



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Ingenieurwesen

Design und Herstellung eines Mini-Turbojet

Rui Gonalo Gonalves Esteves Pereira

Dissertation zur Erlangung des Grades eines
Masters in **Luftfahrttechnik** (Integrierter
Studienzyklus) (Überarbeitete Version nach
Diskussion)

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

Covilh, Februar 2020

Danksagungen

Es gibt viele Menschen, ohne deren Hilfe diese Dissertation nicht möglich gewesen wäre. An erster Stelle gilt mein größter Dank meiner Familie, die mich während dieser fünf Jahre die ganze Zeit unterstützt hat. Ihre Hilfe und Ermutigung haben es sicherlich erleichtert, dieses Projekt durchzuführen.

Zweitens möchte ich meinem Betreuer, Professor Francisco Brójo, danken, der stets bereit war zu helfen und sicherzustellen, dass das gesamte Projekt auf dem richtigen Weg war. Darüber hinaus wurde die Geduld, die der Professor während dieses Projekts mit mehreren unerwarteten Herausforderungen zeigte, sehr geschätzt, denn ohne sie hätte ich die für dieses Projekt vorgegebenen Ziele nicht erreichen können. Professor, mein aufrichtigster Dank dafür, dass Sie mir die Entwicklung eines solchen Projekts ermöglicht haben.

Ich möchte auch Herrn Rui Paulo und Herrn João Correia für die Hilfe während der experimentellen Phase danken. Ohne ihre Unterstützung wäre dieses Experiment sicherlich schwieriger gewesen.

Abschließend bin ich dankbar für all die Unterstützung und unvergesslichen Momente in der Gesellschaft meiner Freunde, insbesondere José und João, während meiner Studienjahre.

Zusammenfassung

Die Entwicklung und Produktion von kleinen Düsentriebwerken ist relativ neu, wenn man bedenkt, dass dieser Typ von Gasturbine schon viel früher untersucht und entwickelt wurde. Mit der Zeit wurden Gasturbinen jedoch zu einer immer größeren Herausforderung in Bezug auf ihre Entwicklung und Verbesserung. Dieser Motortyp erfordert ein intensives Studium der verschiedenen Bereiche, die mit seinem Betrieb zusammenhängen, und verlangt immer mehr Wissen und Geschick, um auch nur ein kleines Detail zu verbessern. Obwohl das Detail klein sein mag, ist der Effekt auf die Gesamtleistung erheblich.

Bis vor kurzem wurden diese kleinen Motoren ohne eine bedeutende Rolle in der Luftfahrtindustrie entwickelt und nur für Flugmodelle verwendet. Aufgrund des wissenschaftlichen Fortschritts werden diese Motoren jedoch nun untersucht und vorbereitet, um als Antriebssystem in unbemannten Luftfahrzeugen, UAV, integriert zu werden [1].

Dieses Projekt besteht in der Entwicklung eines Turbojets, wobei die Abmessungen von zwei zuvor erhaltenen Komponenten, dem Kompressor und der Turbine, des Turbomodells IHI RHB31 VZ21 berücksichtigt werden. Um zu verstehen, wie das Design mit der geeigneten Dimensionierung ausgeführt wird, wurde das Studium aller Komponenten eines Turbojets parallel zu den grundlegenden Bereichen des Turbojetbetriebs, wie zum Beispiel thermodynamische Zyklen, fortgesetzt. Nach einer allgemeinen Untersuchung des Turbojets ging der Autor zur Designphase über, in der der Dimensionierungsprozess auf der Grundlage der in verschiedenen Informationsquellen enthaltenen Informationen, die in der Bibliografie gefunden wurden, beginnt. Die Dimensionierung wurde durch die Verwendung eines Skalierungsfaktors durchgeführt. Dieser Skalierungsfaktor wurde durch ein Verhältnis der Kompressordurchmesser erhalten. Kurz gesagt, im Buch von Herr Thomas Kamps rät der Autor dem Neuling, die Größe seines Kompressors durch die des Kompressors zu teilen, der für den Motor von Herr Thomas Kamps verwendet wird. Das Verhältnis der Durchmesser oder der Skalierungsfaktor wurde auf die restlichen Komponenten angewendet, die von Herr Thomas Kamps produziert wurden, um die Maße für diese Gasturbine zu erreichen, wobei die Empfehlungen eingehalten wurden. Die Abmessungen der Kompressorabdeckung, des Einlassflansches, des Diffusors, der Welle, des Wellenkupplungstunnels, der Brennkammer, des Kraftstoffverteillerrings, der Düse vor der Turbine mit Leitschaufeln für den Strömungsfluss, der Abgasdüse und schließlich der Außenhülle wurden ermittelt. Der nächste Schritt war der Designprozess der genannten Komponenten in Bezug auf die in der Literatur beobachteten Designs unter Verwendung der dreidimensionalen Software CATIA V5R18. Das Design ist ein empirischer Prozess, bei dem es äußerst schwierig ist, ein Design als absolut zu betrachten.

Der Herstellungsprozess des Turbojets wurde durchgeführt, nachdem der Designprozess abgeschlossen war. Der nächste Schritt war, die notwendigen Materialien für die Produktion der Teile zu beschaffen, im Wesentlichen Aluminium und Edelstahl. Das verwendete Aluminium war Gussaluminium, das anschließend bearbeitet wurde, um die für das festgelegte Design erforderlichen Formen zu erhalten. Die meisten Komponenten wurden aus Edelstahlblechen hergestellt, aus denen die Teile entsprechend ihren Abmessungen und Formen in flacher Geometrie geschnitten wurden. Das Kapitel, das den Herstellungsprozess sowie den Designprozess beschreibt, wird erklärt, um eine zukünftige Reproduktion der abgeschlossenen Arbeit oder eine Anpassung für ein anderes Kompressor/Turbinen-Set zu ermöglichen.

sie extrem kleine Abmessungen hatten, um auf einer fünfachsigem CNC-Vertikalfräsmaschine produziert zu werden. Darüber hinaus wurde die Schweißnaht an den hergestellten Teilen nicht mit der erforderlichen Qualität ausgeführt, selbst nachdem die Dicke der Teile erhöht wurde, um den Prozess zu erleichtern, wie in Kapitel 4.3 erklärt. Daher wurde eines der Ziele nicht erreicht, da die unzureichenden Mittel die Herstellung der Teile des Strahltriebwerks verhinderten.

Schlüsselwörter

Modell des Turbojets, Mini-Turbojet, thermodynamische Zyklen, Design, Dimensionierung, CATIA V5R18, Herstellungsprozess.

Zusammenfassung

Die Entwicklung und Produktion kleiner Triebwerke mit einem Strahlantriebssystem ist relativ neu, wenn man bedenkt, dass dieser Typ von Gasturbine viele Jahre vor dem ersten Bau dieser kleinen Turbojets untersucht und entwickelt wurde. Mit der Zeit erwiesen sich die Gasturbinen jedoch als größere Herausforderung, da ihre Entwicklung und Verbesserung immer schwieriger wurde. Die Gasturbine erfordert ein intensives Studium der verschiedenen Bereiche, die mit ihrer Funktionsweise zusammenhängen, und verlangt zusätzliches Wissen und Können, um ein kleines Detail zu verbessern. Obwohl das Detail klein sein könnte, wäre der Effekt auf die Gesamtleistung erheblich.

Bis vor kurzem wurden diese kleinen Triebwerke ohne eine bedeutende Rolle in der Luftfahrtindustrie entwickelt und nur für Modellstrahltriebwerke verwendet. Dennoch werden diese Triebwerke im Zuge der wissenschaftlichen Entwicklung untersucht und vorbereitet, um in Unbemannte Luftfahrzeuge, UAVs, als deren Antriebssystem integriert zu werden [1].

Diese Dissertation besteht in der Entwicklung eines Turbojets im Kleinformat, unter Berücksichtigung der Abmessungen der zuvor erhaltenen Komponenten, des Kompressors und der Turbine, aus dem Modell-Turbo IHI RHB31 VZ21. Um zu verstehen, wie ein Entwurf mit geeigneten Abmessungen ausgeführt werden kann, wurde das Studium aller in einem Turbojet vorhandenen Komponenten parallel zu den grundlegenden Bereichen, die den Betrieb eines Turbojets betreffen, wie thermodynamische Kreisläufe, durchgeführt. Am Ende einer allgemeinen Studie des Turbojets ging der Autor zur Entwurfsphase über, in der der Dimensionierungsprozess auf der Grundlage der in den verschiedenen Informationsquellen enthaltenen Informationen, die in der Bibliographie gefunden wurden, beginnt. Die Dimensionierung wurde durch die Verwendung eines Skalierungsfaktors durchgeführt. Dieser Skalierungsfaktor wurde durch das Verhältnis der Kompressordurchmesser erhalten. Kurz gesagt, im Buch von Herrn Thomas Kamps rät der Autor dem Anfänger, seinen Kompressordurchmesser durch den für den Kamps-Motor verwendeten Kompressor zu teilen. Das Durchmesser Verhältnis oder der Skalierungsfaktor wurde auf die restlichen von Herrn Thomas Kamps produzierten Komponenten angewendet, um die Maße für diese Gasturbine zu erreichen, wobei die empfohlenen Maße eingehalten wurden. Die Abmessungen des Kompressorgehäuses, Einlassflansches, Diffusors, der Welle, des Wellengehäuses, der Brennkammer, des Kraftstoffverteillerrings, der Leitschaufeln, der Abgasdüse und zuletzt der Außenhülle wurden ermittelt. Der nächste Schritt war der Entwurfsprozess der genannten Komponenten in Bezug auf die beobachteten Entwürfe, die in der studierten Literatur gefunden wurden, unter Verwendung der dreidimensionalen Designsoftware CATIA V5R18. Das Design ist ein empirischer Prozess, der sich als äußerst schwierig erweist, ein Design als absolut zu betrachten.

Der Fertigungsprozess des Turbojets wurde durchgeführt, nachdem der Designprozess abgeschlossen war. Der nächste Schritt bestand darin, das notwendige Material für die Produktion der Teile zu beschaffen, im Wesentlichen Aluminium und Edelstahl. Das verwendete Aluminium war Gussaluminium, das dann bearbeitet wurde, um die gewünschte Form gemäß dem festgelegten Design zu erhalten. Die Mehrheit der Komponenten wurde aus Edelstahlblechen hergestellt, wobei die Teile entsprechend ihren Abmessungen und Formen in der ebenen Geometrie geschnitten wurden. Das Kapitel, das den Fertigungsprozess sowie den Designprozess beschreibt, wird erklärt, um eine zukünftige Reproduktion der abgeschlossenen Arbeit oder eine Anpassung für ein anderes Kompressor/Turbinen-Set zu ermöglichen.

Leider war die Herstellung des Diffusors und des Kompressorgehäuses nicht möglich, da sie extrem kleine Abmessungen hatten, um im 5-Achsen-vertikalen Bearbeitungszentrum produziert zu werden. Außerdem wurde das Schweißen an den gefertigten Teilen nicht mit der erforderlichen Qualität ausgeführt.

trotz der Erhöhung der Materialstärke zur Erleichterung des Prozesses, wie in Kapitel 4.3 erklärt. Daher wurde eines der Hauptziele nicht erreicht, da die unzureichenden Mittel die Herstellung der Teile des Düsentriebwerks verhinderten.

Schlüsselwörter

Modellstrahltriebwerk, Mini-Turbojet, thermodynamische Kreisläufe, Design, Dimensionierung, CATIA V5R18, Fertigungsprozess.

ix

3.2 Fertigungsprozess.4	0
4 Praktischer Fall	43
4.1 Dimensionierungsergebnisse .	43
4.2 Design des Mini-Turbojet-Prototyps .	43
4.2.1 Kompressor	43
4.2.2 Einlassflansch	44
4.2.3 Kompressorgehäuse .	45
4.2.4 Diffusor	47
4.2.5 Welle und Wellengehäuse .	48
4.2.6 Brennkammer .	49
4.2.7 Kraftstoffverteiler	50
4.2.8 Leitschaufelsystem .	51
4.2.9 Turbine	51
4.2.10 Abgasdüse, Außenhülle und Lager .	52
4.3 Komponentenherstellung .	54
4.3.1 Formgebungsprozess.55 4.3.2 Fräsprozess.57 4.3.3 Drehprozess.58 4.3.4 Lötprozess.59 4.3.5 Schweißprozess.60	
5 Schlussfolgerung	63
5.1 Nachteile.63 5.2 Zukünftige Arbeiten und Empfehlungen.64	
Bibliographie	65
Anhänge	69

Abbildungsverzeichnis

2.1 Aeolipile [5]	3
2.2 Staustrahltriebwerk [8]	5
2.3 Pulsstrahltriebwerk [8]	5
2.4 Raketentriebwerk [8]	5
2.5 Turbojet [6]	5
2.6 Turbopropeller [11]	6
2.7 Turboschaft [12]	6
2.8 Mantelstromtriebwerk [6]	6
2.9 Hoch-Bypass-Triebwerk, Rolls Royce RB.211 [6]	6
2.10 Offener Kreislauf [14]	11
2.11 Geschlossener Kreislauf [14]	11
2.12 Düsenkomponenten und analoge thermodynamische Zustände [16]	11
2.13 Turbojet-Station-Nummerierung [16]	12
2.14 Unterschalllufteinlass [26]	19
2.15 Achssymmetrischer Überschalllufteinlass [26]	19
2.16 Rechteckiger Überschalllufteinlass [26]	19
2.17 Radialverdichter [8]	19
2.18 Arten von Laufrädern [27]	20
2.19 Druck- und Geschwindigkeitsentwicklung im Laufrad-Diffusor-System [27]	20
2.20 Axialverdichter [6]	21
2.21 Druck- und Geschwindigkeitsänderungen in einem Axialverdichter [8]	21
2.22 Einwellen-Axialverdichter [8]	22
2.23 Zweistufiger Axialverdichter [8]	22
2.24 Diffusortypen [29]	23
2.25 Brennkammer [8]	23
2.26 Verteilung der Luft im Brenner [8]	24
2.27 Mehrfachbrennkammer [8]	25
2.28 Rohrförmige Ringbrennkammer [8]	25
2.29 Ringbrennkammer [8]	26
2.30 Impulsturbine [8]	27
2.31 Eigenschaftenvariation im gesamten [8]	27
2.32 Freitragende Radialturbine [27]	28
2.33 Gemischte Radialturbine [27]	29
2.34 Konvergent-Divergente Düse.30 2.35 Kraftstoffeinspritzmodi [29]	31
2.36 Turbolader, Alfred Büchis Patent [32]	32
2.37 Turboladerkomponenten.32 2.38 Turboladerarbeit[35]	32
2.39 Beispiel eines Verdichterkennfelds[34]	33
2.40 RHB31VZ21 Verdichterkennfeld [36]	34
3.1 Kompressorgehäuse [29]	36
3.2 Diffusor [29]	37

3.3 Diffusor-Schaufelprofil[29]	.37	3.4 Welle [29]	.37	3.5 Wellengehäuse [29]	.37	3.6 Äußeres Flammenrohr [29].38	3.7 Inneres Flammenrohr[29]	.38	3.8 Abgasdüse [29]	.39	3.9 Diffusor-Entwurfsverfahren.42	4.1 Kompressor-CAD-Wellenbetrieb.44	4.2 Kompressor-CAD-Schaufelskizze.44	4.3 Kompressor-CAD-Ansicht.44	4.4 Kompressor-CAD-Ansicht.44	4.5 Einlass-Frontansicht.45	4.6 Einlass-Rückansicht.45	4.7 Einlass-Seitenansicht.45	4.8 Einlass-Isometrieansicht.45	4.9 Kompressor-Abdeckungsskizze.46	4.10 Kompressor-Abdeckungs-Entwurfsebenen-Höhe.46	4.11 Kompressor-Abdeckungs-Seitenansicht.46	4.12 Kompressor-Abdeckungs-Rückansicht.46	4.13 Kompressor-Abdeckungs-Isometrieansicht.46	4.14 Diffusor-Basis.47	4.15 Diffusor-Keilförmige Schaufel.47	4.16 Diffusor-Axialschaufel-Profil.47	4.17 Diffusor-Isometrieansicht.48	4.18 Wellengehäuse-Skizze.48	4.19 Wellen-Skizze.48	4.20 Äußeres Flammenrohr-Skizze.49	4.21 Inneres Flammenrohr-Skizze.49	4.22 Inneres Flammenrohr-Isometrieansicht.49	4.23 Äußeres Flammenrohr-Isometrieansicht.50	4.24 Kraftstoffring.50	4.25 NGV-System.51	4.26 Leitschaufelsystem-Ansicht.51	4.27 Leitschaufelsystem-Ansicht.51	4.28 Turbinenwellen-Betriebsskizze.52	4.29 Turbinen-Schaufelskizze.52	4.30 Turbinen-Isometrieansicht.52	4.31 Austrittsdüsen-Skizze.53	4.32 Austrittsdüsen-Isometrieansicht.53	4.33 Äußeres Gehäuse-Isometrieansicht.53	4.34 Lagergehäuse-Skizze.53	4.35 Lagerkugeln-Skizze.53	4.36 Lager 618/5 Beispiel.54	4.37 Ofen.55	4.38 Gussaluminium.55	4.39 Proben der mit dem Wasserstrahl geschnittenen Teile.55
---------------------------------	-----	----------------	-----	------------------------	-----	------------------------------------	-----------------------------	-----	--------------------	-----	--------------------------------------	-------------------------------------	---	-------------------------------	----------------------------------	-----------------------------	----------------------------	---------------------------------	---------------------------------	------------------------------------	---	--	---	---	------------------------	--	---------------------------------------	-----------------------------------	---------------------------------	-----------------------	------------------------------------	---------------------------------------	--	---	------------------------	--------------------	---------------------------------------	------------------------------------	--	---------------------------------	--------------------------------------	-------------------------------	--	--	--------------------------------	----------------------------	------------------------------	--------------	-----------------------	---

