

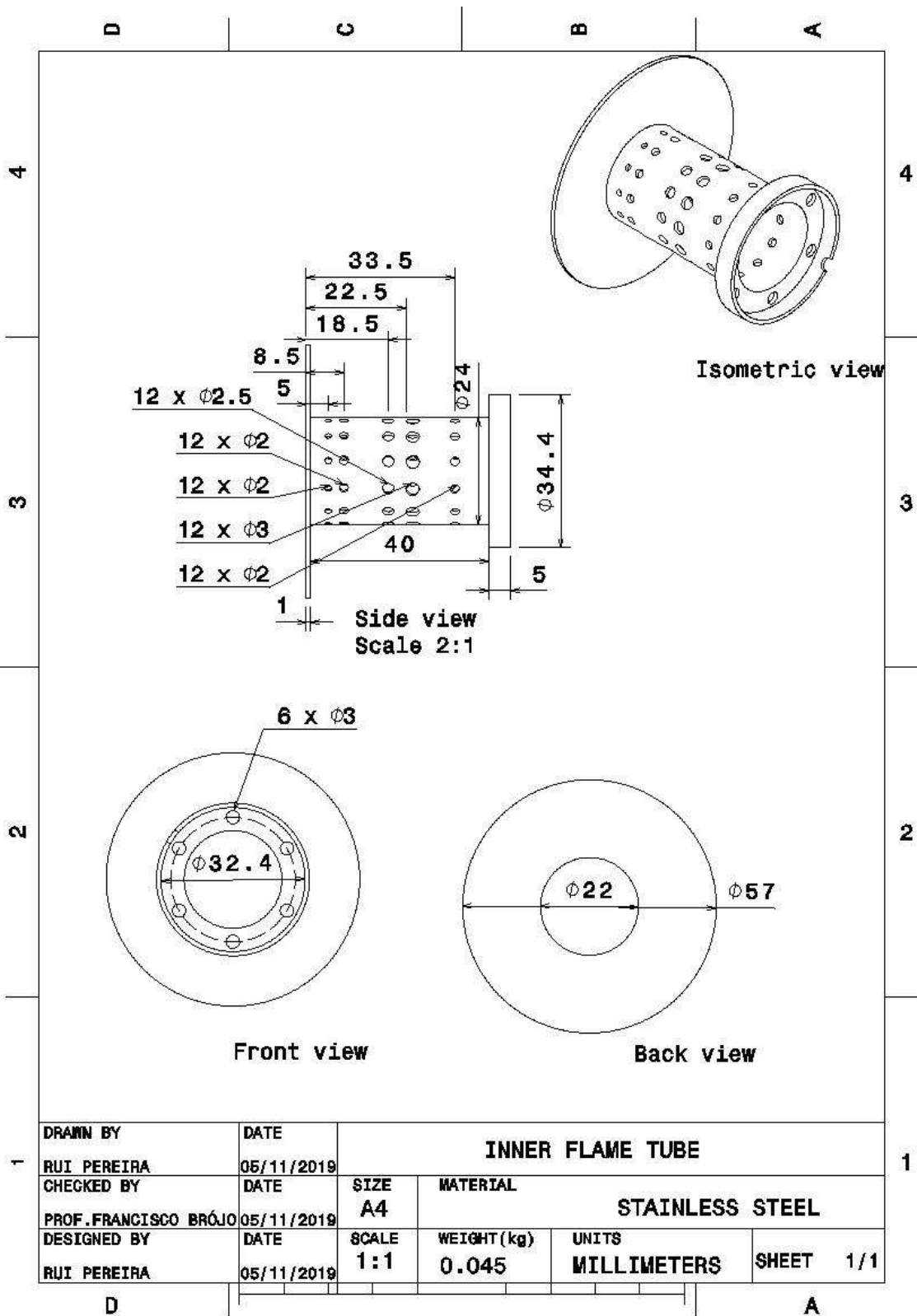


Figura B.7: Tubo della Fiamma Interna con supporto per il combustibile