4.40 Löcher in den einfachen Flammenrohren gebohrt.56 4.41 Einfache Flammenrohre gebohrt.56 4.42 Abgasdüse.56 4.43 Inneres Flammenrohr.56 4.44 Äußeres Flammenrohr.56 4.45 Außenhülle.56 4.46 Turbine gebohrt.57 4.47 Schaufeln des Leitschaufelsystems.57 4.48 Basis der Turbine.58 4.49 Umgebender und oberer Teil des Leitschaufelsystems.58 4.50 Wellengehäuse.58 4.51 Einlassflansch.59 4.52 Welle.59 4.53 Kraftstoffringhalterung.60 4.54 Kraftstoffring.60 4.55 Abgasdüse.61 4.56 Außenhülle.61 4.57 Innere Flammenrohr Vorderansicht.61 4.58 Innere Flammenrohr Rückansicht.61 4.59 Äußeres Flammenrohr.62 4.60 Externe Teile der Leitschaufel.62 4.61 Interner Teil des Leitschaufelsystems.62 B.1 Einlassflansch.70 B.2 Kompressorgehäuse.71 B.3 Diffusor.72 B.4 Wellengehäuse.73 B.5 Welle.74 B.6 Abstandshalter.75 B.7 Inneres Flammenrohr mit Kraftstoffringhalterung.76 B.8 Äußeres Flammenrohr.77 B.9 Leitschaufelsystem.78 B.10 Außenhülle.79 B.11 Abgasdüse.80 C.1 „Brennkammer“.81 C.2 „Turbojet-Frontansicht“.82 C.3 „Turbojet-Mittelteilansicht“.82 C.4 „Turbojet-Rückansicht“.83 C.5 „Turbojet isometrische 3D-Ansicht 1“.84 C.6 „Turbojet isometrische 3D-Ansicht 2“.85 C.7 „Turbojet-Mittelteil isometrische 3D-Ansicht“.86

Tabellenverzeichnis

2.1 Vorteile und Nachteile der verschiedenen Laufräder [27].21	2.2 Kraftstoffe [29] .30	1
Teileliste.69	2 Turbo VZ21 technische Spezifikationen [36] .87	

Nomenklatur

A	Querschnittsfläche m^2	Schallgeschwindigkeit m/s
c	Spezifische Wärmekapazität kJ/kgK	E
	Gesamtleistung WF	Schub NF/\dot{m} Spezifischer Schub $Ns/kgFHV$
	Heizwert des Kraftstoffs J/kgf	Kraftstoff-Luft-Verhältnis
h	Spezifische Enthalpie J/kgK	Kinetische
	Energie JM	Mach-Zahl m Masse $kg\dot{m}$ Massenstromrate kg/s
pe	Potenzielle Energie JP	Druck PaQ
	Wärmerate WR Reale Gaskonstante $kJ/kgKS$	Spezifischer
	Kraftstoffverbrauch mg/Ns	Temperatur KV Geschwindigkeit m/s
W	Arbeitsrate $W\eta_p$	Antriebswirkungsgrad γ
	Wärmekapazitätsverhältnis π	Druckverhältnis ρ Dichte kg/m^3
τ	Temperaturverhältnis τ_λ	Maximales
	Stagnationsenthalpieverhältnis θ	Strömende Fluidenergie J

Indizes

a Luft
 Brenner c Kompressor
 cc Brennkammer f
 Kraftstoff in Eingang
 m Mechanisch o
 Gesamt out Ausgang
 p Konstanter Druck
 r Freie
 Strömungsbedingungen t
 Turbine th Thermisch
 v Konstantes Volumen 0
 Gesamt 1 Anfangszustand 2
 Endzustand

Liste der Akronyme

CAD Computerunterstütztes Design CATIA Computer Aided
Three-Dimensional Interactive Application CC Brennkammer CNC
Numerische Steuerung FABLAB Fertigungslabor NGV Leitschaufeln RC
ferngesteuert TSFC schubspezifischer Kraftstoffverbrauch UAV Unbe-
mannetes Luftfahrzeug UBI Universität Beira Interior

Kapitel 1

Motivation und Ziele

1.1 Motivation

Der Traum des Menschen zu fliegen faszinierte uns und beschäftigte unsere Gedanken über einen langen Zeitraum. Wir begannen mit der Beobachtung von Vögeln im Flug, über die Erfindung eines Drachens, das Ornithopter von Leonardo da Vinci, den ersten Heißluftballon, auch bekannt als Montgolfière, den Gleiter, das Aerodrom und schließlich den Wright-Brüder-Gleiter [2].

Von der Untersuchung nachhaltiger Flügel zur Erzeugung von Auftrieb waren auch Studien zu Antriebssystemen im Gange, denn wir erkannten, dass für einen nachhaltigen Flug eine Energiequelle erforderlich war. Dampfmaschinen waren die ersten, die entwickelt wurden, gefolgt vom Verbrennungsmotor und schließlich der Gasturbine. Schließlich wurde unser Traum wahr, als die Wright-Brüder den ersten Flug machten.

Wir begannen, neue Flügel, Materialien, Strukturen und Antriebssysteme für Flugzeuge zu entwickeln. Sie wurden alle einer intensiven Studie und Untersuchung unterzogen, bis wir die modernen Flugzeuge erreichten, und dennoch hören wir nicht auf, nach weiteren Verbesserungen zu forschen. Die Entwicklung der modernen Flugzeuge ermöglichte es uns, Kontinente zu überqueren und mit verschiedenen Kulturen zu interagieren. Um jedoch in der Lage zu sein, einen anderen Kontinent in wenigen Stunden zu erreichen, muss das Flugzeug extrem gut entworfen, gebaut und ausgestattet sein. Die Triebwerke des Flugzeugs liefern eine erhebliche Menge an Schub, die es dem Flugzeug ermöglicht, die für den jeweiligen Einsatz erforderliche Geschwindigkeit zu erreichen. Je nach Zweck des Flugzeugs, zum Beispiel militärische Langstreckenoperationen, kommerzielle Flüge oder Kampfsituationen, werden sie bis ins kleinste Detail entwickelt und verbessert. In Kampfsituationen beispielsweise werden die Flugzeuge so gebaut, dass sie mit einer erstaunlichen Geschwindigkeit fliegen, die über die Schallgeschwindigkeit hinausgeht, 343 m/s [3]. Die Gasturbinen-Triebwerke sind mit dem technologischen und wissenschaftlichen Fortschritt für jemanden, der interessiert ist und eines bauen möchte, nicht mehr unerreichbar. Glücklicherweise gibt es heutzutage Mini-Turbojet-Triebwerke, die man bauen und verbessern kann.

Die handgefertigten Düsentriebwerke sind kürzlich aufgetaucht und sind als Mini-Turbojets oder Modellstrahltriebwerke bekannt. Diese kleinen Maschinen haben begonnen, ihren Platz in der Industrie zu finden, wo sie von Unternehmen für eine mögliche Anwendung in UAVs entwickelt und produziert werden[1]. Diese Gasturbinen können auf ein ferngesteuertes (RC) Modellstrahltriebwerk angewendet werden.

Die Herausforderung, einen Mini-Turbojet zu bauen, ist für jemanden, der sich für Antriebssysteme interessiert, ansprechend, ebenso wie die Möglichkeit, zu weiteren Arbeiten beizutragen, was dazu führte, sich dieser Aufgabe zu widmen. Daher wurde durch das Studium des Designs und der Herstellung von Gasturbinen ein Mini-Turbojet-Prototyp entworfen und einige Teile wurden gebaut. Mit viel Mühe werden sehr bald die restlichen Teile gefertigt und das endgültige Triebwerk wird einer experimentellen Analyse unterzogen.

1.2 Ziele

Das Hauptziel dieser Arbeit konzentriert sich auf das Design und den Bau eines Turbojets mit kleinen Abmessungen. Zunächst wurde ein dreidimensionales Design des kleinen Düsentriebwerks in einer Computerunterstützten Design (CAD) Software, insbesondere CATIA, durchgeführt. Das Design wurde gemäß den dimensional Werten erstellt, die im Rahmen der Studie über das Design von Düsentriebwerken im kleinen Maßstab erreicht wurden.

Die vom Autor übernommenen Dimensionierungskriterien basieren auf der verfügbaren Literatur. Diese Methode stützt sich auf empirische Daten, insbesondere auf zu dieser Zeit entwickelte Entwürfe. Dies war eine große Hilfe, um die geeigneten Maße für die Hauptkomponenten zu erhalten und die Mittel zur Dimensionierung der verbleibenden Teile zu geben. Der Dimensionierungsansatz wird ausführlich in Kapitel 3 erklärt.

Das letzte und Hauptziel dieser Arbeit ist es, die Reihe von Schritten zur Herstellung eines kleinen Modell-Düsentriebwerks für praktische Anwendungen transparent zu beschreiben, um dem Leser zu helfen, sein eigenes Kleinmaßstab-Düsentriebwerk zu produzieren.

1.3 Dokumentstruktur

Das gesamte Dokument ist in fünf Kapitel gegliedert, wobei jedes Kapitel sich auf mehrere Teile konzentriert, entsprechend dem üblichen Format der Masterarbeit.

Das erste und aktuelle Kapitel zeigt die Motivation des Autors, die der Entwicklung dieser Arbeit vorausging. Zusätzlich werden die Ziele und die Organisation des Dokuments auf logische Weise präsentiert, um das Verständnis dessen, was für diese Arbeit vorgeschlagen wird, zu erleichtern.

Das zweite Kapitel bietet einen Literaturüberblick, indem es die Gasturbine einführt und ihre Typen beschreibt, insbesondere den Turbojet. Es folgt eine allgemeine Beschreibung der Komponenten, die das Düsentriebwerk bilden, zusammen mit den thermodynamischen Konzepten, die es uns ermöglichen, das Gesamtfunktionieren des Düsentriebwerks zu verstehen.

Das dritte Kapitel berichtet, wie der Dimensionierungsprozess durchgeführt wurde und rechtfertigt die Entscheidungen für die Maße der Komponenten.

Das vierte Kapitel legt die Verfahren dar, die zur Konstruktion und Herstellung der erforderlichen Komponenten ergriffen wurden, ergänzt durch deren Montage. Zusammen mit weiteren Modifikationen, die im Laufe des Prozesses vorgenommen wurden.

Das fünfte und letzte Kapitel legt die aus dem praktischen Verfahren gezogenen Schlussfolgerungen dar, die während der Entwicklung dieser Arbeit aufgetretenen Hindernisse sowie Vorschläge für zukünftige Arbeiten.

Kapitel 2

Literaturübersicht

2.1 GasturbinenHistorischeÜbersicht

Ein erstes Konzept entstand zur Zeit des Römisch-Ägypten, entwickelt von Hero, oder Heron von Alexandria. Die Aeolipile, der Name von Heros Erfindung, ist eine radiale Dampfturbine, die zwei Düsen auf gegenüberliegenden Seiten kombiniert, durch die Wasserdampf entweicht, der durch das Kochen des Wassers in einer Kugel entsteht, wodurch das Zentrum der Kugel in Rotation versetzt wird und Drehmoment erzeugt. Ein Beispiel der Dampfmaschine ist in Abbildung 2.1 dargestellt.



Abbildung 2.1: Aeolipile [5]

Das physikalische Prinzip der Reaktion wurde im dreizehnten Jahrhundert von den Chinesen mit Feuerwerkskörpern [6] in die Praxis umgesetzt. Nach drei Jahrhunderten, 1687, machte Sir Isaac Newton einen entscheidenden Fortschritt, indem er die drei Bewegungsgesetze formulierte:

1. Trägheit: Ein Objekt in gerader Linie bleibt in gleichförmiger Bewegung, es sei denn, eine äußere Kraft wird auf das Objekt angewendet, die seinen Zustand [7] ändert.
2. $Force = m \times g$, die Änderung der Geschwindigkeit, g , hängt von der Masse, m , des Objekts ab, wenn eine äußere Kraft, F , angewendet wird [7].
3. Gesetz von Aktion und Reaktion: Zum Beispiel übt ein Stein eine Kraft auf die Erde aus, während die Erde eine gleich große Kraft auf den Stein ausübt [7].

Diese Gesetze ermöglichten es uns, im Laufe der Zeit wichtige Schritte in Richtung der Gasturbinen zu unternehmen. Der erste wurde 1791 von John Barber, einem Engländer, gemacht, der ein Patent für den thermodynamischen Kreisprozess der Gasturbine erhielt, bekannt als Brayton-Kreisprozess, derselbe Kreisprozess der aktuellen Gasturbinen. Unter Verwendung dieses Kreisprozesses entwickelte Hans Holzwarth die elektrische Zündung des Gemisches in der Brennkammer mit gesteuerten Ventilen in 1908 [6].

Im Jahr 1913 wurde ein Triebwerk, das das Strahlantriebssystem nutzte, von René Lorin patentiert. Es handelte sich um das erste Unterschall-Staustrahltriebwerk, jedoch war es aufgrund der Qualität der

Materialien zu dieser Zeit nicht möglich, das Projekt zu konkretisieren. Die Materialien konnten der Hitze nicht standhalten, und die Entwicklung des Strahlantriebssystems befand sich noch in den Anfängen, was sich auf die Effizienz der Flugzeuge [8] auswirkte.

Düsentriebwerke wurden 1930 erreicht, als Sir Frank Whittle das Design einer Zentrifugal-Gasturbine für den Strahlantrieb patentierte. Später, im Jahr 1937, führte er den ersten statischen Test in der Geschichte des Düsentriebwerks durch. Obwohl Whittle den ersten statischen Test durchführte, war es Hans Joachim Pabst von Ohain, der für die Heinkel Flugzeugwerke arbeitete, der ein Turbojet-Triebwerk entwickelte, das mit gasförmigem Wasserstoff betrieben wurde, ähnlich dem Design von Whittle. Dieses Triebwerk wurde als Antrieb für das Flugzeug He-178 verwendet, das 1939 den ersten Turbojet-Flug weltweit realisierte. Drei Jahre später wurde Frank Whittles Triebwerk erstmals als Antrieb eines Flugzeugs [6] eingesetzt.

Der erste Axial-Turbojet-Flug fand in Deutschland im selben Jahr statt, in dem auch der Flug mit Whittles Triebwerk stattfand. Der Axial-Turbojet, Jumo 004A, war das Antriebssystem des Flugzeugs Me-262. Der Leiter dieses Projekts, ausgewählt von Junkers, war Anselm Franz [6]. Obwohl Frank Whittles Triebwerk nicht so schnell gebaut werden konnte, legte er die Grundlagen für die moderne Gasturbine [8].

Das Strahlantriebssystem wurde und wird immer noch intensiv untersucht, um Verbesserungen zu finden, mit einer zukünftigen erfolgreichen Anwendung in diesem Triebwerkstyp. Erst Jahre später, nachdem das Turbojet-Triebwerk in einem Flugzeug eingesetzt wurde, begann die Idee, dasselbe Triebwerk im Kleinformat zu reproduzieren, Gestalt anzunehmen. Die Geschichte der Miniatur-Turbojets ist schwer zu datieren, jedoch wird angenommen, dass sie von Kurt Schreckling, einem deutschen Techniker und Amateurastronomen, begonnen wurde. Kurt war der Erste, der ein Turbojet im Kleinformat replizierte und damit Türen für die kleinen oder Miniatur-Modellstrahltriebwerke [9] öffnete. Gasturbinen für Modellflugzeuge, das Buch aus seiner Feder, erklärt, wie er das Triebwerk, die FD 3/64, baute, was einen Ausgangspunkt für zukünftige Miniatur-Turbojets schuf. Dies ermöglichte es anderen, Kurts Turbojet zu verbessern und neue Kleinformat-Gasturbinen basierend auf seinem Triebwerk zu entwickeln, wie zum Beispiel die KJ 66 [10].