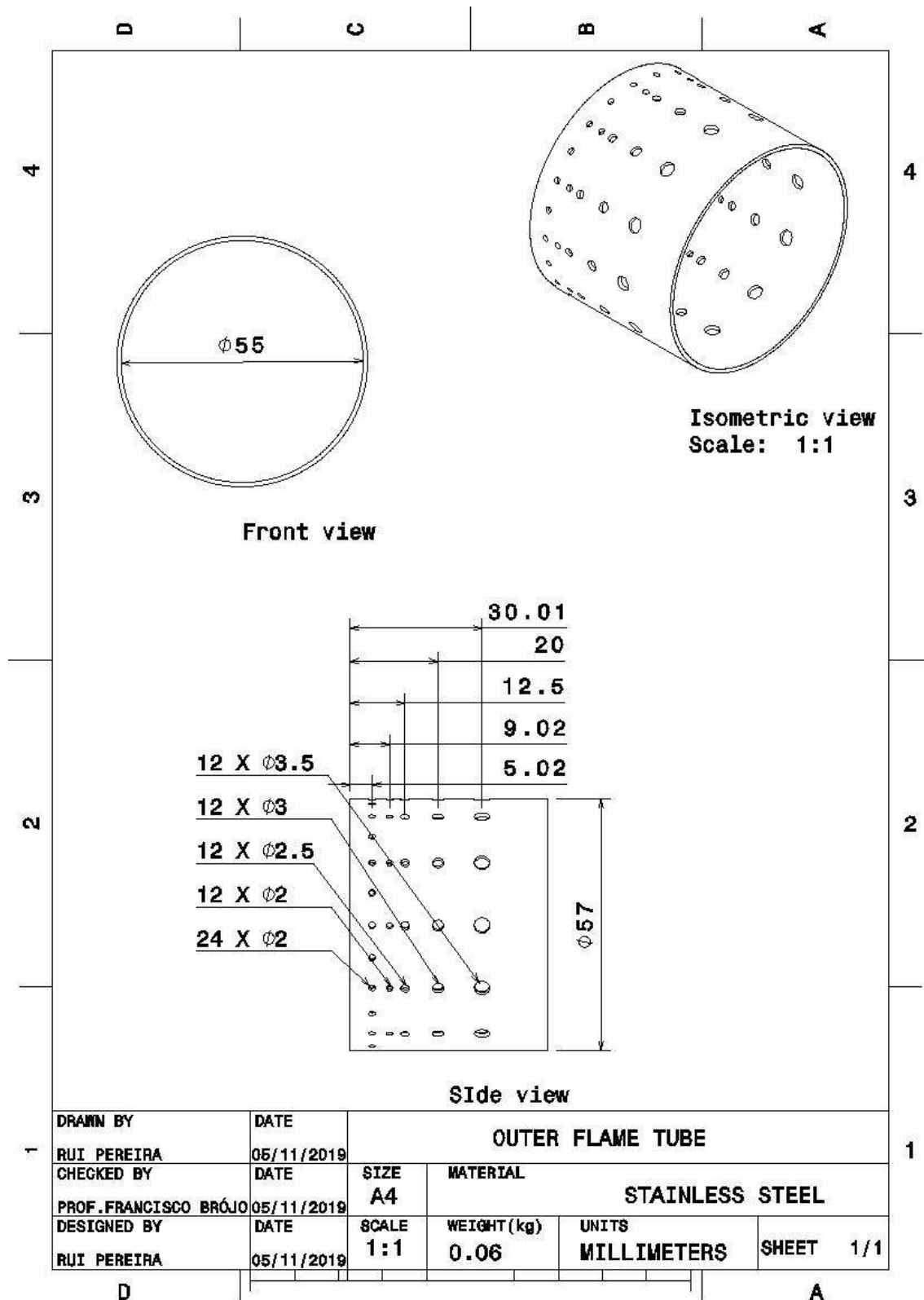


Figura B.8: Tubo della Fiamma Esterna

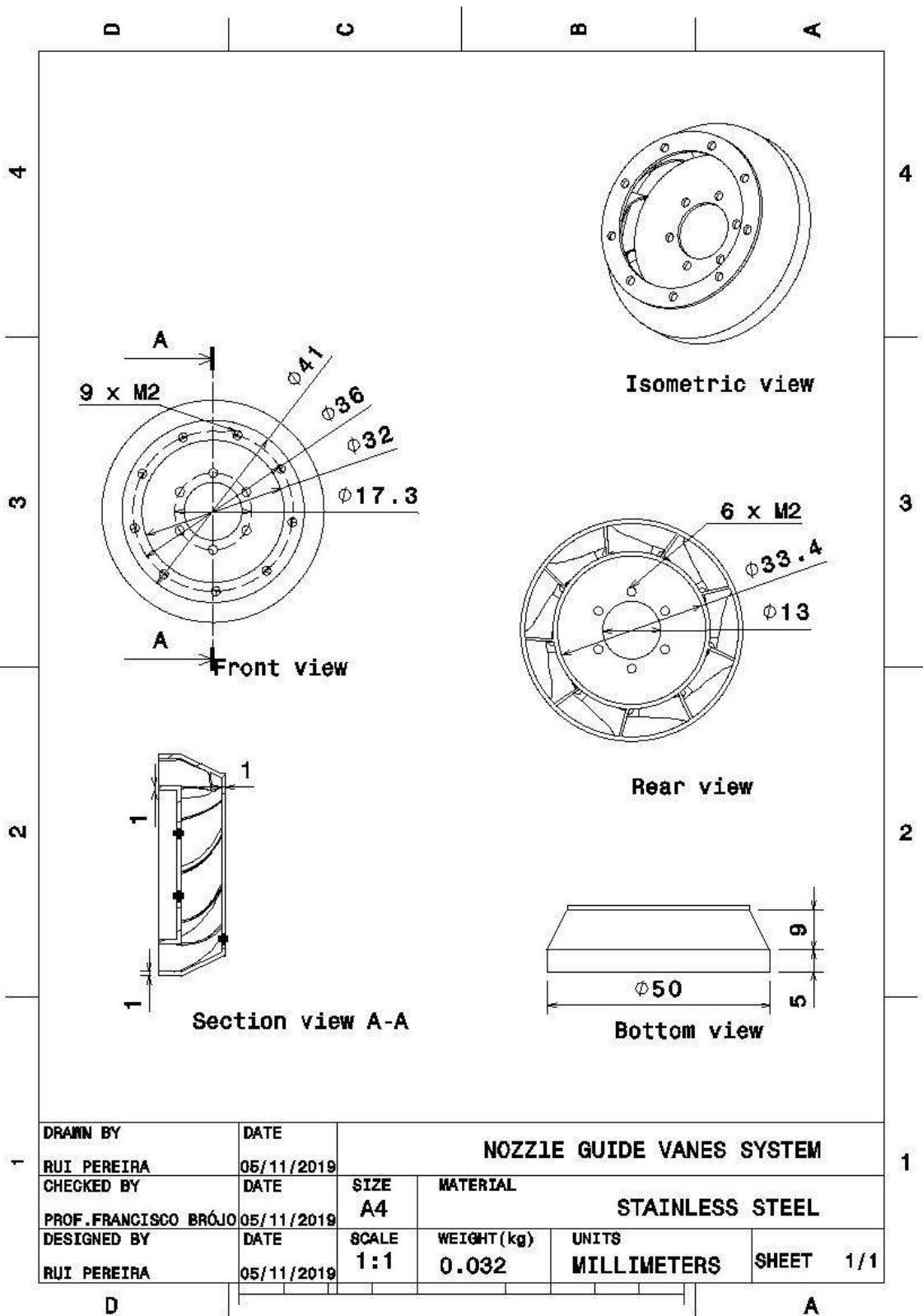


Figura B.9: Sistema di 叶片导向喷嘴

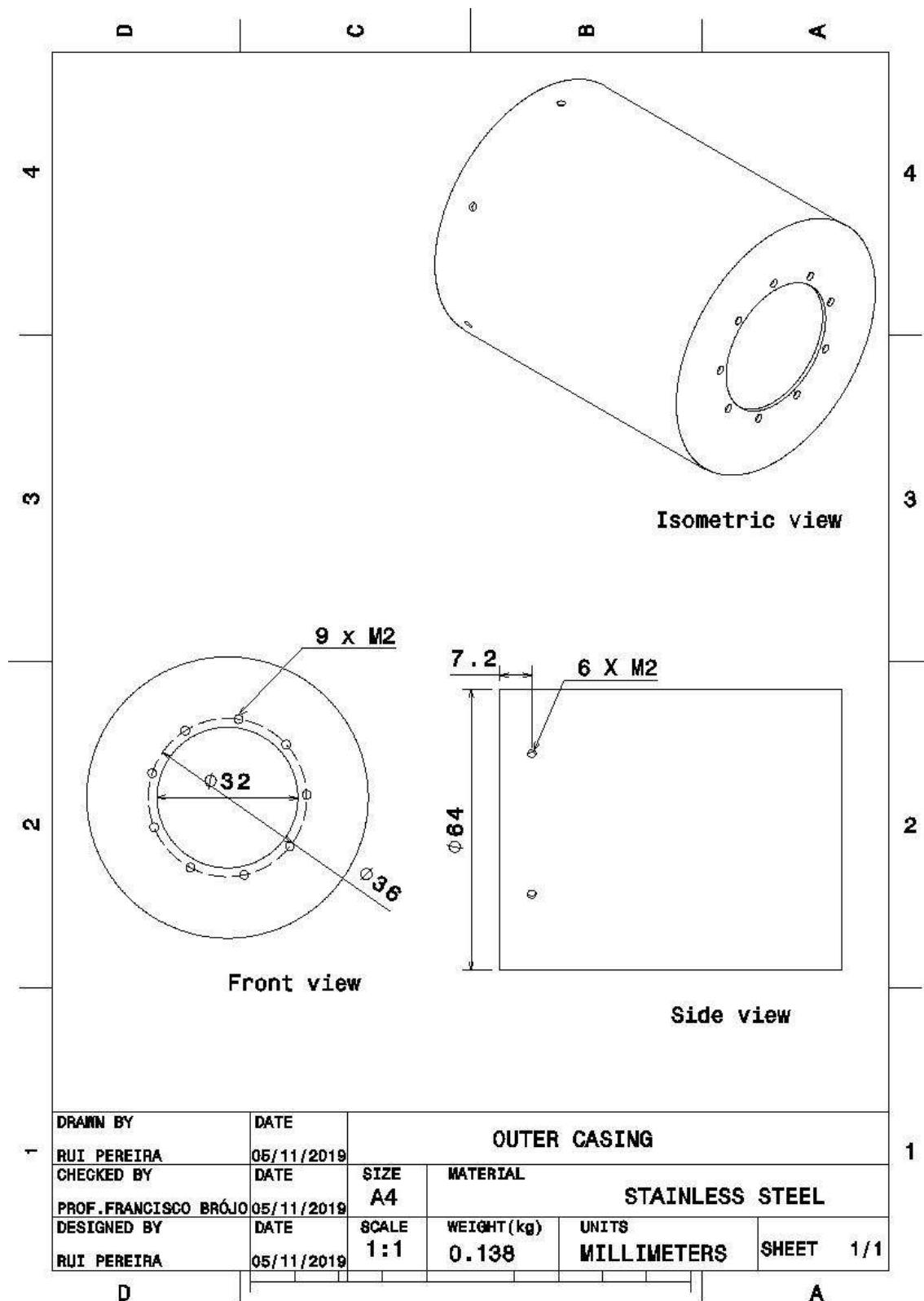


Figura B.10: Esterno

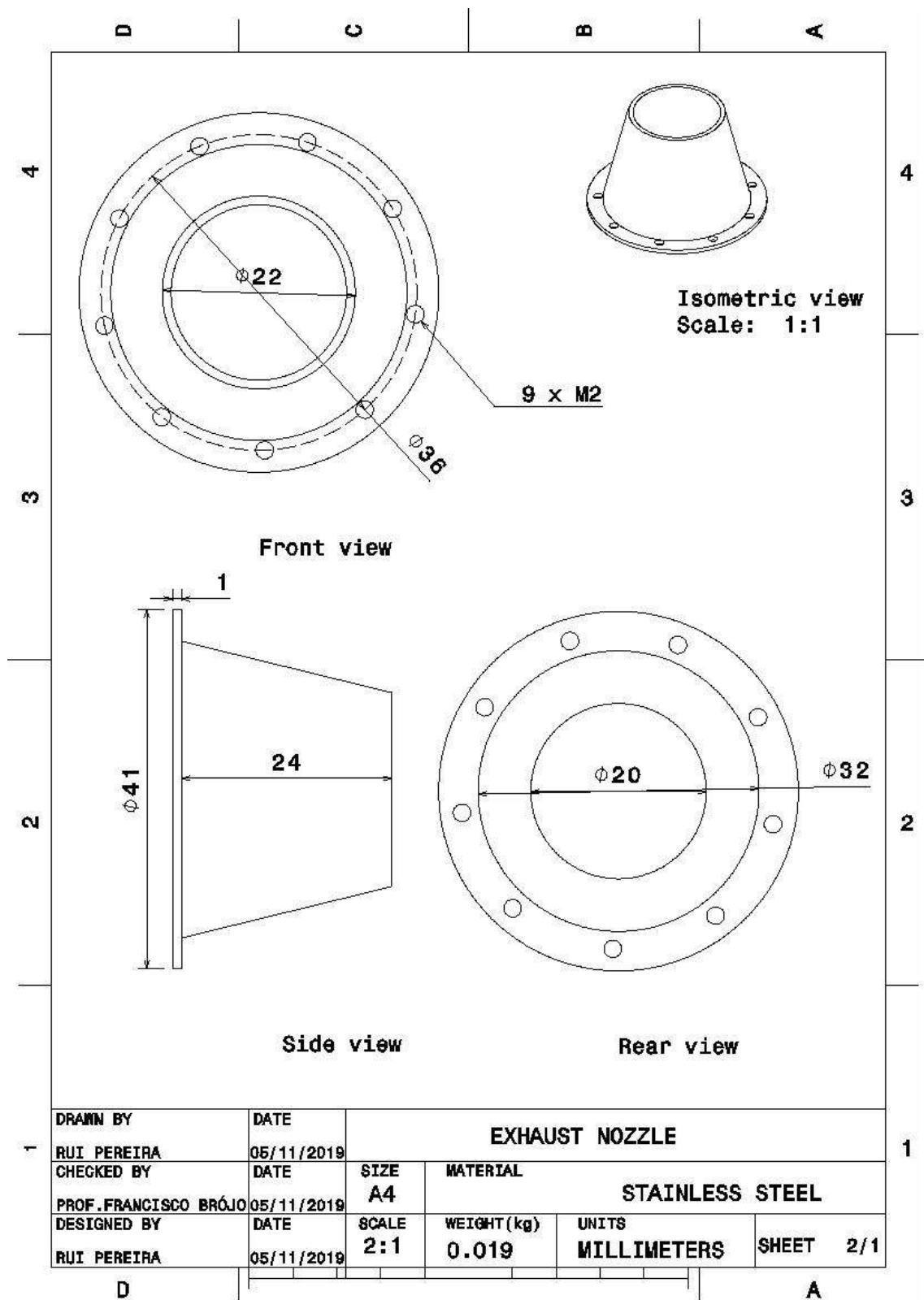