2.1.1 Arten von Gasturbinen

Die Geschichte der Gasturbine zeigt uns die enorme und schnelle Entwicklung dieses Triebwerks. Es ist ein Produkt einer Mischung aus verschiedenen Bereichen wie Thermodynamik, Mechanik, Aerodynamik und anderen Gebieten, die noch immer umfassend für Verbesserungen untersucht werden. Erst nach dem Verständnis dieser Bereiche wird der Nutzen einer Gasturbine in Betracht gezogen und dann entworfen, abhängig davon, ob sie für eine Weltraummission, den Luftverkehr oder für Luftkampfsituationen verwendet wird. Teams von Wissenschaftlern, Ingenieuren und Technikern haben Gasturbinen mit unterschiedlichen Methoden zur Umwandlung und Bereitstellung von Energie entwickelt, je nach ihrem Zweck, wie zum Beispiel Düsentriebwerke: Rakete, Athodyd, auch bekannt als Staustrahltriebwerk, das Pulsstrahltriebwerk und das Turbojet, oder Propeller-Düsentriebwerke: Turboprop-Triebwerk, Mantelstromtriebwerk und Turboschaft [8].

Das Staustrahltriebwerk, Abbildung 2.2, besteht aus einem divergenten Einlass und einem konvergenten oder konvergent-divergenten Auslass. Dieses Triebwerk benötigt eine Vorwärtsbewegung, um Schub zu erzeugen. Ohne rotierende Teile wird die Luft in den divergenten Kanal gedrückt, gefolgt von der Verbrennung mit Kraftstoff, wobei die Gase durch den Auslassabschnitt in die Atmosphäre beschleunigt werden [8].

Ein weiteres Triebwerk der Strahlantriebstechnik, der Pulsstrahltriebwerk, Abbildung 2.3, verwendet einen ähnlichen Kanal wie das Staustrahltriebwerk, ist jedoch robuster aufgrund der höheren Druckverhältnisse. Die Luft strömt durch offene Ventile am Einlass, gelangt in die Brennkammer, wo die Verbrennung des Kraftstoffs erfolgt, was dazu führt,

Entwurf und Herstellung eines Mini-Turbojet-Triebwerks

dass das Gas sich ausdehnt und somit der Druck steigt. Infolge dieses Anstiegs schließen die Ventile und das Gas wird durch das Heck ausgestoßen. Sein hoher Kraftstoffverbrauch und die ungleichmäßige Leistung im Vergleich zur aktuellen Gasturbine machen dieses Triebwerk ungeeignet für den Einsatz in Flugzeugen [8].

Das Raketentriebwerk, Abbildung 2.4, unterscheidet sich von den anderen Triebwerken dadurch, dass es keinen Sauerstoff aus der atmosphärischen Luft für die Verbrennung nutzt, sondern stattdessen einen speziellen Treibstoff, der chemisch mit Sauerstoff [8] zersetzt wird.

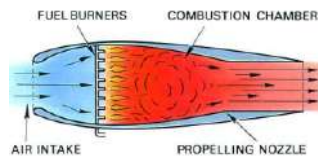


Abbildung 2.2:
Staustrahltriebwerk [8]

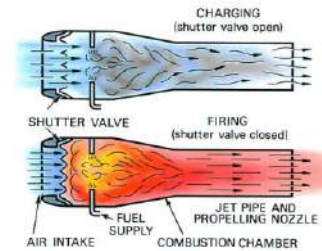


Abbildung 2.3:
Pulsstrahltriebwerk [8]

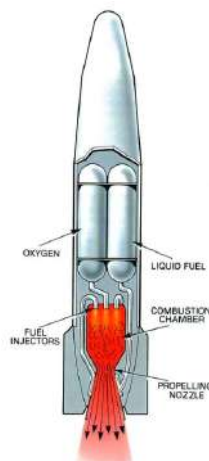


Abbildung 2.4: Raketentriebwerk [8]

Der Turbojet, dargestellt in Abbildung 2.5, ist die Verbindung eines Kompressors, einer Brennkammer und einer Turbine, genannt Gasgenerator, mit einem Einlass und einer Abgasdüse. Die hinzugefügte Abgasdüse wandelt den größten Teil der Energie des Luftstroms in Geschwindigkeit um.

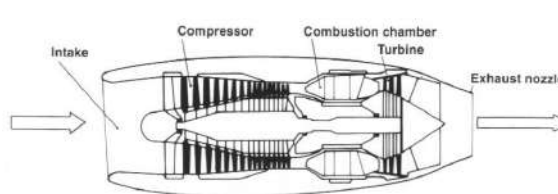


Abbildung 2.5: Turbojet [6]

Mit der Kombination aus Propeller/Turbine kommen der Mantelpropeller, Propellerturbinen und Bypass-Triebwerke. Im Turboprop-Triebwerk, das in Abbildung 2.6 gezeigt wird, besteht die Funktionalität der beiden Turbinen darin, die Arbeit des Kompressors aufrechtzuerhalten und den Propeller anzutreiben. In einem ähnlichen Triebwerk, dem Turboschaft, das in Abbildung 2.7 gezeigt wird, treibt die Turbine den Kompressor an und die zweite Turbine wird die

Welle antreiben, die wiederum mit einem Getriebesystem verbunden ist, das die Hubschrauberblätter dreht[6].

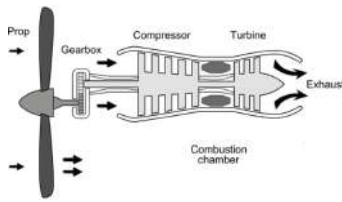


Abbildung 2.6: Turbopropeller [11]

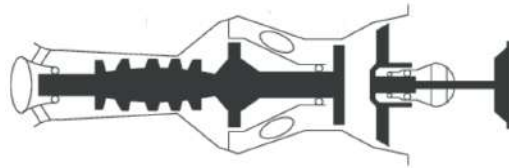


Abbildung 2.7: Turboschaft [12]

Das Mantelstromtriebwerk, dargestellt in Abbildung 2.8, verfügt ebenfalls über zwei Turbinen, von denen eine die Energie aus dem heißen Luftstrom aufnimmt und die andere die überschüssige Wellenarbeit nutzt, um einen Niederdruckkompressor, einen Ventilator, anzutreiben. Es hat eine geringere Antriebseffizienz im Vergleich zum Turboprop, wenn sie bei gleicher Reisegeschwindigkeit und niedrigeren Geschwindigkeiten betrieben werden. Dennoch hat das Mantelstromtriebwerk bei höheren Geschwindigkeiten einen Vorteil. Triebwerke wie das Mantelstromtriebwerk wurden und werden aufgrund der hohen Antriebseffizienz im Vergleich zu einem Turbojet weit verbreitet eingesetzt. Diese Werte werden durch den umgeleiteten Luftstrom[6] erklärt.

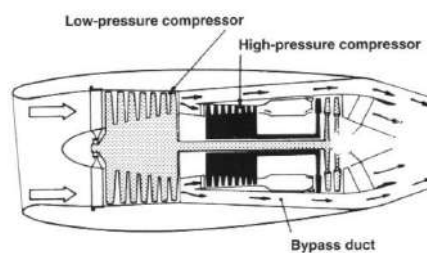


Abbildung 2.8:
Mantelstromtriebwerk [6]

Triebwerke mit umgeleitetem Luftstrom werden in zwei Typen unterschieden: niedriges Bypass-Verhältnis und hohes Bypass-Verhältnis, wobei das Bypass-Verhältnis für die Menge an Luft steht, die im Verhältnis zur Luft durch den Kern des Triebwerks umgeleitet wird. Das Triebwerk besteht aus einem Hoch- und Niederdruckkompressor und den dazugehörigen Turbinen, die von zwei coaxialen Wellen angetrieben werden. Die Luft wird vom Niederdruckkompressor, dem Fan, angesaugt, der die Luft in zwei Ströme teilt. Der Großteil der Luft wird durch die Seiten des Triebwerkskerns geleitet und ein kleiner Teil geht zur Verbrennung, wobei die beiden Luftströme dann im Abgasbereich zusammengeführt werden. Dies bedeutet einen geringeren Kraftstoffverbrauch als frühere Triebwerke mit ähnlichem Schub ohne diese Technologie, was es dem Triebwerk ermöglicht, effizient bei Flügen in großer Höhe zu arbeiten. Der dominante Einsatz dieser Technologie, insbesondere von Triebwerken mit hohem Bypass-Verhältnis, in den Antriebssystemen der zivilen Luftfahrt und bei Langstrecken-Militärmissionen ist aufgrund des geringen Kraftstoffverbrauchs gerechtfertigt, der als der wichtigste Leistungsparameter angesehen wird [6]. Ein Beispiel für ein Triebwerk mit hohem Bypass-Verhältnis wird in Abbildung 2.9 gezeigt.

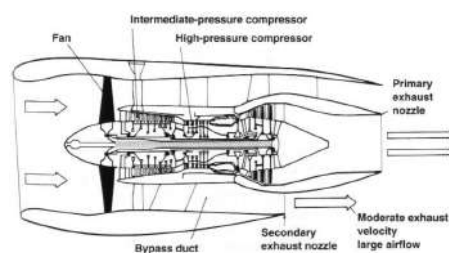


Abbildung 2.9: Hoch-Bypass-Triebwerk, Rolls Royce RB.211 [6]

Der Turbojet ist ein einfacheres Mantelstromtriebwerk, das heißt, er hat keinen umgeleiteten Luftstrom. Dies führt zu einer geringeren Effizienz, wird jedoch durch Geschwindigkeit kompensiert. Diese Triebwerke können Überschallgeschwindigkeiten erreichen, was einer der Gründe für ihren Einsatz in Militärflugzeugen ist [6].

2.2 Zyklusüberblick

Die überprüfte Literatur enthält dichte, umfangreiche Informationen über thermodynamische Kreisläufe und deren Eigenschaften. Daher wird nur eine Zusammenfassung präsentiert, um eine umfangreiche und tiefgehende Analyse zu vermeiden. Für detailliertere Informationen über thermodynamische Kreisläufe und die entsprechenden Gasturbinen empfiehlt der Autor dem Leser, die folgenden Bücher zu konsultieren, in denen mehr Informationen zu finden sind:

Thermodynamik: Ein ingenieurwissenschaftlicher Ansatz von Çengel, Yunus A. und Boles, Michael A. und Aerothermodynamik von Gasturbinen und Raketentriebwerken von Oates, George C., Kapitel 5.3, 7.4, 9.8 und Kapitel 2, jeweils. Dennoch wurde andere Literatur nicht außer Acht gelassen.

Zusammenfassend wird das allgemeine Funktionieren der Gasturbine präsentiert, gefolgt vom idealen thermodynamischen Kreisprozess zusammen mit der idealen Verhaltensanalyse der Turbojet-Komponenten. Anschließend werden Strahlleistungs-Gleichungen demonstriert, um die Analyse eines Turbojet-Triebwerk-Zyklus zu vervollständigen.

2.2.1 Arbeitszyklus

Das Unterkapitel zum Arbeitszyklus zielt darauf ab, die Funktionsweise eines Triebwerks mit einem Strahlantriebssystem zu erklären, indem es seinen thermodynamischen Kreisprozess sowie die damit verbundenen Eigenschaften beschreibt.

Der Arbeitszyklus beginnt mit der Ansaugung von Luft in den Kompressor, dessen Aufgabe es ist, den Druck durch mechanische Wellenleistung [6] zu erhöhen. Die Druckerhöhung hat einen verringernden Effekt auf das Volumen des Luftstroms und erhöht anschließend die Temperatur der Luft [8]. Die unter Druck stehende Luft wird in die Brennkammer geleitet, wo Kraftstoff hinzugefügt und verbrannt wird, wodurch die Temperatur auf extrem hohe Werte ansteigt. Während das Gas verbrannt wird, erhöhen sich das Volumen und die Temperatur aufgrund der offenen Struktur der Brennkammer, wobei der Druck konstant bleibt [8]. Der Verbrennungsprozess erhöht den Energiestatus der Moleküle auf hohe Niveaus, wodurch die notwendige Energiemenge effektiv von der Turbine genutzt werden kann [6]. Als Effekt der aus dem Gas extrahierten Arbeit beginnt die Turbine zu rotieren und wandelt den Energieüberschuss des Gases in mechanische Leistung um, indem sie Bewegung erzeugt. Diese Drehbewegung zwingt das Kompressorrad zur Rotation, da die von der Turbine bereitgestellte Arbeit durch die Rotation der Welle an den Kompressor am anderen Ende der Welle übertragen wird [6]. In diesem Stadium nehmen die Gasvariablen, Druck und Temperatur, ab, während das Volumen zunimmt. Schließlich erreicht der Gasstrom die letzte Stufe an der Abgasdüse, wo das Gas mit hoher Geschwindigkeit in die Umgebung ausgestoßen wird und Schub erzeugt [8].

Es gibt drei Hauptbedingungen im Triebwerkszyklus, die beibehalten werden müssen:

- Bei der Verdichtung gibt es einen Druckanstieg mit einer daraus resultierenden Volumenverringerung und einem Temperaturanstieg [8].
- Bei der Verbrennung kommt es zu einem Temperaturanstieg, während der Druck konstant bleibt und das Volumen zunimmt [8].

- Bei der Expansion steigt das Volumen, während Druck und Temperatur abnehmen [8].

Der Arbeitszyklus einer Gasturbine wird im Allgemeinen mit dem Arbeitszyklus eines Viertakt-Kolbenmotors verglichen, wobei die vier ähnlichen Stufen jedes Triebwerks berücksichtigt werden. Beide Triebwerke beginnen ihren Zyklus mit der Ansaugphase, gefolgt von Verdichtung, Verbrennung und Expansion. Dennoch werden alle Stufen des Kolbenmotors innerhalb eines Zylinders durchgeführt, während in einem Düsentriebwerk jeder Komponente die entsprechende Funktion zugewiesen wird, was zu einer kontinuierlichen Aktion führt, anstatt intermittierend. Darüber hinaus erfolgt die Verbrennung in einem Düsentriebwerk bei konstantem Druck, im Gegensatz zum Hubkolbenmotor, bei dem der Verbrennungsprozess in einem geschlossenen Raum stattfindet. Daher ist das Düsentriebwerk in der Lage, große Luftmassen mit leichten Komponenten zu betreiben. In der Endstufe, der Auspuffphase, verlassen die durch die Turbine expandierten Gase die Düse und erzeugen eine Schubkraft, die für dieses Triebwerk wesentlich ist. Im Gegensatz dazu haben die Abgase des Kolbenmotors nicht die gleichen signifikanten Auswirkungen [6]. Angesichts der genannten Unterschiede eliminiert das Gasturbinen-Triebwerk drei Leertakte, wodurch mehr Kraftstoff in kürzerer Zeit verbrannt werden kann. Da das Turbojet-Triebwerk eine Wärmekraftmaschine ist, steigt mit mehr verbranntem Kraftstoff die Temperatur der Brennkammer, was zu einer erheblichen Expansion der Gase führt. Darüber hinaus wird für eine gegebene Größe eine größere Menge an Leistung erzeugt [8]. Um die gleiche Menge an Leistung zu erzeugen, müsste ein Kolbenmotor extrem groß und schwer sein, und die Herstellung wäre eine ernsthafte Herausforderung [6].

Wenn das Gas aus der Düse austritt, wird es allmählich auf die Umgebungsbedingungen verteilt und kehrt in seinen ursprünglichen Zustand zurück. Die Rückkehr des Gases in seinen ursprünglichen Zustand bedeutet, dass auch die Zustandsvariablen in ihre ursprünglichen Bedingungen zurückkehren, was als reversibler Prozess bezeichnet wird. Ein Prozess, der als reversibel betrachtet werden soll, muss die interne und externe Reversibilität kombinieren. Wenn die Gaszustände in umgekehrter Reihenfolge wiederhergestellt werden könnten, während ein System einem Prozess unterworfen ist, bei dem die Druck- und Temperaturgradienten gering sind, wird der Prozess als intern reversibel definiert. Währenddessen muss für einen Prozess, der als extern reversibel betrachtet werden soll, die atmosphärischen Veränderungen, die mit dem Prozess einhergehen, in umgekehrter Reihenfolge rückgängig gemacht werden können. Der reversible Prozess ist jedoch aufgrund der irreversiblen Faktoren, wie zum Beispiel Temperatur-, Druck- und Geschwindigkeitsgradienten, die durch Wärmeübertragung, Reibung, chemische Reaktion und auf das System angewandte Arbeit ausgelöst werden, nicht erreichbar. Trotz der Irreversibilität der realen Prozesse wird der reversible Prozess standardisiert, um den Erfolg realer Prozesse unter Berücksichtigung der Verluste zu schätzen und um die Ableitung der thermodynamischen Beziehungen zu ermöglichen, um die Realität abzuschätzen [13].

2.2.2 Thermodynamischer Kreisprozess

2.2.2.1 Theoretische Begriffe

Es werden weitere Begriffe vorgestellt, die anerkannt werden müssen, um die Bedingungen und Eigenschaften des idealen thermodynamischen Kreisprozesses zu verstehen, der alle Gasturbinen umfasst, insbesondere das Turbojet-Triebwerk.