Figura B.11: 排气喷嘴

## 附录C - 2D, 3D Visioni del turboreattore

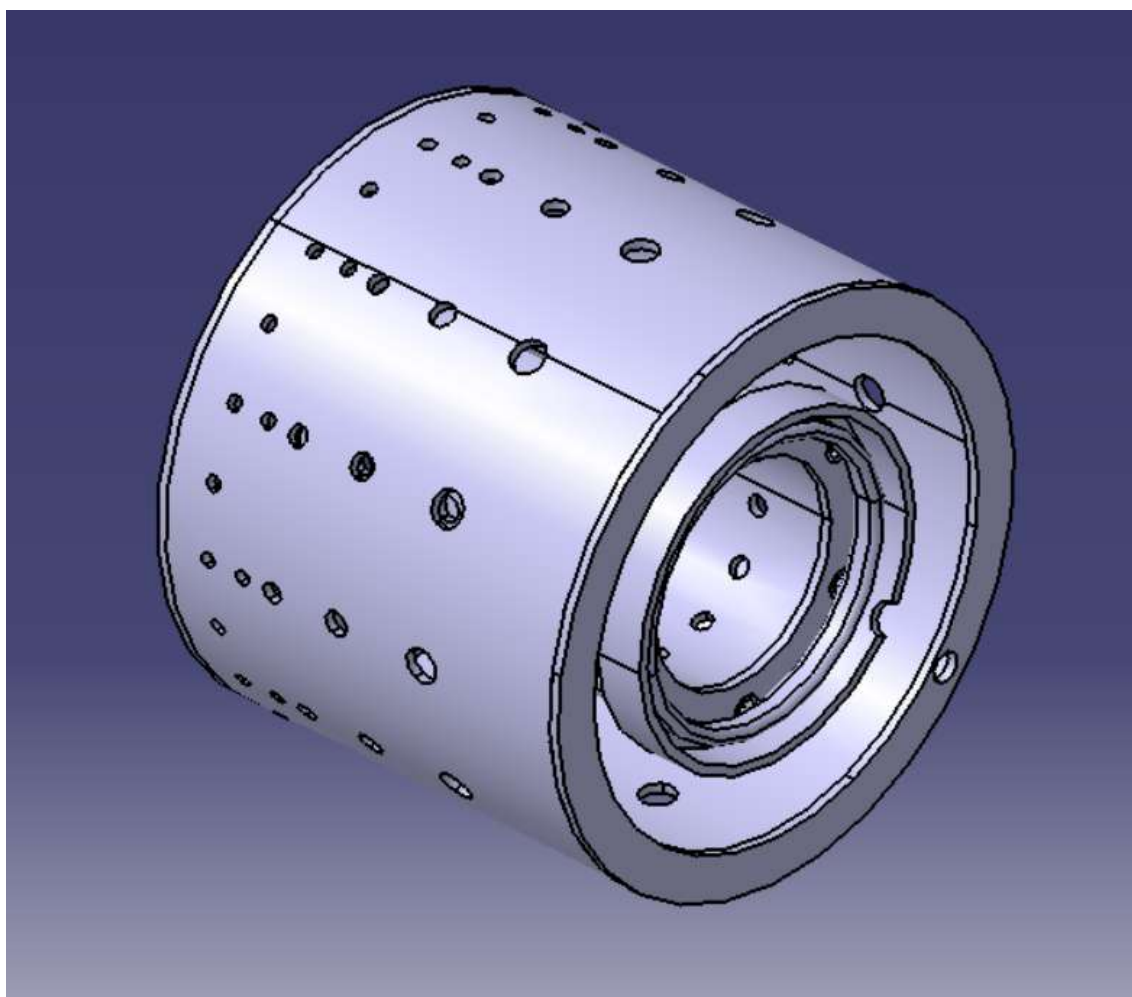


Figura C.1: "燃烧室"

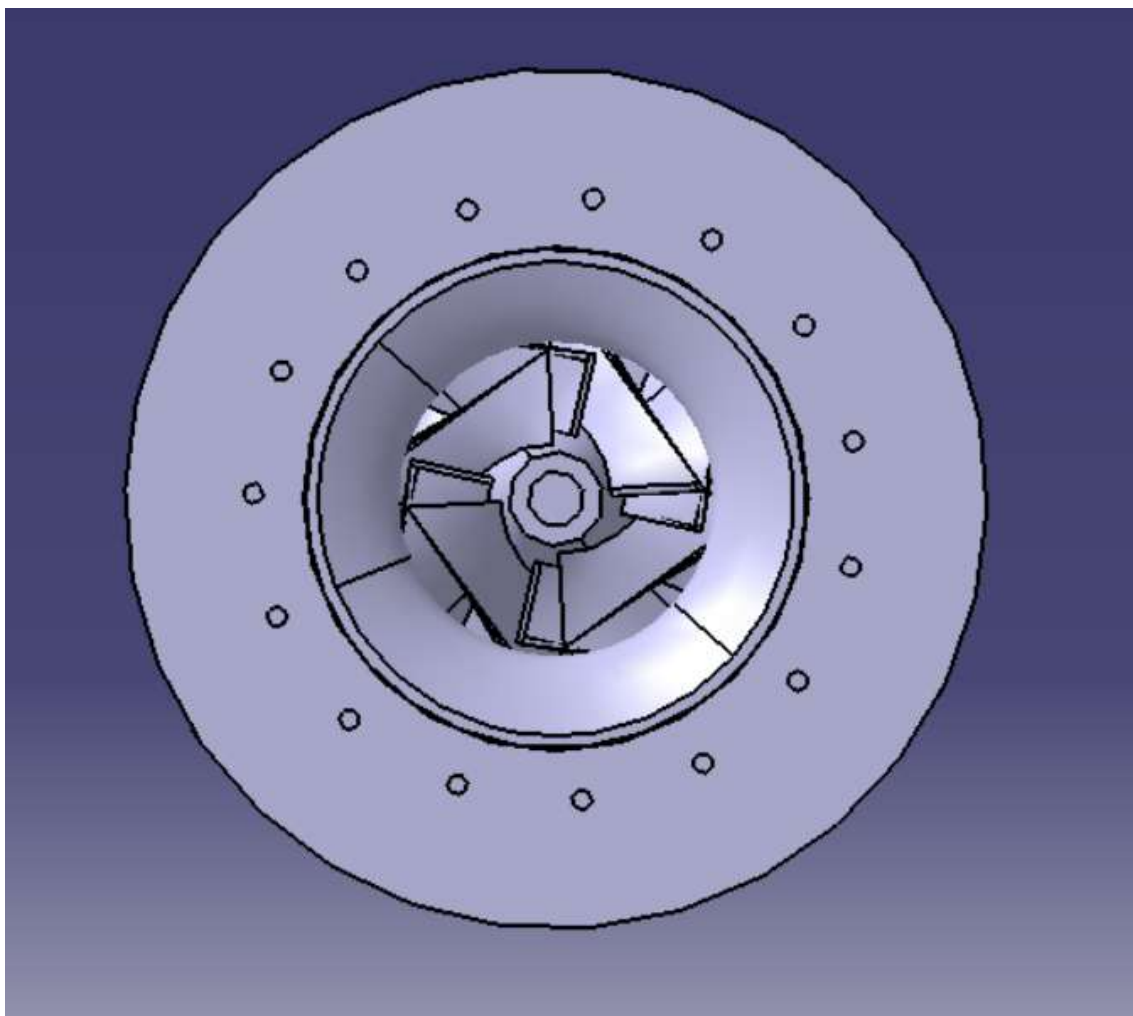


Figura C.2: “涡轮喷气发动机正视图”

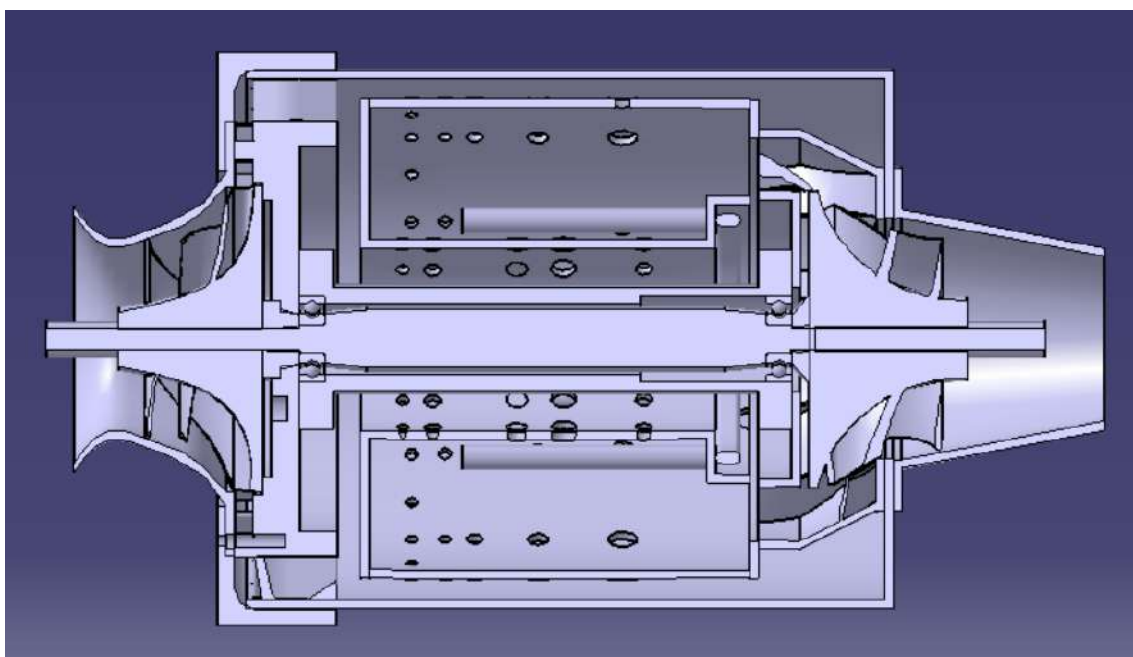


Figura C.3: “涡轮喷气发动机中段视图”