- Stationärer Fließprozess

Die Gasturbinen werden im Allgemeinen für den Dauerbetrieb gebaut, bei dem es eine Annäherung an die Bedingungen gibt, unter denen sie betrieben werden. Angenommen, sie arbeiten unter den gleichen Bedingungen im Laufe der Zeit, wird der Prozess als ein stationärer Flussprozess bezeichnet. Das bedeutet, dass die Eigenschaften des Fluids während des gesamten Prozesses gleich bleiben. Im Kontrollvolumen fließend, können sich die Eigenschaften des Fluids von verschiedenen festen Punkten aus ändern, bleiben jedoch gleich, von

Anfang bis Ende. Infolgedessen sind die Masse, m , das Volumen, V , und die gesamte Energiemenge oder Gesamtleistung, E , während dieses Prozesses [14] konstant.

Der Massenerhaltungssatz wird angewendet, wobei unter Berücksichtigung eines Kontrollvolumens die Gesamtmasse, die eintritt, der Gesamtmasse, die es verlässt, gleichgesetzt wird [14]. Da es keine Zunahme oder Abnahme der Masse gibt, ist die Massenstromrate, \dot{m} , vom Anfang bis zum Ende des Prozesses gleich [14]. Sie wird in folgender Form ausgedrückt,

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

Betrachtet man einen einheitlichen Einzelstrom und bezeichnet die Einlass- und Austrittszustände mit 1 und 2, wird die Massenbilanz zu,

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

Wobei ρ , V und A die Dichte, die Strömungsgeschwindigkeit und die Querschnittsfläche darstellen.

Im Kontext der gesamten Energierate bleibt die Energie innerhalb eines Kontrollvolumens gleich, was darauf hinweist, dass es keine Änderungen in der Gesamtleistung gibt. Dies vereinfacht die Energiebilanz zu [14],

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

In Erinnerung daran, dass der Energietransfer in Form von Masse, \dot{m} , Arbeit, W und Wärme, Q , erfolgt, wird die Energiebilanz dargestellt als,

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

Wo die Energie eines strömenden Fluids, θ , beschrieben wird als,

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

Wo h , ke und pe als Enthalpie oder innere Energie, kinetische Energie und potenzielle Energie definiert sind.

Wärme- und Arbeitswechselwirkung wird definiert durch einen Wärmeübertragung in das System, Wärmeeintrag, und die vom System erzeugte Arbeitsleistung, Arbeitsleistung [14]. Unter der Annahme, dass es keine Änderungen in kinetischer und potenzieller Energie gibt, wird die Energiebilanz folgendermaßen ausgedrückt,

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

Stagnationseigenschaften

In der Analyse von Kontrollvolumen ist es üblich, die innere Energie und die Fluidenergie zusammenzufassen, um eine bereits erwähnte Variable zu bilden, die spezifische Enthalpie, h . In den meisten Fällen werden die kinetische und potenzielle Energie vernachlässigt, wobei die Enthalpie als die Gesamtenergie des Fluids definiert wird. Wenn jedoch die kinetische Energie nicht vernachlässigt wird, ist es im Allgemeinen angemessen, die kinetische Energie in die Enthalpie des Fluids umzuwandeln und sie zu einem Begriff zu kombinieren, der als Stagnations- oder totale spezifische Enthalpie definiert ist, wie in Gleichung 2.7 [14] gezeigt.

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

In Gleichung 2.7 wird die Enthalpie in zwei Typen unterschieden, die statische und die Stagnationsenthalpie, h und h_o , jeweils.

Als Ergebnis der Umwandlung der kinetischen Energie in Enthalpie steigen die Temperatur und der Druck. Diese Fluideigenschaften werden als Stagnationseigenschaften oder isentropische Stagnationseigenschaften erkannt. Enthalpie und die Stagnationstemperatur eines isentropischen Stagnationszustands und tatsächlich sind gleich, vorausgesetzt, das Fluid ist ein ideales Gas. Der tatsächliche Stagnationsdruck unterscheidet sich vom isentropischen Stagnationsdruck, da die Entropie aufgrund der Fluidreibung steigt [14]. Unter der Annahme, dass das Fluid ein ideales Gas ist, kann die Enthalpie durch das Produkt aus der konstanten spezifischen Wärme und der Temperatur ersetzt werden, wie in Gleichung 2.9 gezeigt.

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

Werden,

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

Wobei T_o die Stagnations- oder Gesamttemperatur angibt, also die Temperatur, die das ideale Gas erreicht, wenn es in einem adiabatischen Prozess zum Stillstand gebracht wird, und der Begriff $\frac{V^2}{2c_p}$ die Temperaturerhöhung im gesamten Prozess darstellt, die als dynamische Temperatur [14] bezeichnet wird.

Die Beziehung zwischen Temperatur und Druck wird in Gleichung 2.10 dargestellt.

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

Wobei P_o und γ als Stagnationsdruck und spezifisches Wärmekapazitätsverhältnis bezeichnet werden.

2.2.2.2 Brayton-Kreisprozess

Es handelt sich um einen idealisierten thermodynamischen Kreisprozess, der in allen Gasturbinen mit den grundlegenden Komponenten wie dem Kompressor, der Brennkammer und der Turbine [15] vorhanden ist. Der Kreisprozess wird in zwei Typen unterteilt: Offener und geschlossener Kreislauf. Der erstgenannte Kreislauf besteht aus Luft, die sich auf atmosphärischem

Entwurf und Herstellung eines Mini-Turbojet-Triebwerks

Druck befindet und zum Kompressor gezogen wird, der die Temperatur und den Druck der Luft erhöht. Die unter Druck stehende Luft gelangt in die Brennkammer, wo sie mit Kraftstoff vermischt wird, gefolgt von der Verbrennung bei konstantem Druck. Wenn der Verbrennungsprozess abgeschlossen ist, tritt das Gas bei extremen Temperaturen in die Turbine ein, wo die Expansion des Gases erfolgt [14]. In dieser Phase wird die Interaktion des Gases mit der Turbine genutzt, um den Kompressor anzutreiben. Die verbleibende Arbeit des Gases wird genutzt, um das durch die Abgasdüse nach außen geleitete Fluid zu beschleunigen [16]. Da das Gas nach außen expandiert wird, wird der Kreisprozess als offener Kreislauf klassifiziert. Im Gegensatz dazu würde der Kreisprozess als geschlossen betrachtet werden, wenn das Gas rezirkuliert würde. Die Abbildungen 2.10 und 2.11 beschreiben einen offenen und einen geschlossenen Kreislauf [14].

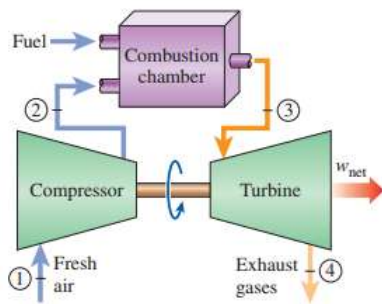


Abbildung 2.10: Offener Kreislauf [14]

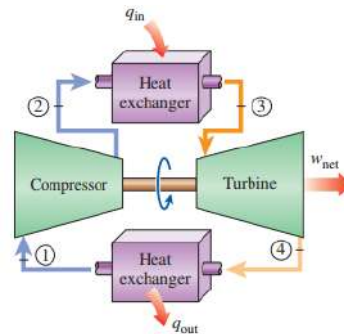


Abbildung 2.11: Geschlossener Kreislauf [14]

Im geschlossenen Kreislauf wurde der Verbrennungsprozess durch eine konstante Druckwärmezufuhr ersetzt, begleitet von der Ersetzung des Auspuffprozesses durch einen Wärmerückführungsprozess bei konstantem Druck nach außen [14].

Der Arbeitszyklus des Turbojet-Triebwerks entspricht einem offenen Brayton-Kreisprozess, welcher der übliche Zyklus für die Gasturbinen ist [14]. Abbildung 2.12 zeigt die Komponenten einer Strahlantriebsvorrichtung mit dem entsprechenden Brayton-Kreisprozess.

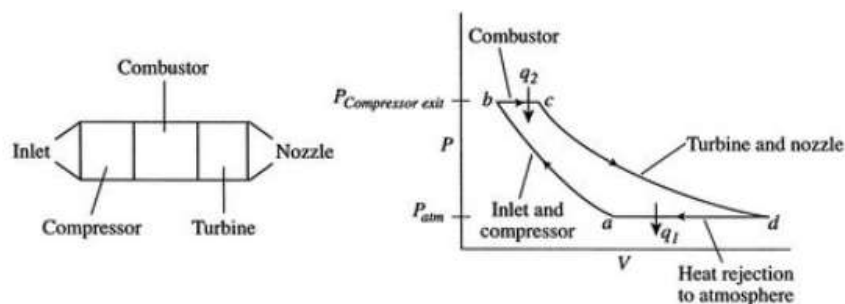


Abbildung 2.12: Düsenkomponenten und analoge thermodynamische Zustände [16]

Die in Abbildung 2.12 beobachteten thermodynamischen Zustände werden in vier Prozesse unterteilt. Die Legende dieses Zyklus wird wie folgt formuliert:

- a-b: Kompression am Einlass und Kompressor in einem isentropischen Prozess [16].
- b-c: Verbrennung des Kraftstoffs bei konstantem Druck [16].
- c-d: Bei der Expansion steigt das Volumen, während Druck und Temperatur sinken [16].
- d-a: Luftkühlung bei konstantem Druck [16].

2.2.2.3 Zyklusverhaltensanalyse

Die Zyklusanalyse ist ein Prozess, um Schätzungen für Leistungsparameter wie Schub oder spezifischer Kraftstoffverbrauch zu erhalten, die nach Annahme bestimmter Bedingungen und Konstruktionsspezifikationen berechnet werden, wie unten dargestellt [17].

Bedingungen

- Das Arbeitsfluid wird als ideales Gas mit konstanter Wärmekapazität und spezifischem Wärmekapazitätsverhältnis betrachtet [17].
- Isentropische Kompression/Expansion [17].
- Die externe Wärmequelle für die Verbrennung und die Brennstoffmasse wird nicht berücksichtigt [17].

Design

- Atmosphärischer Druck und Temperaturwerte [17].
- Verdichtungsverhältnis [17].
- Einlass-Mach-Zahl [17].

In diesem Abschnitt werden das ideale und das tatsächliche Verhalten der Komponenten dargestellt, wobei die Temperatur und der Druck für jede Station angegeben werden. Die Stationen werden zur einfacheren Referenzierung durch eine Nummer unterschieden, wie in Abbildung 2.13 gezeigt. Die tatsächliche Turbojet-Zyklus-Analyse wird in Anhang D präsentiert.

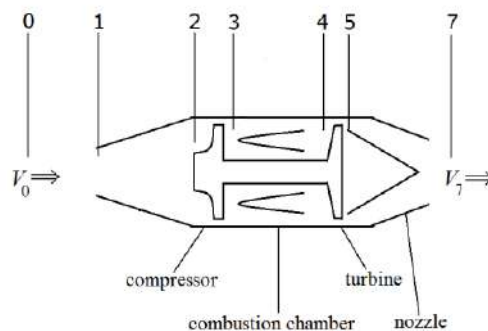


Abbildung 2.13: Nummerierung der Turbojet-Stationen [16]

Stationsbeschreibungen

- 0: Freier Strom
- 1: Einlass Eintritt
- 2: Kompressor Eintritt
- 3: Kompressor Austritt
- 4 : Turbine Eintritt
- 5 : Turbinenende
- 6: Düseneintritt
- 7: Düsenaustritt

Design und Herstellung eines Mini-Turbojet-Triebwerks

Analyse des idealen Verhaltens von Komponenten

Einlass(i)

Im idealen Fall, wenn der Fluss durch den Einlass strömt, wird er als isentrop betrachtet. Dies macht die Induktion zu einem Prozess mit konstanter Enthalpie. Die Verhältnisse, die das ideale Verhalten des Einlasses zusammenfassen, sind in Gleichung 2.11 und Gleichung 2.12, [19] dargestellt.

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

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

• Kompressor (c)

In dieser Phase wird der Kompressor dem Fluss in Form von Arbeit Energie zuführen und dadurch die Temperatur und den Druck erhöhen. Die Gleichung 2.13, die die Arbeit des Kompressors ausdrückt, wird unten demonstriert [20].

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

Die Temperatur am Ausgang des Kompressors kann unter Verwendung der in Gleichung 2.14 gefundenen Temperatur- und Druckbeziehung ermittelt werden.

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

Da es sich um das Druckverhältnis handelt, Gleichung 2.15 und das Temperaturverhältnis, Gleichung 2.16

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

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

• Brenner/Verbrennungskammer (b)

Wie zuvor im Arbeitszyklus erklärt, wird der Verbrennungsprozess bei konstantem Druck ausgeführt, was im Idealfall das Druckverhältnis, Gleichung 2.17, und das Temperaturverhältnis, Gleichung 2.18, sind,

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

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

Zur Erinnerung: Dies ist ein adiabatischer und konstanter Druckprozess mit vollständiger Verbrennung, daher ist die Verbrennungseffizienz, η_{br} , gleich eins. Darüber hinaus ist die Enthalpie das Produkt des spezifischen Wärmekoeffizienten bei konstantem Druck und der Temperatur [21]. Daher lautet die Energiegleichung 2.19,

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

Wobei FHV und f sich auf den Heizwert des Kraftstoffs und das Kraftstoff-Luft-Verhältnis beziehen. Mit Hilfe von Gleichung 2.19 kann es mit dem Temperaturverhältnis, Gleichung 2.20, in Verbindung gebracht werden.

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

Wobei,

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

- Turbine (t)

Der erhitzte Fluss, der durch die Turbine geht, ist einem Druck- und Temperaturabfall ausgesetzt. Die Turbine, wie zuvor erklärt, nutzt den energiereichen Fluss, um Arbeit zu verrichten. In Gleichung 2.22 wird die Turbinenarbeit pro Masse des Luftstroms dargestellt.

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

Unter der Annahme, dass der Zyklus ideal ist, wird die Expansionsstufe als isentropischer Prozess betrachtet. Somit hat die Turbine keine Verluste und nutzt den Energieüberschuss aufgrund der Verbrennungsstufe vollständig aus, was zu einem Effizienzwert von eins [17] führt. Die Beziehung zwischen dem Temperatur- und Druckverhältnis der Turbine kann wie in Gleichung 2.23 gezeigt beschrieben werden.

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

Wo,

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

And,

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

- Düse (n)

Das Verhalten der Düse im Vergleich zum Einlassverhalten ist gleich, das heißt, der Fluss ist isentrop, während er durch die angegebene Stufe [17] geht. Unter diesen Bedingungen ist die

Design und Herstellung eines Mini-Turbojet-Triebwerks

Gesamtdruck und -temperatur, Gleichung 2.26, der Düse,

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

Triebwerksleistung

Dieser Teil umfasst die wichtigsten Maßnahmen zur Bewertung der Turbojet-Leistung in einem idealen Szenario. Angenommen, das Gas ist im gesamten Zyklus kalorisch perfekt, dann entspricht der Druck am Ausgang des Turbojets dem Umgebungsdruck, und das Kraftstoff-Luft-Verhältnis ist viel kleiner als eins [17].

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

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

Es ist jedoch häufig, das Design in Bezug auf die maximal zulässige Stagnationstemperatur am Turbineneinlass zu begrenzen, daher der in Gleichung 2 festgelegte Begriff 29 [17].

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

Der Schub (F), Gleichung 2.30, und der spezifische Schub ($\frac{F}{\dot{m}}$), Gleichung 2.31, können nun ermittelt werden.

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

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

Wo die Schallgeschwindigkeit in Gleichung 2.32 zu finden ist.

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

Schließlich kann der spezifische Kraftstoffverbrauch, S durch die Gleichung 2.33 ermittelt werden.

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

Analyse des tatsächlichen Verhaltens der Komponenten

Die tatsächliche oder nicht-ideale Kreisprozessanalyse stellt die Gleichungen zur Analyse der Komponenten und der Leistung des Triebwerks dar, wobei die Gasgeschwindigkeiten im gesamten Gasgenerator ignoriert werden. Die einzigen berücksichtigten Geschwindigkeiten sind am Einlass, Einlass und an der Auslassdüse, Abgas. Außerdem werden die Komponenten als irreversibel, aber adiabatisch betrachtet. Daher werden isentrope Wirkungsgrade für den Einlass, den Kompressor, die Turbine und die Düse [11]angenommen.

Einlass

Am Einlass, wenn die Luft zum Kompressor geleitet wird, gibt es eine Reduzierung des Gesamtdrucks vom freien Strömungsdruck. Dies geschieht aufgrund von Reibung während der Aufnahme. Folglich steigt die Temperatur an und ist höher als im idealen Fall, was durch den Einlasswirkungsgrad, η_i , bedingt ist. Die unten dargestellten Gleichungen 2.34 und 2.35 ermitteln den Druck und die Temperatur am Einlass, wobei die Austrittstemperatur wie im idealen Zyklus [11] berechnet wird.

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

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

Das Druckverhältnis, Gleichung 2.36, ist,

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

Kompressor

In dieser Stufe erfolgt die Verdichtung in einem irreversiblen adiabatischen Prozess. Daher die Verbindung mit dem isentropischen Wirkungsgrad des Kompressors, η_c [11]. Da dies ein tatsächlicher Zyklus ist, erleidet die Luftverdichtung auf dem Weg Verluste durch Reibung, Turbulenz und viele andere ungünstige Faktoren, die zu einem Temperaturanstieg führen. Dieser Anstieg steht im Zusammenhang mit der Kompressoreffizienz, η_c [11]. Somit sind die Austrittsbedingungen, Druck, Gleichung 2.37, und Temperatur, Gleichung 2.38, am Kompressorausgang,

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

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

• Brenner

Während der Verbrennung gibt es Verluste, die aus fehlerhafter Verbrennung resultieren, zum Beispiel durch Leitung, Strahlung, die durch die Einführung des Brennkammerwirkungsgrads, η_b [11], berücksichtigt werden. Infolgedessen ist der Druck am Brenneraustritt, Gleichung 2.39,

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

Die Temperatur am Turbinenauslass wird im Voraus festgelegt, um die Materialbeschränkungen einzuhalten. Daher kann das Kraftstoff-Luft-Verhältnis, Gleichung 2.40, berechnet werden durch,

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

- Turbine

Bei diesem Prozess ist die verfügbare Leistung der Turbine geringer als im idealen Prozess. Daher ist der Turbinenwirkungsgrad mit der Expansion verbunden, bei der sich die Ausdrucksformel des Turbinen-Druckverhältnisses, Gleichung 2.41, in Folgendes verwandelt,

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

Dabei steht λ für das Verhältnis zwischen der Leistung, die benötigt wird, um den Kompressor anzutreiben, und der von der Turbine erzeugten verfügbaren Leistung. Die Werte dieses Parameters variieren von 75% bis 85% [11].

Die letztgenannte Gleichung kann mit der Gleichung 2.42 in Verbindung gebracht werden, um die Austrittstemperatur [11] zu erhalten.

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

- Düse

In dieser Stufe wird ein kritischer Druck eingeführt, um zu überprüfen, ob die Düse blockiert ist oder nicht. Daher wird der kritische Druck durch die Gleichung 2.43 [11] ermittelt.

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

Wenn $\frac{P_{06}}{P_{crit.}} > \frac{P_{06}}{P_{0r}}$, ist die Düse nicht verstopft. Die Austrittsgeschwindigkeit wird aus Gleichung 2.44 berechnet.

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

Aus der obigen Gleichung wird die Austrittstemperatur aus der Gleichung 2.45 ermittelt.

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

Wenn $\frac{P_{06}}{P_{crit.}} \leq \frac{P_{06}}{P_{0r}}$, ist die Düse verstopft, was die Austrittstemperaturgleichung 2.46 verändert zu,

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

Die Umwandlung der Austrittsgeschwindigkeit-Gleichung, 2.47, zu,

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

Leistungsparameter von Strahltriebwerken

Der spezifische Schub, Gleichung 2.48, wird nun ausgedrückt als,

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

Und die Gleichung für den schubspezifischen Kraftstoffverbrauch, TSFC Gleichung 2.49, kann dargestellt werden als,

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

2.3 Komponenten

In diesem Abschnitt werden Hintergrundinformationen zu jeder Komponente sowie die verschiedenen Typen und deren Funktionen gegeben.

2.3.1 Einlassdüse

Die Einlassdüse ist wie ein Luftfilter für den Kompressor. Mit anderen Worten, wenn die Luft zum Kompressor geleitet wird, ist die Einlassdüse dafür verantwortlich, den Luftstrom zuzuweisen und zu kontrollieren, das heißt, die erforderliche Menge an Luftstrom zum Triebwerk bereitzustellen. Bevor der Luftstrom reibungslos in den Kompressor eintritt, erfüllt die Einlassdüse ihre Aufgabe, indem sie einen gleichmäßigen, stabilen und hochwertigen Luftstrom zum Kompressor liefert. Der Einlass ist indirekt für die Erzeugung von Schub verantwortlich und wird als eine der Hauptkomponenten eines Turbojets [6] betrachtet.

Die Entwicklung der Einlassdüse ist eine umfassende Studie und Anwendung der Gesetze der Fluidodynamik, um den Luftstrom bei Unterschall- oder Überschallfluggeschwindigkeiten zu kontrollieren. Die Unterscheidung des Flugregimes erfolgt gemäß der Mach-Zahl, bei der der Einlass arbeitet. Bei einer Mach-Zahl unter 1,0 arbeitet er in einem Unterschallzustand, und wenn die Mach-Zahl über 1,0 liegt, ist die Fluggeschwindigkeit Überschall [25]. Die Mach-Zahl wird in Gleichung 2.50 dargestellt.

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

Die Annahme, dass der Luftstrom gleichmäßig in den Kompressor eintritt, ist eine idealisierte Vorstellung, da in der Realität Komponenten wie Triebwerksgondel, Flügel und Rumpf vom Ideal abweichen, was den Luftstrom beeinflusst und die Leistung der Einlassdüse beeinträchtigt. Seitenwind und Wirbel sind Beispiele für Faktoren, die die Leistung des Einlasses beeinträchtigen. In einem Seitenwindszenario wird es umso riskanter, je stärker der Wind ist, da die Geschwindigkeit an der Lippe in diesem Bereich die Schallgeschwindigkeit überschreiten könnte, was die Schaufeln gefährdet, da die Strömungsgeschwindigkeit durch die Luvseite des Lufteinlasses erhöht wird. Ein Beispiel für einen Wirbel ist der Bodenwirbel.

Design und Herstellung eines Mini-Turbojet-Triebwerks

Er kann sich entwickeln, wenn das Triebwerk unter den Flügeln platziert wird und dann vom Einlass aufgenommen wird, was sich negativ auf die Leistung des Einlasses auswirken könnte [6].

Das Einlassdesign für einen Unterschallluftstrom hat eine gut abgerundete Lippe, die in Abbildung 2.14 zu sehen ist, um eine Strömungsablösung zu verhindern, was zu einer dickeren Lippe im Gegensatz zu einer scharfen Lippe für einen Überschallluftstrom führt. Was den Einlassquerschnitt betrifft, so haben sie bei Unterschallgeschwindigkeit eine runde oder elliptische Form, während sie bei Überschallgeschwindigkeit einen zentralen Kegel haben, um den Luftstrom drastisch auf Unterschallgeschwindigkeiten zu reduzieren, oder eine rechteckige Form, wie in den Abbildungen 2.15 und 2.16 [26] gezeigt.



Abbildung 2.14: Unterschalllufteinlass [26]



Abbildung 2.15: Axialsymmetrischer Überschalllufteinlass [26]



Abbildung 2.16: Rechteckiger Überschalllufteinlass [26]

2.3.2 Kompressor

Die Verdichtung der Luft ist entscheidend für die Gasturbinen, und die Verantwortung dafür trägt der Kompressor. Sein Prinzip besteht darin, mechanische Energie, die von der Turbine in Form von Arbeit bereitgestellt wird, in Druckenergie umzuwandeln. Je besser die Umwandlung, desto besser funktioniert die Gasturbine insgesamt. Um dies zu verbessern, gibt es drei wichtige Parameter, die die Leistung eines Kompressors charakterisieren. Der erste, die Kompressoreffizienz, zeigt den Energieverlust während der Umwandlung an, mit anderen Worten, sie zeigt die Energie, die der Kompressor benötigt, um die Druckenergie zu erhöhen. Der zweite, das Kompressordruckverhältnis, ist das Verhältnis des Gesamtdrucks am Kompressorausgang zum Kompressoreingang. Der dritte, der Luftdurchsatz, bezeichnet das Volumen des Luftstroms, das der Kompressor innerhalb einer Zeiteinheit verarbeiten kann. Diese drei Parameter sind miteinander verbunden und spielen eine wichtige Rolle bei der Leistung des Kompressors. Zum Beispiel steht das Kompressordruckverhältnis in direktem Zusammenhang mit dem Schub, dem Kraftstoffverbrauch und der Triebwerkseffizienz [6].

2.3.2.1 Zentrifugal

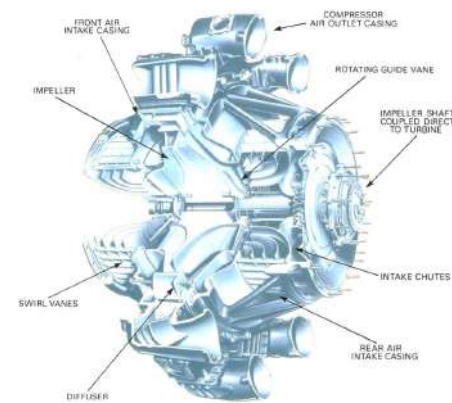


Abbildung 2.17: Radialverdichter [8]

Dieser Kompressor, Abbildung 2.17, verfügt über ein rotierendes Laufrad, um die Luft zu beschleunigen, und einen festen Diffusor, der den erforderlichen Druckanstieg erzeugt. Das Laufrad rotiert mit hoher Geschwindigkeit und zieht kontinuierlich Luft in sein Zentrum, wodurch ein radialer Luftstrom erzeugt wird, der durch Schaufeln zur Laufradspitze geleitet wird und den Luftstrom senkrecht zur Rotationsachse verändert. Die Wirkung des Laufrads beschleunigt den Luftstrom und lässt den Druck ansteigen [8]. Am Ausgang des Laufrads durchläuft die Luft einen schaufellosen Raum, gefolgt von einem schaufelbestückten Diffusor, der aus Schaufeln besteht, die tangential zum Laufrad verlaufen und die kinetische Energie in Druckenergie umwandeln [27]. Wenn die Luft das Laufrad verlässt, hängt sie von der Konfiguration des Laufrads ab, die die Richtung des Luftstroms bestimmt. Die verschiedenen Arten von Laufrädern sind in Abbildung 2.18 dargestellt.

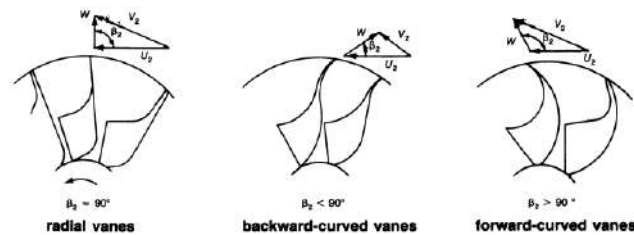


Abbildung 2.18: Arten von Laufrädern [27]

Wenn die Luft durch das Laufrad strömt, gibt es Änderungen in Druck und Geschwindigkeit. Diese Veränderungen sind in Abbildung 2.19 zu sehen, wo ein Diagramm von Druck und Geschwindigkeit gezeichnet ist, das den Luftstrom durch die Elemente des Kompressors beschreibt.

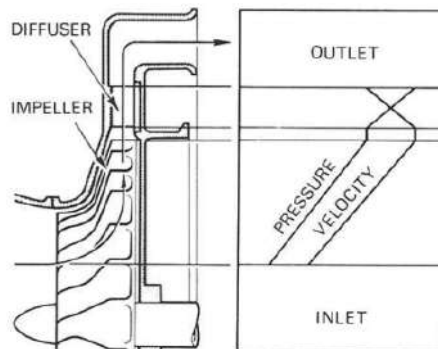


Abbildung 2.19: Druck- und Geschwindigkeitsentwicklung im Laufrad-Diffusor-System [27]

Dieser Kompressor ist eine Wahl für kleinere Gasturbinen, da er einfacher ist, kostengünstig in der Herstellung, hohe Stabilität aufweist, was einen größeren Betriebsbereich bedeutet. Radialverdichter erreichen ein hohes Druckverhältnis, wie 13:1 in experimentellen Modellen und im Durchschnitt 5:1 [17]. Eine Gesamtbilanz der positiven und negativen Punkte der drei Laufräder ist in Tabelle 2.1 zu sehen.

Tabelle 2.1: Vorteile und Nachteile der verschiedenen Laufräder [27]

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

2.3.2.2 Axial

Der Axialverdichter, Abbildung 2.20, wird am häufigsten in Triebwerksentwürfen für aktuelle Flugzeuge verwendet, da er gleichzeitig hohe Druckverhältnisse und hohe Massenstromraten liefern kann, was die Herstellung von Hochleistungstriebwerken ermöglicht. Dieser Kompressor besteht aus mehreren Rotoren, die mit der Zentralwelle verbunden sind und die kinetische Energie und den statischen Druck erhöhen. Jeder Rotor wird von Statorn begleitet, die feste Rotoren sind, die die kinetische Energie reduzieren, dadurch den statischen Druck erhöhen und verhindern, dass der Fluss spiralförmig wird [28]. Als Luftbegradiger, die den Drall entfernen, tun dies die Leitschaufeln aufgrund ihres variierenden Winkels, der den Fluss vom Rotor korrigiert und in die richtige Richtung für den nächsten Rotor lenkt [6]. Durch die Verringerung des Anstellwinkels reduzieren die variablen Statorn die Neigung zum Strömungsabriss [17]. Der Druck und die Geschwindigkeit im gesamten Axialverdichter werden in Abbildung 2.21 dargestellt.

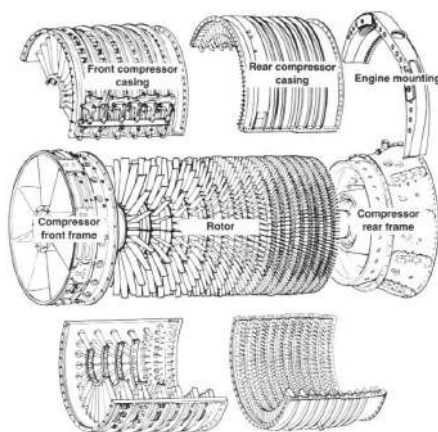


Abbildung 2.20: Axialverdichter [6]

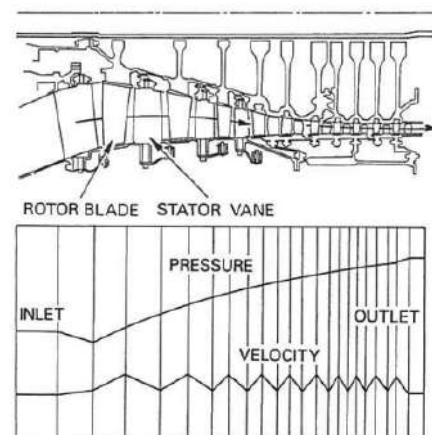


Abbildung 2.21: Druck- und Geschwindigkeitsänderungen in einem Axialverdichter [8]

Eine Reihe von Rotoren, zusammen mit einer Reihe von Leitschaufeln, wird als Stufe bezeichnet. Jede Stufe hat einen geringen Druckanstieg. Der Anstieg ist gering aufgrund des Ablenkungswinkels der Schaufeln, und die Diffusionsrate muss begrenzt werden, um ein Abreißen der Luft an den Schaufeln zu verhindern, das zu einem Strömungsabriss führen könnte. Um diesen Effekt zu unterdrücken, wurden „Entlüftungsventile“ entwickelt, um einen Teil der Luft von den Schaufeln in den Zwischenreihen und dem variablen Stator abzulassen. Um diese Verluste so weit wie möglich zu kontrollieren, kann der Körper des Kompressors so gebaut werden, dass er mehrere Stufen hat, die,

im Vergleich zum Radialverdichter mit derselben Stirnfläche, höhere Druckverhältnisse erreicht und somit viel mehr Schub erzeugt. Deshalb wird der Axialverdichter für die meisten Flugzeugtriebwerke [6] gewählt. Weitere Vorteile sind der reduzierte aerodynamische Widerstand aufgrund eines kleineren Querschnitts und die Tatsache, dass der Luftstrom nicht umgelenkt werden muss, da er in einer einheitlichen Richtung zur Turbine [8] strömt.

Diese Triebwerke können aus mehr als einer Welle bestehen. Die Welle ist die Achse, die den Kompressor und die Turbine verbindet, auf der sich letztere dreht. Wenn es nur ein Set aus Kompressor und Turbine gibt, wird das Antriebsgerät als Einwellen klassifiziert, wie in Abbildung 2.22 gezeigt. Ein Mehrwellen besteht aus zwei oder mehr Rotorbaugruppen, wobei jeder Rotor von seiner eigenen Turbine [8] angetrieben wird. Ein Beispiel für ein Mehrwellen wird in Abbildung 2.23 dargestellt.