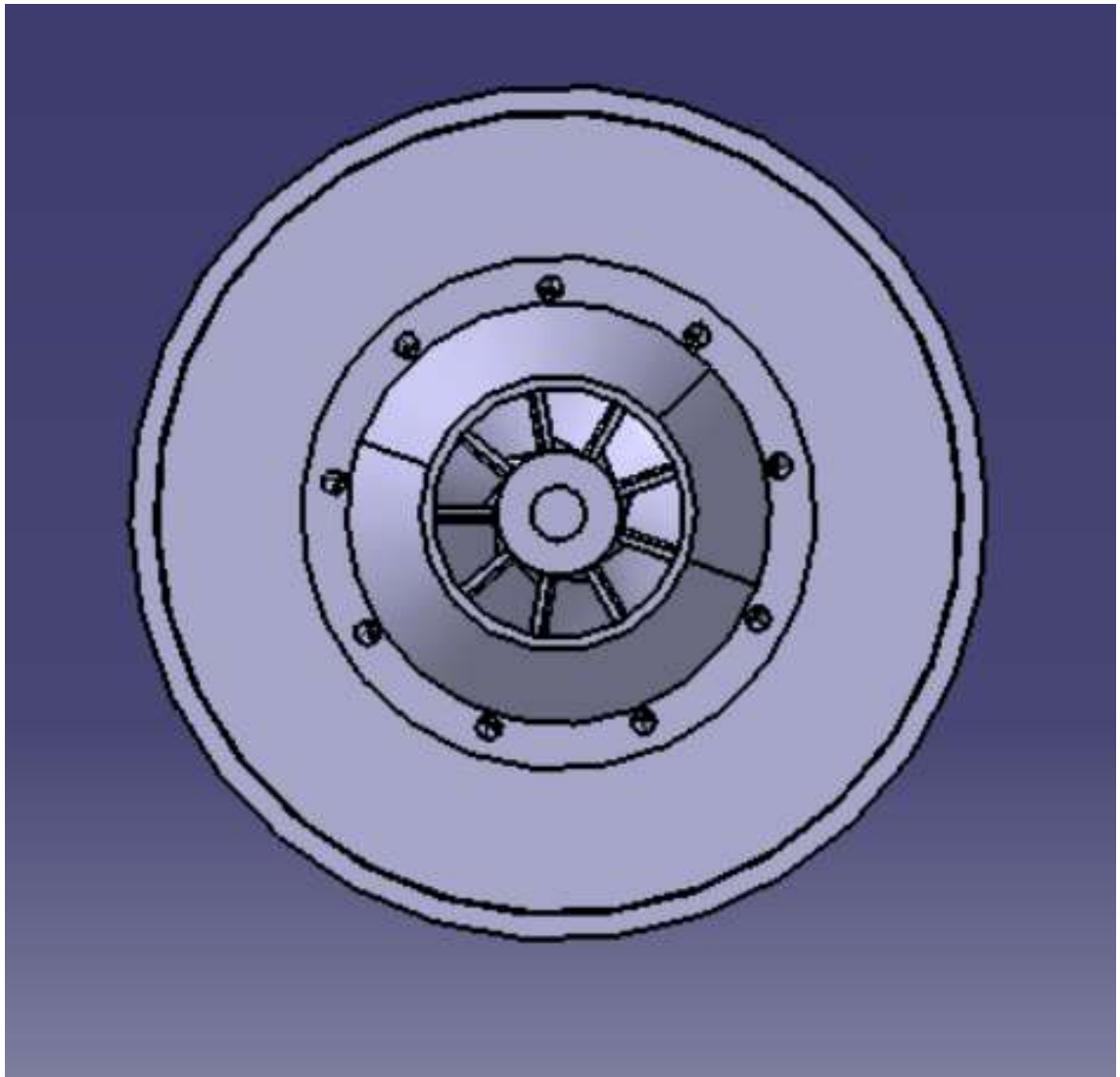


Figura C.4: "Vista Posteriore del Turboreattore"

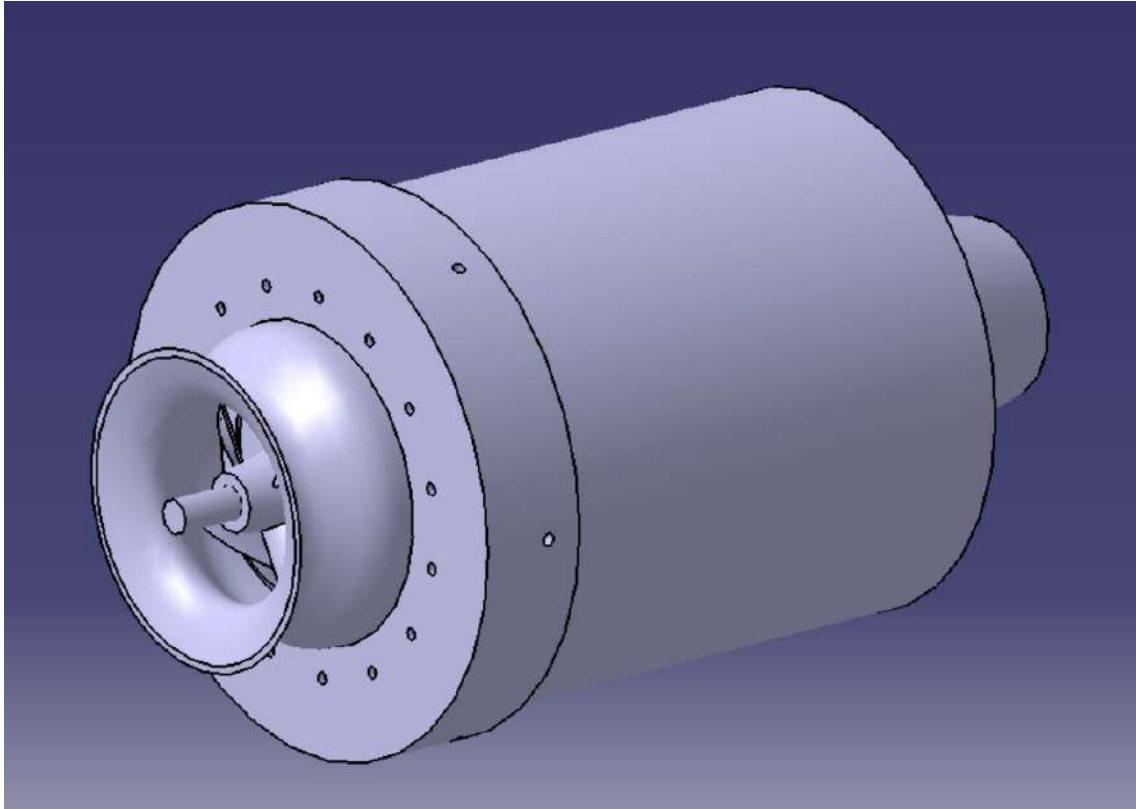


Figura C.5: "Vista isometrica del turbojet 3D 1"



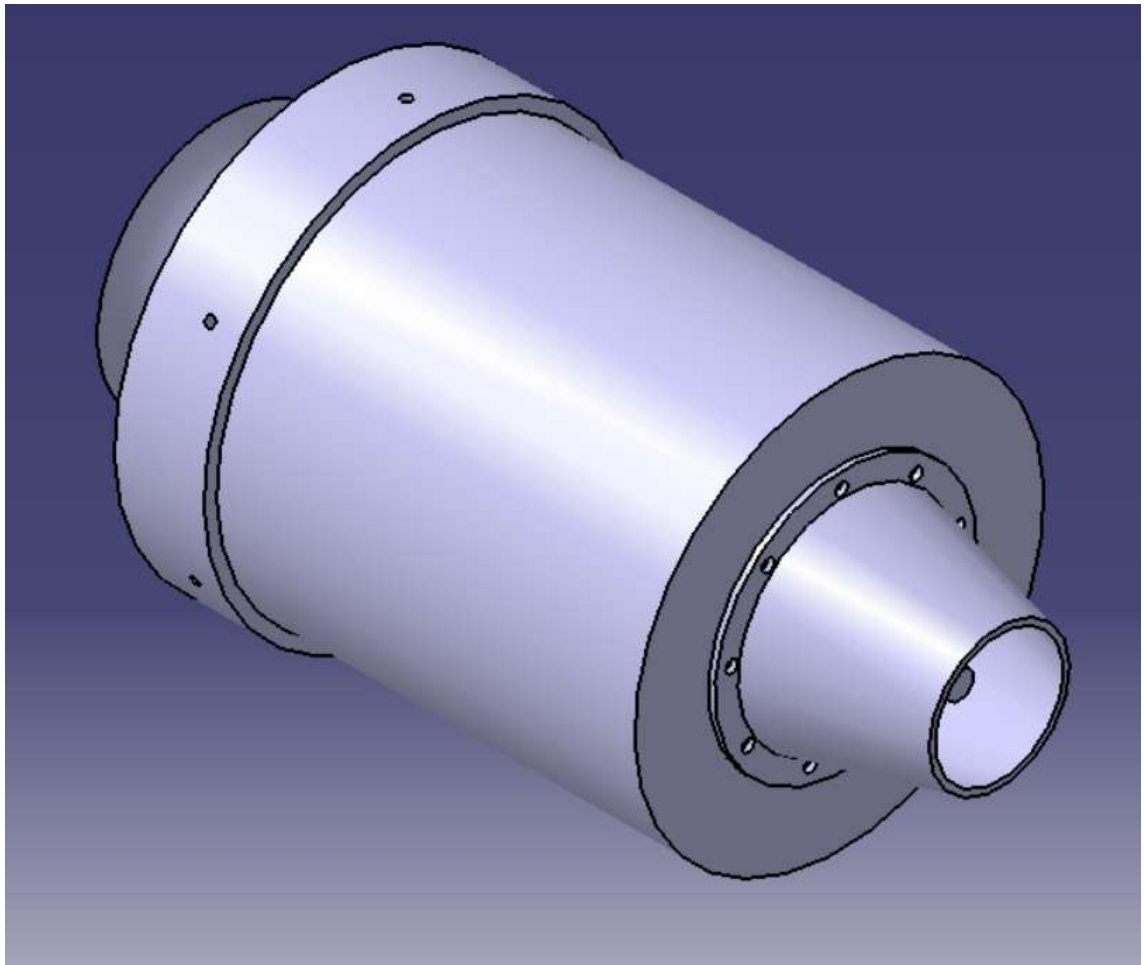


Figura C.6: "Vista isometrica del turbojet 3D 2"