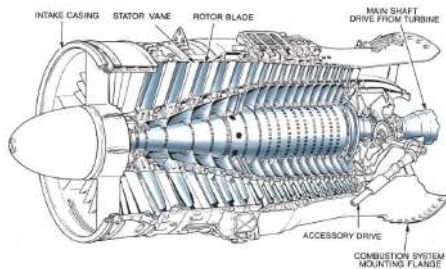


Abbildung 2.22: Einstufiger Axialverdichter [8]

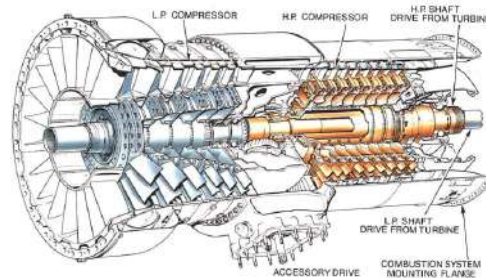


Abbildung 2.23: Zweistufiger Axialverdichter [8]

Wenn der Kompressor mit optimaler Geschwindigkeit rotiert, erreicht er höhere Druckverhältnisse. Mit hohen Druckverhältnissen wird die Kraftstoffeffizienz verbessert, aber es gibt Einschränkungen. Das Gehäuse neigt dazu, sich auszudehnen und zu verformen, was ein schwereres Kompressorgehäuse erforderlich macht, um Vibrationsbelastungen zu unterstützen [8].

2.3.3 Diffusor

Der Diffusor oder Stator ist ein Unterkomponent des Kompressorsystems, der den hochgeschwindigkeits Radialluftstrom, der vom Laufrad zur Brennkammer kommt, umleitet und die verbleibende Geschwindigkeitsenergie in Druckenergie umwandelt [29].

Das Diffusorsystem kann in zwei Typen unterschieden werden: mit Schaufeln oder ohne Schaufeln. Der schaufellose oder schaufellose ringförmige Raum ist leicht herzustellen und könnte effizient sein. Da er keine Schaufeln hat, wird der korrekte Schaufelwinkel nicht zu einem Problem, das den Fluss unterbrechen könnte. Der schaufellose Diffusor wäre jedoch nicht die geeignete Wahl, da sich der Strömungskanal erweitern würde und somit die Möglichkeit einer Strömungsunterbrechung besteht. Unter Berücksichtigung des Bernoulli-Gesetzes bleibt die Gesamtenergie des Flusses konstant, das heißt, wenn die Geschwindigkeit zunimmt, nimmt der Druck ab. Darüber hinaus, da die Beziehung zwischen der Geschwindigkeit und dem Diffusordurchmesser, basierend auf dem Wirbelgesetz, konstant ist, führt dies zu dem Schluss, dass eine Erweiterung des Flusses nicht die gewünschte Auswirkung auf die Druckumwandlung hätte, und daher könnte der Fluss zusammenbrechen [29].

Der geschaufelte Diffusor kann Leitschaufeln haben, die in Richtung der Kompressordrehung gekrümmt sind, in die entgegengesetzte Richtung gekrümmt sind oder sogar Schaufeln, die sich verbreitern und dicke Keile bilden, die gebohrt werden können. Letzteres ermöglicht die Befestigung von Schrauben ohne Beeinträchtigung des Gasflusses. Diese Typen, die in Abbildung 2.24 gezeigt sind, werden als gerade Diffusorschaufeln, vorwärts gekrümmte Schaufeln und keilförmiger Schaufeldiffusor identifiziert. Darüber hinaus besitzen diese Diffusortypen Schaufeln,

die die Drehbewegung der Gase entgegenwirken und einen Druckabfall des Gases vermeiden, indem sie die verbleibende Spiralbewegung [29] eliminieren.

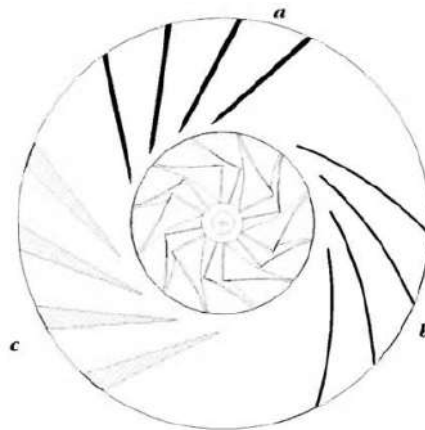


Abbildung 2.24: Diffusortypen [29]

2.3.4 Brennkammer

In der Brennkammer, siehe Abbildung 2.25, erfolgt der Großteil der Erhöhung der inneren Energie und sie ist eine der wichtigsten Komponenten für den erzeugten Schub. Sie ist so konzipiert, dass sie eine effiziente Verbrennung ermöglicht und dabei die Druckverluste auf ein Minimum begrenzt, aufgrund der wichtigen Rolle, die sie bei den Betriebs- und Reichweitenkosten spielt [17]. Hier wird der Kraftstoff verbrannt, nachdem er mit der vom Kompressor zugeführten Luft vermischt wurde, gefolgt von einer Freisetzung von thermischer Energie nach der Verbrennung, wobei die Luft expandiert und durch einen Strom beschleunigt wird [6]. Damit die Luft gleichmäßig

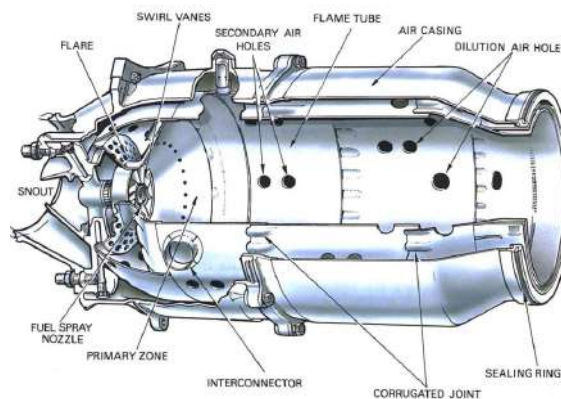


Abbildung 2.25: Brennkammer [8]

erwärmt, muss es eine Temperaturkontrolle zum Zeitpunkt der Verbrennung geben und geeignetes Material, um extremen Temperaturen während des Verbrennungsprozesses standzuhalten. Die Brennkammer unterstützt Temperaturerhöhungen von 650 bis 1150 Grad Celsius von vorerhitzter Luft, die mit 250 bis 550 Grad Celsius in die Kammer eintritt. Allerdings passiert nur 20 Prozent des Luftmassenstroms die Primärzone (wo die Kraftstoffverbrennung stattfindet) der Brennkammer, durch Leitschaufeln, um die Rezirkulation des heißen Gases und kleine Öffnungen der Scheibe, die den Wirbelgenerator stützt, zu stimulieren. Diese Rezirkulation wird durch die Leitschaufeln erzeugt, die zu einem gesamten Teil gehören, das als Schnauze bezeichnet wird, und die die Strömungsgeschwindigkeit auf die gewünschten Werte senken, um die Flamme während des gesamten Betriebsbereichs konstant am Brennen zu halten. Zusätzlich,

gibt es auch weitere 20 Prozent, die durch die sekundären Luftlöcher gehen und sich mit dem heißen Gas verbinden, um die Temperatur zu senken, bevor es die Turbine [8] erreicht.

In den sekundären Luftlöchern strömt die Luft durch die äußeren und inneren Wände des Flammenrohrs und gelangt hinein, nachdem der angrenzende Fluss die Primärzone passiert hat. Diese beiden Ströme vereinen sich und erzeugen eine Rückführung mit niedriger Geschwindigkeit, wodurch ein toroidaler Wirbel entsteht, um eine stabilisierte Flamme zu erreichen [8].

Bei so hohen Temperaturen wäre es extrem schwierig für ein Material, diese zu ertragen und unabhängig von der Höhe der Temperatur die gleiche Leistung zu erbringen. Daher wurde die Brennkammer so konzipiert, dass sie den Luftstromverlauf vorgibt, um das ordnungsgemäße Funktionieren des Materials zu ermöglichen. Dies ermöglicht die Kühlung des Materials und der heißen Gase. Um eine unerwünschte Leistung der Kammer zu verhindern, wurde ein Abstand im Flammenrohr entwickelt, sodass der Luftstrom die Wände des Flammenrohrs kühlt und ein Überhitzen verhindert. Im Durchschnitt werden 40 Prozent der insgesamt 60 Prozent Luft, die nicht für die Verbrennung verwendet werden, zu Kühlzwecken eingesetzt [6]. Dann strömen weitere 20 Prozent der Luft durch die sekundären Luftlöcher in die Verdünnungszone, wodurch die heißen Gastemperaturen von 1800 bis 2000 Grad Celsius gesenkt werden, bevor sie die Turbine erreichen [8]. Die Luftverteilung im Brenner wird unten in Abbildung 2.26 dargestellt.

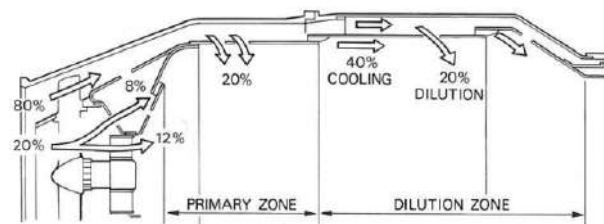


Abbildung 2.26: Verteilung der Luft im Brenner [8]

Arten von Brennkammern

- Mehrfachbrennkammern oder Dosenbrennkammer

Es hat mehrere einzelne Kammern parallel angeordnet, die einen Kreis um die Zentralwelle bilden. Die Verbrennung ist leicht erreichbar, da nur eine Zündung bei einem oder zwei Brennern notwendig ist. Eine Flamme, die sich durch ein Verbindungsstück namens Verbindungsstück von Flammenrohr zu Flammenrohr ausbreitet, ermöglicht es den Brennern, bei ausgeglichenem Druck zu arbeiten [6]. Ein Beispiel für diese Kammer ist in Abbildung 2.27 gezeigt.

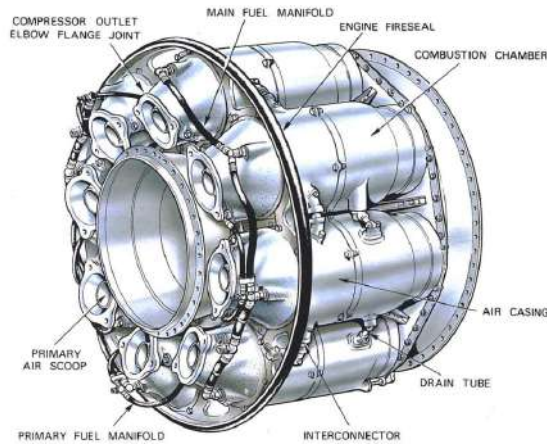


Abbildung 2.27: Mehrfachbrennkammer [8]

- Turbo-annulare oder Dosen-annulare Brennkammer

Sie entstand als mittlerer Begriff zwischen der Dosen- und der Ringbrennkammer, indem sie die Schwächen jeder einzelnen verbesserte und ihre stärksten Eigenschaften kombinierte. Diese Brennkammer, dargestellt in Abbildung 2.28, unterscheidet sich von den Mehrfachbrennkammern durch eine Außenhülle, die die mehreren Kammern zur Zufuhr von Sekundärluft umgibt, wodurch sie mechanisch stabiler wird als zuvor. Diese Verbesserung führte zu einer effizienteren Nutzung des verfügbaren Raums [6].

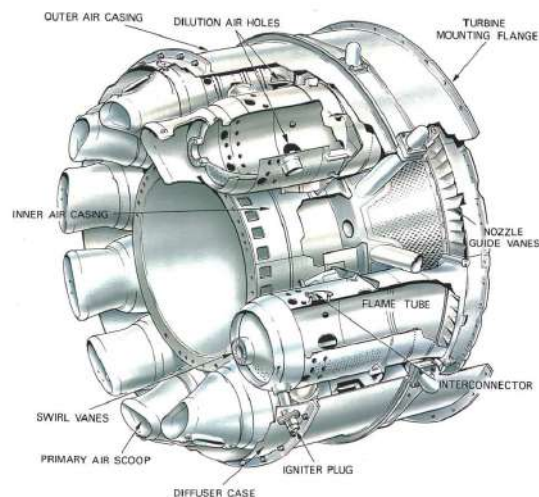


Abbildung 2.28: Rohrförmige Ringbrennkammer [8]

- Ringbrennkammer

Es handelt sich um ein einzelnes Flammenrohr, dargestellt in Abbildung 2.29, in ringförmiger Form, das den Volumenraum effizienter nutzt und einen gleichmäßigen Verbrennungsprozess ermöglicht. Sein einfacheres Design führt zu einer vorteilhaften Reduzierung des Gesamtgewichts, da die durch die Brenner freigesetzte Energie dieselbe ist, bei 25 Prozent weniger Länge. Dies wirkt sich anschließend auf die Produktionskosten aus, indem es diese [8] senkt.

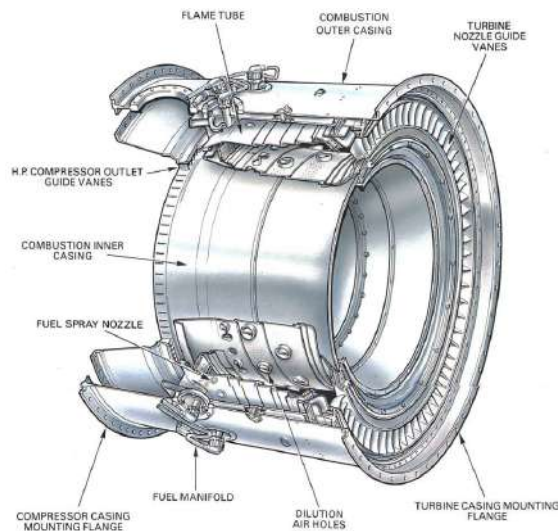


Abbildung 2.29: Ringbrennkammer [8]

2.3.5 Turbine

Die Turbine ist eine Hauptkomponente des Gasgenerators, die den Kompressor antreibt. Ihre Funktionalität hat die Priorität, die im heißen Gas enthaltene Energie, die aus der Verbrennung stammt, zu entziehen, indem die Energie beim Aufprall des Gasstroms auf die Schaufeln absorbiert wird. Die Energie wird extrahiert, wenn das heiße Gas bei hohen Temperaturen den verfügbaren Raum in der Turbine erreicht. Dieser Zyklus fördert wiederholt die Rotation der Turbine mit hoher Geschwindigkeit. Schnell genug, um den Kompressor in Form von mechanischer Wellenleistung anzutreiben, was durch die Umwandlung von kinetischer Energie in Druckenergie und Arbeit erreichbar ist [8].

2.3.5.1 Axial

Die meisten Triebwerke in Flugzeugen haben Axialströmungsturbinen aufgrund des höheren Massenstroms. Diese Art von Turbine ist durch eine Anordnung von einem Stator und einem Rotor in der jeweiligen Reihenfolge gekennzeichnet. Ein Stator ist eine stationäre Düse mit Leitschaufeln eines Profilquerschnitts, die den Fluss von der Brennkammer zur Turbine durch Begradigung des Strömungswegs anpasst, das Gas beschleunigt und einen Düseneffekt erzeugt, daher der Name. Es folgt ein rotierendes Rad, das die kinetische Energie nutzt, um Bewegung zu erzeugen [8].

Damit die Energiegewinnung erfolgreich ist, induzieren die Turbinenblätter einen Drall im Gasstrom, um eine gleichmäßige Arbeit über die Länge der Blätter zu erzielen. Das Design der Blätter beeinflusst den aus der Turbine ausgestoßenen Fluss, der sich mehr in Richtung Axialströmung bewegt, bevor er in das Abgassystem gelangt [6].

Um eine effiziente Turbine zu sein, muss ihr Design und ihre Entwicklung den Spezifikationen des Triebwerks entsprechen. Eine wichtige Spezifikation ist der Leistungsbedarf, der die Anzahl der Stufen in einer Turbine beeinflusst. Die Anzahl der hinzuzufügenden Stufen hängt jedoch nicht nur vom Leistungsbedarf ab, sondern auch von der Drehzahl, dem maximal zulässigen Turbinendurchmesser und der Anzahl der Kompressorspulen. Zum Beispiel verwenden Triebwerke mit hohem Verdichtungsverhältnis zwei Wellen, um den Niederdruck- und Hochdruckkompressor anzutreiben [6].

Die Drehbewegung verursacht Spannungen im Turbinenrad, die sich mit dem Quadrat der Geschwindigkeit aufbauen [8].

Neue Materialien und Kühltechniken wurden entwickelt, um die hohen Temperaturen und Drücke zu unterstützen. Ein Material, das allgemein bei Schaufelgeschwindigkeiten verwendet wird, sind die nickelbasierten Superlegierungen aufgrund ihrer hohen Kriechbeständigkeit und Hochtemperaturfestigkeit [30]. Dennoch werden Anstrengungen unternommen, um Verluste in jedem Teil und bei der Funktion der Turbine zu verhindern und zu managen. Es ist jedoch äußerst schwierig, Verluste wie Reibung, Strömungsumlenkung oder Spitzenabstand zu verhindern [6].

Die Art und Weise, wie eine Turbine Energie umwandelt, bestimmt ihren Typ, indem sie in drei Typen unterschieden wird: Impuls, Reaktion und Impuls-Reaktion.

Die Impulsturbine, dargestellt in Abbildung 2.30, ähnelt einem Wasserrad, das Energie aus dem Gasstrom durch den Aufprall des Gases auf die Turbinenblätter extrahiert. Das Gas strömt durch die Leitschaufeln und verlässt diese mit höherer Geschwindigkeit, wobei Druck und Temperatur abnehmen. In der Rotorstufe wird der beschleunigte Strom auf die Rotorblätter treffen, wodurch die Geschwindigkeit aufgrund der Energieübertragung vom Gas auf die Blätter reduziert wird. Dieser Impulsaustausch führt zur Rotation des Rades[6].

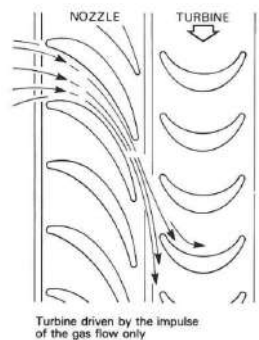


Abbildung 2.30: Impulsturbine [8]

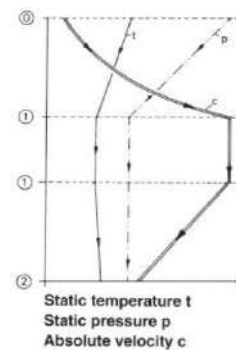


Abbildung 2.31: Eigenschaftensvariation entlang [8]

Beim Betrachten der Abbildung 2.31 gibt es drei markante Phasen. Wenn das Gas in die Leitschaufeln eintritt, entsprechend der Phase null bis eins, erfährt es einen Druck- und Temperaturabfall bei gleichzeitiger Geschwindigkeitszunahme. Danach, während der Phase eins, wenn das Gas die Leitschaufeln verlässt und die Rotorblätter erreicht, bleiben Temperatur, Druck und Geschwindigkeit konstant. Es geht dann in den Weg der Rotorblätter, Phase eins bis zwei, wo Energie in Form von Arbeit entzogen wird, was die Strömungsgeschwindigkeit des Gases verringert. Es kann ein leichter Temperaturanstieg als Folge der Reibung beobachtet werden [8].

Die Reaktionsturbine unterscheidet sich nicht wesentlich von der Impulsturbine. Der Unterschied liegt in den Rotorblättern. Mit anderen Worten, der Weg der Rotorblätter erzeugt aufgrund der Gestaltung der Schaufel einen Düseneffekt, der den Gasstrom weiter beschleunigt. Aufgrund ihres Designs wird neben dem durch den Aufprall des Gases auf die Schaufeln erzeugten Drehmoment auch eine aerodynamische Kraft erzeugt, die den Rotor zum Drehen bringt [8].

Die Verengung in den Querschnitten des Strömungsweges verursacht den zuvor erklärten Düseneffekt. Darüber hinaus gibt es eine etwas geringere Reduktion von Temperatur und Druck als in der Impulsturbine.

2.3.5.2 Radial

Von der ersten Verwendung in einem Düsentriebwerkflug Ende der 1930er Jahre bis zur Nutzung von Turboladern wird die Radial-Einströmungsturbine für verschiedene Zwecke eingesetzt, zum Beispiel als Gasverflüssigungsexpander in der petrochemischen Industrie, kleine Gasturbinen, die Hubschrauber mit Energie versorgen, oder als Generatoreinheiten [27].

Eine Radialturbine bietet einen großen Vorteil für die Arbeitsproduktion. Dieser Turbinentyp liefert mehr Leistung als zwei oder mehr Stufen einer Axialströmungsturbine. Darüber hinaus sind die Herstellungskosten niedriger als bei einer ein- oder mehrstufigen Axialturbine. In Bezug auf die Effizienz verliert dieser Turbinentyp jedoch gegenüber dem Axialtyp, was der Hauptgrund dafür ist, dass der Axialtyp hauptsächlich in Flugzeugtriebwerken [27] eingesetzt wird.

Die Radial-Einström-Turbine wird in zwei Typen unterteilt:

- Freitragende Radial-Einström-Turbine

Diese Turbine, die in Abbildung 2.32 zu sehen ist, ähnelt einer Niedrigreaktions- oder Impulsturbine, da keine Beschleunigung des Flusses über die Turbine erfolgt. Sie zeichnet sich dadurch aus, dass sie keine radialen Einlasswinkel verwendet und zweidimensionale freitragende Schaufeln hat. Niedrige Effizienzwerte und Herstellungskomplikationen sind der Grund für ihre seltene Verwendung [27].

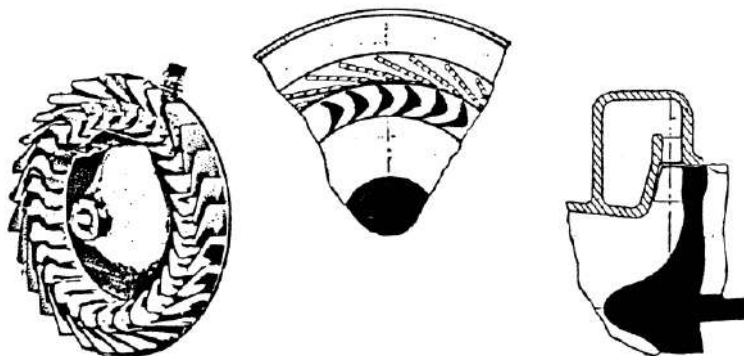


Abbildung 2.32: Freitragende Radial-Einström-Turbine [27]

- Mischströmungs-Radial-Einström-Turbine

Diese Turbine, die in Abbildung 2.33 gezeigt wird, besteht zunächst aus einem Spiralgehäuse, das den Fluss aus einem einzigen Kanal zu den Düsenleitschaufeln sammelt, die oft als schaufellose Düsen verwendet werden, wie bei Turboladern, wo die Effizienz aufgrund der überschüssigen Energie in den Abgasen nicht von Bedeutung ist. Mit einem Schaufeldesign wird der Fluss durch die Schaufeln geleitet und beschleunigt. Diese Schaufeln sind im Naben- oder Scheibenbereich zusammengeführt, was eine Kraft normal zur Strömungsrichtung erzeugt. Wenn der Fluss den gekrümmten Endabschnitt der Schaufeln oder den Exducer erreicht, wird ein Teil der tangentialen Geschwindigkeitskraft entfernt. Schließlich gelangt der Fluss zum Auslassdiffusor, wo die hohe absolute Geschwindigkeit vom Exducer in statischen Druck umgewandelt wird [27].

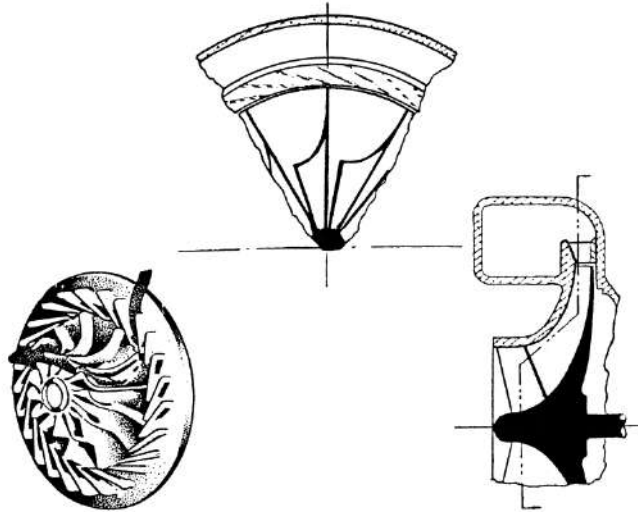


Abbildung 2.33: Gemischte Radialturbine [27]

2.3.6 Abgasdüse

Die letzte Komponente eines Turbojets ist für die Erzeugung von Schub verantwortlich und trennt den Turbojet davon, nur ein Gasgenerator zu sein, wie zuvor erwähnt. Seine Methode zur Schuberzeugung besteht darin, die verbleibende Enthalpie in Abgasgeschwindigkeit umzuwandeln [29].

Die Düse wird entsprechend der erforderlichen Leistung entwickelt und nimmt verschiedene Formen an. Hinsichtlich des Designs werden drei Typen unterschieden:

- Konvergenzdüse

Der Querschnittsbereich des Kanals verringert sich entlang der Stromlinienrichtung, die mit einem kleineren Querschnittsbereich endet, wodurch der Fluss beschleunigt wird. Die Beschleunigung erfolgt aufgrund eines höheren Drucks am Düseneintritt als dem Umgebungsdruck, wodurch der Fluss entladen wird, bis er den Umgebungsdruck erreicht, wo das Gas sich vollständig ausdehnt. Wenn diese Düse mit Schallgeschwindigkeit entlädt, bei der die Massenstromrate maximal ist, wird die Düse als blockiert betrachtet. Sie wird hauptsächlich in hochunterschalligen kommerziellen und militärischen Flugzeugen [6] eingesetzt.

- Divergenzdüse

Der Querschnittsbereich vergrößert sich und erreicht seine maximale Größe am Austritt. Dies führt dazu, dass sich der Flüssigkeitsstrom über die Düse verteilt und der Fluss [31] verlangsamt wird.

- Konvergent-Divergente Düse

Gekennzeichnet durch einen variierenden Querschnitt. Im vorderen Teil nimmt die Querschnittsfläche ab, gefolgt von einer weiteren Zunahme der Querschnittsfläche. Die Steuerung des konvergenten und divergenten Teils macht die Düse variabler Geometrie, die oft verwendet wird, um mehr Schub hinzuzufügen[6]. Abbildung 2.34 ist eine Skizze der konvergenten und divergenten Düse.

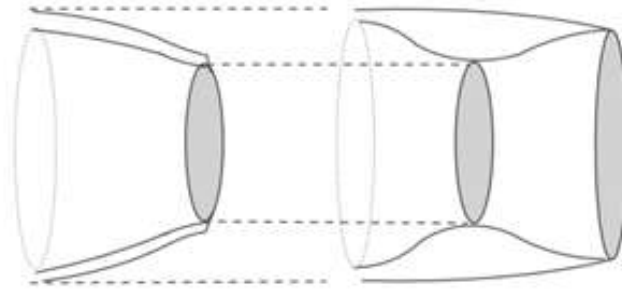


Abbildung 2.34: Konvergent-Divergente Düse

2.3.7 Kraftstoffsystem

2.3.7.1 Kraftstoffe

Die Auswahl des geeigneten Kraftstoffs für ein kleines Turbojet-Triebwerk hängt von der maximal verfügbaren Energie pro Kilogramm Kraftstoff ab [10]. Die Kraftstoffe mit einer hohen spezifischen Verbrennungswärme umfassen Benzin, Kerosin, Diesel, JP1 bis JP8, die verschiedene Arten von Flugbenzin sind, sowie Propan- und Butangas. Wenn möglich, sind die Verwendung von Flugbenzin Typ vier Kerosin und Benzin die besten Optionen für den Verbrennungsprozess. Der hohe Gehalt an flüchtigen Kohlenwasserstoffen in diesen beiden Kraftstoffen macht sie zu Favoriten [29]. Allerdings hat Dieseldieselkraftstoff, der Kerosin ähnlich ist, eine hohe Energiedichte, was ihn aufgrund seiner leichten Verfügbarkeit an jeder Tankstelle bevorzugt macht [10]. Darüber hinaus hat das Dieseldampf-Luft-Gemisch eine niedrigere Zündtemperatur, etwa 300 Grad Celsius, als das Benzindampf-Luft-Gemisch, das eine Temperatur von über 600 Grad Celsius benötigt, um zu zünden [10].

Die am besten geeigneten Kraftstoffe für Düsentriebwerke kleiner Größe sind gasförmige Kraftstoffe, insbesondere Propan oder Butan. Neben diesen Gasen könnte die Verwendung von Methanol in Betracht gezogen werden, obwohl seine geringe Energiedichte nachteilig für seine Auswahl ist. Die Kraftstoffpumpe für diesen Kraftstofftyp ist entbehrlich, da das unter Druck stehende Gas spontan durch das Triebwerk strömt [29]. Von den genannten gasförmigen Kraftstoffen wird Propan als geeigneter für statische Tests oder Entwicklungsarbeiten angesehen [10]. Trotz der Vorteile erfordert dieses Gas einen Drucktank mit dem doppelten Volumen für die gleiche Masse an Dieseldieselkraftstoff, aufgrund seiner geringen Energiedichte [10]. Die Unterschiede der besprochenen Kraftstoffe können in der dargestellten Tabelle, Tabelle 2.2, erkannt werden.

Tabelle 2.2: Kraftstoffe [29]

SPECIFICATION OF POSSIBLE MODEL JET ENGINE FUELS						
	Diesel	Petrol	JP1/Jet A	JP4	Propane	Methanol
Density [kg/l]	0.85	0.76	0.804	0.76	0.5 ⁽¹⁾	0.79
H _{hi} [MJ/kg]	42.8	42.5	43.3	>42.6	46.3	19.5
Boiling Range (°C)	190-334	80-130	160-260	60-240	-42	65
Fuel tank Capacity (ml)	880	990	920	990	1,380	2,080
(5 Minutes, 30 N Thrust) ⁽²⁾						
Flammability/Fire Hazard	Low	High	Low	High	Very High	High
Price (£/l)	0.8	1.05	1.2	?	0.7	0.6

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

2.3.7.2 Kraftstoffeinspritzmodi

Das Luft-Kraftstoff-Gemisch kann durch Kraftstoffzerstäubung oder Verdampfung durchgeführt werden. Ersteres ist eine gängige Technik, die in Flugzeugen in Originalgröße verwendet wird, wobei die Qualität der Verbrennung stark von der Tröpfchengröße des zerstäubten Kraftstoffs abhängt. Die Komplexität dieser Technik überwiegt ihre Vorteile für die Einspritzung in kleinen Triebwerken [29].

Die Kraftstoffverdampfung besteht aus kleinen Röhren, bekannt als Verdampfer, durch die das vorerhitzte Gas fließt und einen Teil des Kraftstoffs verdampft, bevor es die Primärzone erreicht. Der Kraftstoff wird durch dünne Röhren gedrückt, wobei jede mit einer einzelnen gebogenen Röhre verbunden ist. Der Vorteil dieses Systems ist, dass sich der Kraftstoff mit Luft vermischt, bevor er in die Verbrennungszone eintritt. Leider kann die Wirksamkeit dieser Methode nur durch systematische Experimente bestätigt werden, zum Beispiel, wenn der Verdampfer überdehnt ist, neigt die Temperatur dazu, [29] zu steigen. Die Arten der Kraftstoffeinspritzung sind in Abbildung 2.35 zu sehen.

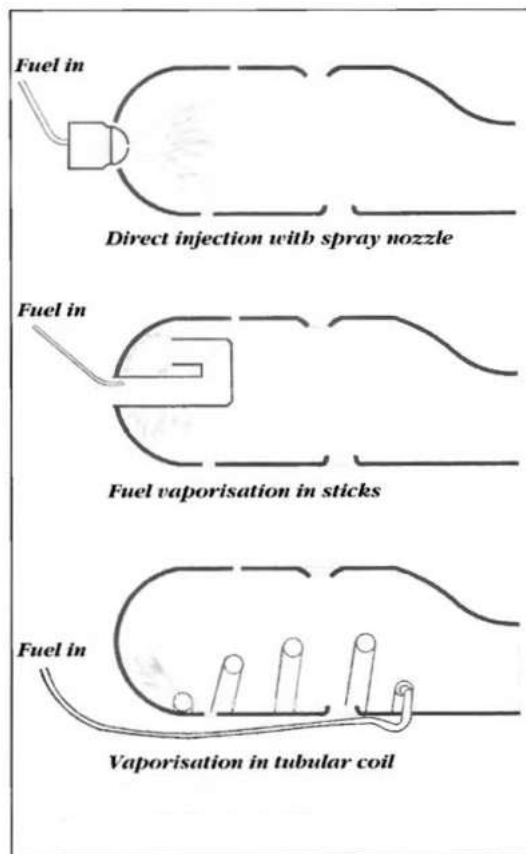


Abbildung 2.35: Kraftstoffeinspritzmodi [29]

2.4 Turbolader-Grundlagen

Der Beginn des Turboladers liegt im Jahr 1885, als Gottlieb Daimler den mechanischen Prozess der Vorverdichtung der in das Triebwerk eintretenden Luft entwickelte und patentierte. Der als Schöpfer des Turboladers angesehene Ingenieur war jedoch der Schweizer Alfred Büchi, der seine Erfindung 1915 patentierte, wie in Abbildung 2 gezeigt wird.³⁶ [32]

This Das Gerät besteht aus einem Kompressor und einer Turbine, die durch eine gemeinsame Welle verbunden sind, wodurch der

e

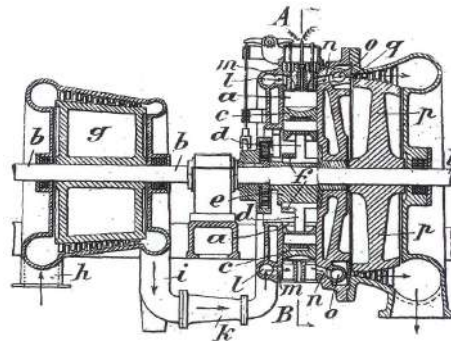


Abbildung 2.36: Turbolader, Alfred Büchis Patent [32]

Lufteinlass zur Brennkammer eines Verbrennungsmotors erzwungen wird. Die Komponenten des Turboladers sind in Abbildung 2.37 dargestellt.