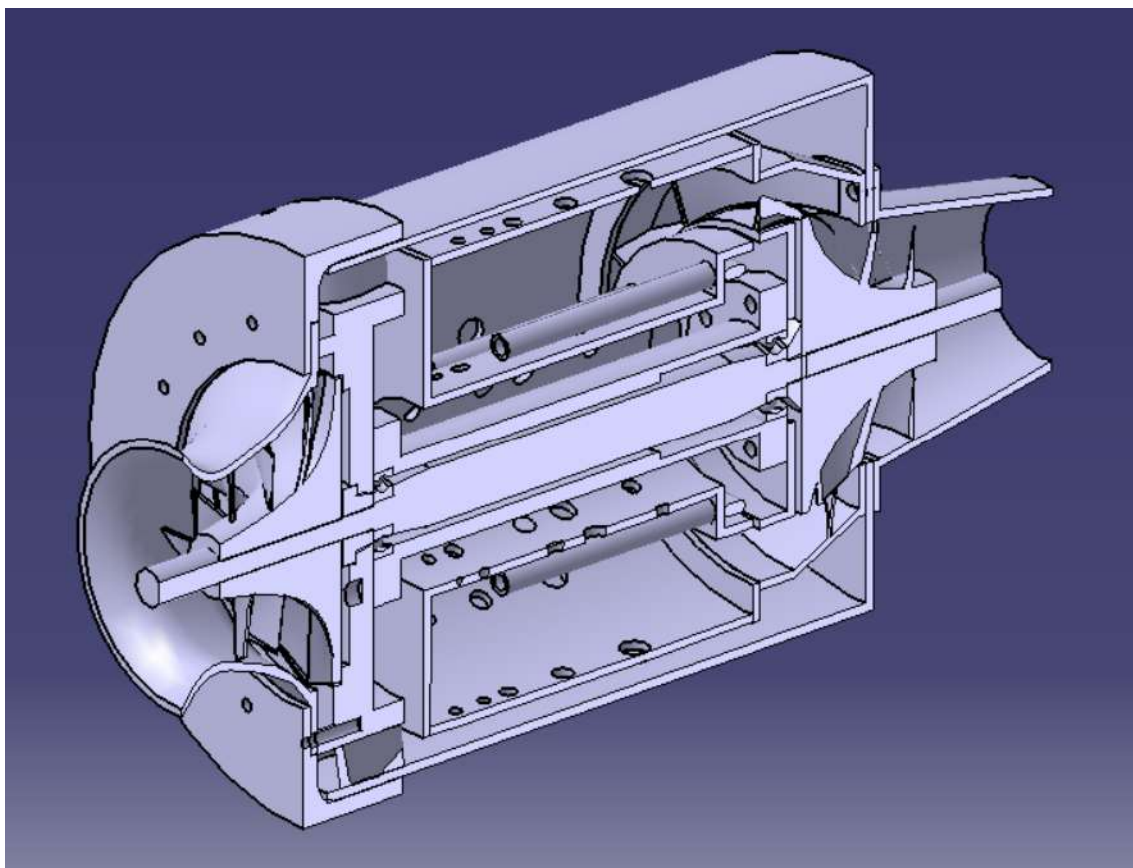


Figura C.7: "Vista isometrica della sezione centrale del turbojet 3D "

## 附录 D - 涡轮喷气发动机实际循环

Tabella 2 : specifiche tecniche Turbo VZ21 [36]

	Type	RHF3	RHF4	RHF5	RHF55	RHF6	RHE61	RHE62	RHE7	RHE8	
Item	Air Flow Rate (at: $\pi=2.0$ )	m³/min ft³/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	X10³rpm	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	(1.9)	(2.6)	(3.2)	(5.1)	(6.7)	7.8	10.5	(11.4)	(15.0)
		lb	(4.2)	(5.7)	(7.1)	(11.2)	(14.8)	17.2	23.2	(25.1)	(33.1)
	Diesel Engine Application	Ps	20~100	46~130	54~154	85~200	100~40	50~260	70~300	80~360	105~450
	Gasoline Engine Application	Ps	27~135	62~177	73~208	115~270	135~322				
External Dimensions	A	m/m	135	167	170	207	223	238	253	231	251
	B		22	37	27	43	43	47	45	50	52
	C		133	163	167	201	222	234	245	253	270
	D		88	102	110	124	124	136	146	161	175
	E		58	65	70	75	75	78	76	86	95
	F		65	74	80	102	102	100	125	120	130
	G-1 with Waste- Gate Valve		162	180	211	237	237	256	291		
	G-2 without Waste- Gate Valve		(136)	(155)	(167)	(200)	(196)			(246)	(265)
	H-1 with Waste- Gate Valve		135	125	138	156	156	175	186		
	H-2 without Waste- Gate Valve		(127)	(125)	(138)	(156)	(156)			(195)	(215)

Un'analisi del ciclo attuale è effettuata considerando che il compressore è in rotazione a 200000 r rpm. Dalla tabella 2, è stato ottenuto un rapporto di compressione  $\pi_c$  di 2.2 con un tasso di flusso di massa dell'aria,  $\dot{m}_a$ , di 0.1047

$kg/s$ .

Parametri assunti:

$M_0$	0.05
$V_r$	$17 \cdot 35944 \text{ m/s}$
$R$	$0.287 \text{ kJ/kgK}$
$P_r$	$101.325 \text{ kPa}$
$T_r$	$300 \text{ K}$
$\gamma_c$	1.4
$\gamma_t$	1.333
$c_{pc}$	$1 \cdot 005 \text{ kJ/kgK}$
$c_{pt}$	$1 \cdot 148 \text{ kJ/kgK}$
$T_{04}$	$873.15 \text{ K}$
$FHV$	$46300 \text{ kJ/kg [29]}$
$\eta_i$	0.7
$\eta_c$	0.7
$\pi_c$	2.2
$\lambda$	0.8
$\eta_b$	0.9
$\% \Delta P_c$	2
$\eta_t$	0.8
$\eta_n$	0.8

## Design e Fabbricazione di un motore mini-turbojato

- Inlet

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

- Compressore

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

- 燃烧器

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

- 涡轮

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

- 检查喷嘴临界压力

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

$$P_{06}/P_c > P_{06}/P_a \text{ (未堵塞)}$$

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

### Parametri di prestazione del motore a reazione

$$\begin{array}{ll} \text{Specific Thrust } F/\dot{m} & 5.138204 \text{ Ns/kg} \\ TFSC & 10.19647 \text{ kg/Nh} \\ \eta^{th} & \text{Efficienza Termica } 0.1465787 \\ \eta_p & \text{Efficienza Propulsiva } 0.88348601 \\ \eta_o & \text{Efficienza Complessiva } 0.1319971 \end{array}$$