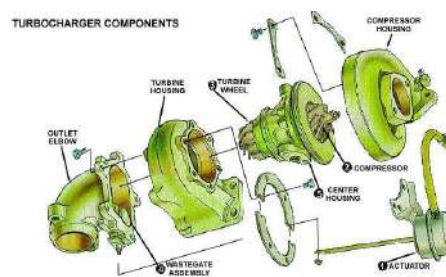


Abbildung 2.37: Turboladerkomponenten

Die Turbine nutzt die Abgase des Triebwerks, um die notwendige Arbeit zu leisten, indem sie durch die Welle den Kompressor antreibt, damit dieser zu rotieren beginnt. Der Kompressor verdichtet die Luft und führt sie der Brennkammer zu. In der Brennkammer erhöht sich der Durchfluss des Kraftstoff-Luft-Gemischs, da die Menge des Kraftstoffs proportional zum Luftüberschuss ist [33].

Mit mehr verbranntem Kraftstoff steigt die Leistungsabgabe ebenso wie die Triebwerkseffizienz des Verbrennungsmotors. Dieser Zyklus wird in Abbildung 2.38 dargestellt. Diese Ergebnisse wurden erstmals von Alfred Büchi in seiner ersten und erfolgreichen Anwendung entdeckt, wobei eine Leistungssteigerung von über 40 Prozent erzielt wurde [32]. Dieser Anstieg, sowohl in der Leistung als auch in der Effizienz, machte den Turbolader zu einem Gerät, das in Fahrzeugen weit verbreitet ist.

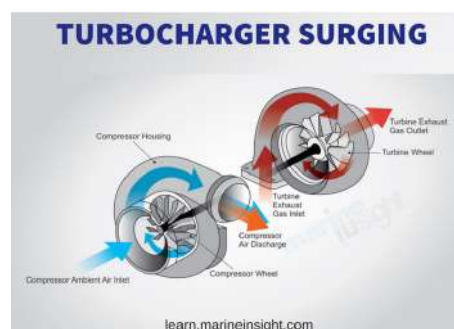


Abbildung 2.38: Turboladerarbeit [35]

Die Entwicklung eines Turboladers umfasst das Design von Kompressor- und Turbinenschaufeln sowie deren Gehäusen. Die Schaufeldesigns werden in CFD, Computational Fluid Dynamics, analysiert, um zu verstehen, wie die Luft strömt. Bei der Gestaltung der Gehäuse muss der Spalt zwischen dem Rotor klein genug sein, damit der Rotor den Luftstrom leiten kann. Andernfalls besteht die Möglichkeit, dass der Fluss

Entwurf und Herstellung eines Mini-Turbojet-Triebwerks

zwischen der Rotorkante und dem Gehäuse [33] entweicht.

Im Allgemeinen, wenn mehr Informationen über einen bestimmten Turbolader benötigt werden, hat der Hersteller ein Diagramm, das die Leistung des Kompressors des Turbos beschreibt, einschließlich des Druckverhältnisses, der Massenstromrate, der Turbogeschwindigkeit und der Effizienzbereiche. Das Diagramm, das als Verdichterkennfeld bezeichnet wird, liefert wichtige Details, die es ermöglichen, die Luftdurchsatzrate für genau diesen Kompressor bei einem gegebenen Druckverhältnis zu kennen. Abbildung 2.39 wird präsentiert, um die verschiedenen Leistungsmerkmale im Diagramm zu erkennen. Direkt darunter folgt eine kurze Erklärung der beobachteten Merkmale [34].

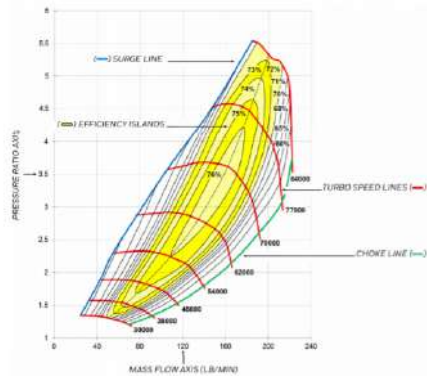


Abbildung 2.39: Beispiel eines Verdichterkennfelds[34]

- Druckverhältnis: Verhältnis des absoluten Auslassdrucks zum absoluten Einlassdruck [34].
- Massenstromrate: Masse der Luft, die während eines bestimmten Zeitraums durch den Kompressor strömt[34].
- Pumpgrenze: zeichnet die Linie, die einen stabilen Betrieb, der sich auf der rechten Seite der Linie befindet, von einer Strömungsinstabilitätsregion unterscheidet, die zu einem plötzlichen Turboversagen führen könnte, verursacht durch große Schubbelastung [34].
- Schubgrenze: ist die Linie, die die maximale Massenstromrate, die der Kompressor verarbeiten kann, auf der linken Seite der Linie von der Unfähigkeit des Kompressors trennt, den Durchfluss aufgrund der am Rotor, Einlass durch den Durchfluss erreichten Schallgeschwindigkeiten zu verarbeiten, was eine Erhöhung der Durchflussrate verhindert [34].
- Wirkungsgradinseln: konzentrische Bereiche auf dem Verdichterkennfeld, die der Kompressoreffizienz entsprechen und sich durch die Größen der Bereiche unterscheiden. Je kleiner der Bereich ist, desto höher ist die Effizienz [34].

Das für diese Arbeit erhaltene Verdichterkennfeld ist in Abbildung 2.40 dargestellt, obwohl es nicht das tatsächliche Diagramm der Kompressorleistung ist, was es schwierig machte, eine genaue Massenstromrate für ein gegebenes Druckverhältnis zu erhalten. Das Diagramm stellt das Verdichterkennfeld des Turbomodells RHB31 VZ21 dar, ähnlich dem Turbo IHI RHF3 [36].

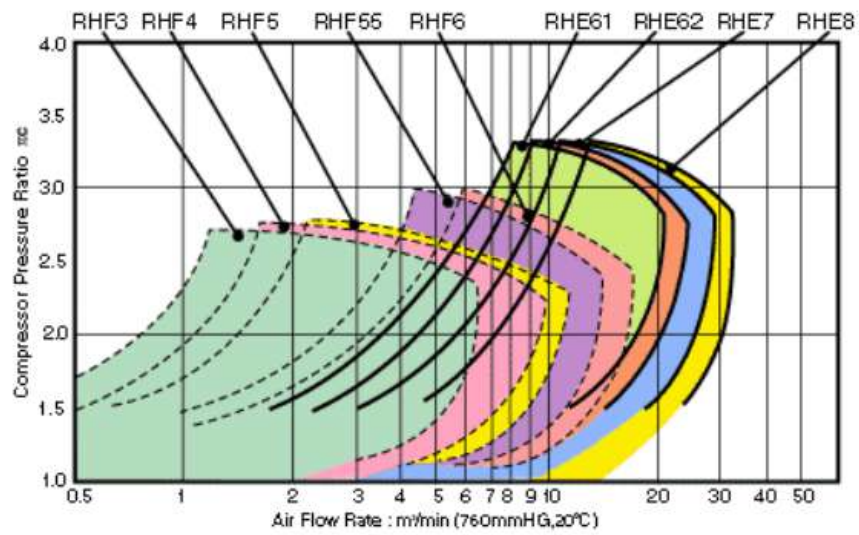


Abbildung 2.40: RHB31VZ21 Verdichterkennfeld [36]

Kapitel 3

Methodik

Dieses Kapitel zeigt auf, wie der Entwurfs- und Fertigungsprozess jedes Bauteils des Mini-Turbojets durchgeführt wurde. Es wird jedes Bauteil des Triebwerks entworfen und erklärt, wie die Abmessungen für das Design ermittelt wurden und welche Materialien für jedes Bauteil verwendet werden. Der zweite Abschnitt beschreibt den gewählten Fertigungsprozess. Ein Flussdiagramm der Methodik wird in Abbildung 3.9 am Ende von Kapitel 3 präsentiert.

3.1 Dimensionierungsprozess

3.1.1 Kompressor

Der Ausgangspunkt für die Dimensionierung dieses Triebwerks liegt beim Kompressor. Der für dieses experimentelle Projekt gewählte Kompressor stammt von der Turbofirma IHI, Modell RHB31 VZ21.

Aus der Literaturuntersuchung geht hervor, dass die in ähnlichen Projekten verwendeten Kompressoren, wie zum Beispiel beim Kamps-Turbojet oder dem WPI-Turbojet, zentrifugal waren, da sie ein höheres Verdichtungsverhältnis und eine höhere Effizienz bieten. Zudem ist das Turbo- oder Kompressor/Turbinen-Set leicht online verfügbar und kann im Vergleich zu anderen Turbos zu relativ niedrigen Kosten erworben werden. Da es bereits gekauft wurde, wurde dieser Kompressor zur Entwicklung dieser Arbeit verwendet.

Das Design des Kompressors sollte mit den genauen Maßen erfolgen, damit das Design präzise ist. Um dies zu erreichen, wurden die Turbohersteller kontaktiert. Dennoch war es ihnen nicht möglich, diese Abmessungen zu liefern, da es sich um vertrauliche Informationen handelt. Die Informationen durch die Recherche für das Verdichterkennfeld wurden im ECOTRON-Technische-Spezifikationen-Dokument [36], gefunden, wie in Abbildung 2.40 gezeigt.

Die grundlegenden Abmessungen wie Basisdicke, Laufrad-/Schaufelhöhe und Einlass-/Austrittsdurchmesser des Laufrads wurden mit einem Messschieber gemessen. Dennoch wurde nur der Austrittsdurchmesser des Laufrads benötigt.

Laut Kamps kann ein Modell eines Turbojets unter Verwendung seiner Turbojet-Abmessungen mit einem Skalierungsfaktor hergestellt werden, der aus einem Verhältnis zwischen dem Kompressordurchmesser von 36,6 Millimetern und dem Kompressordurchmesser von Kamps, 66 Millimeter, [29] mit einem Wert von ungefähr 0,55 erreicht wird. Aus diesem Wert wurden die geschätzten Abmessungen der Triebwerksteile ermittelt.

3.1.2 Einlassflansch

Dieses Teil ist die Abdeckung des Triebwerks auf der Kompressorseite, die den Diffusor an der Außenhülle befestigt. Es wurde basierend auf dem Projekt des Worcester Polytechnic Institute [37], entworfen und seine Größe entsprechend den Abmessungen des Kompressorgehäuses und der Außenhülle dieses Triebwerks angepasst, damit das Design mit sehr geringem Spiel in die Außenhülle passt. Zusätzlich wurden die Schraubenlöcher

so gefertigt, dass sie mit den Löchern des Diffusors und der Außenhülle übereinstimmen, um eine bessere Kopplung beider Komponenten zu gewährleisten.

Das Aluminium war das Material, das für die Herstellung dieser Komponente gewählt wurde. Es ist jedoch nicht möglich, die Art des Metalls zu spezifizieren, da dieses Material aus einem Ersatzmotorblock entnommen wurde.

3.1.3 Kompressorgehäuse

Diese Komponente wurde entsprechend dem Durchmesser der Diffusorscheufeln entworfen, um das Gehäuse nicht zu überdimensionieren und die Schraubenlöcher mit den Diffusorscheufellöchern auszurichten. Anschließend wurde der Teil bearbeitet, der den Kompressor aufnimmt. Der Spalt des Einlasses um den Kompressor darf 0,3 Millimeter nicht überschreiten, um tolerierbare Effizienzen zu erreichen [29].

Um jedoch das Kompressorgehäuse unter Einhaltung der Toleranz erfolgreich zu entwerfen, hätte ein 3D-Scan des Kompressors durchgeführt werden müssen, um die Krümmung des rotierenden Kompressors bestimmen zu können. Da es nicht möglich war, einen 3D-Scan zu erhalten, wurde das Gehäuse durch das Erstellen von Umfängen des Exducer- und Inducer-Durchmessers des Kompressors entworfen. In Abbildung 3.1 ist der Ausgangspunkt für dieses Design zu finden.

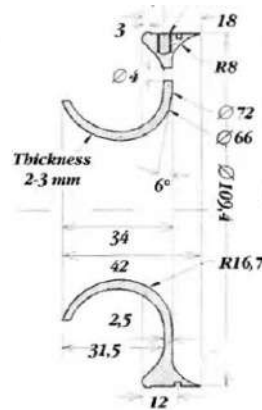


Abbildung 3.1: Kompressorgehäuse [29]

In der untersuchten Literatur wird Aluminium als empfohlenes Material für dieses Teil angegeben. Daher wurde beschlossen, es aus diesem Material zu fertigen. Leider ist es nicht möglich, die Spezifikation des Aluminiumtyps zu kennen, da es auch aus einem Ersatztriebwerksblock entnommen wurde.

3.1.4 Diffusor

Das schwierigste und herausforderndste Teil zu entwerfen war der Diffusor. Der erste Schritt bestand darin, den Diffusorstil zu wählen: ohne Schaufeln oder mit Schaufeln, und falls mit Schaufeln, zwischen geraden, vorwärts gekrümmten oder keilförmigen Schaufeln zu entscheiden. Aus den in der Literatur beobachteten Beispielen wurde entschieden, einen keilförmigen Schaufeldiffusor zu entwerfen, wobei die Befestigungsschrauben berücksichtigt wurden, die es ermöglichen, das Kompressorgehäuse am Diffusor zu befestigen und Gasflussslecks zu vermeiden [29].

Zuerst wurde der Diffusor in Abhängigkeit vom Kamps-Diffusor dimensioniert. Das Buch von Thomas Kamps,[29] gibt die Diffusor-Abmessungen an und enthält das Axial-Schaufelprofil, dargestellt in den Abbildungen 3.2 und 3.3.

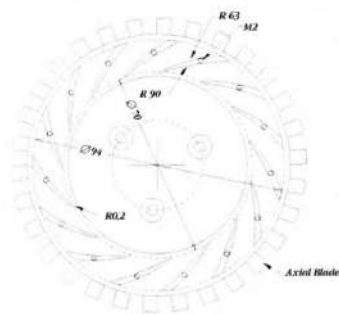


Abbildung 3.2: Diffusor [29]

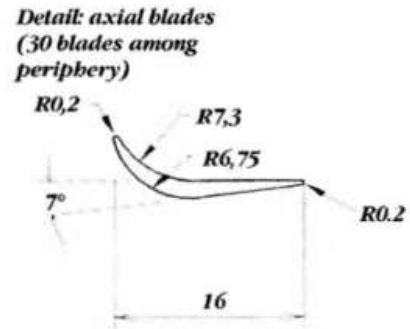


Abbildung 3.3: Diffusor-Schaufelprofil[29]

3.1.5 Welle und Wellengehäuse

Bei der Überprüfung von Mini-Turbojet-Wellenkonstruktionen wie der KJ66, AMT Olympus oder dem Kamps-Motor wurde festgestellt, dass die Konstruktionen relativ gleich waren. Daher wurde die Welle dimensioniert, indem die Abmessungen der Kamps-Welle, beschrieben in Abbildung 3.4, verkleinert wurden.

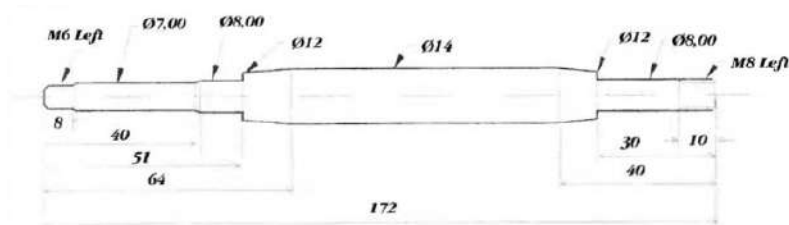


Abbildung 3.4: Welle [29]

Die Welle nimmt zwei Lager auf, die sich an den Lagersitzen befinden und das Lager auf beiden Seiten der Welle positionieren. Die Stufen dienen der festen Passung der Lager, um ein Verrutschen zu verhindern. Für die Herstellung dieser Welle wurde entschieden, eine Edelstahlstange als Material weiter zu bearbeiten.

Das Wellengehäuse wurde, wie die Welle, so entworfen, dass es die Welle mit den beiden Lagern aufnehmen kann und den Diffusor, der mit Bolzen am Gehäuse befestigt ist, zusammen mit dem Statorgehäuse, das ebenfalls mit Bolzen am Gehäuse befestigt wird, koppelt. Trotz der Vielzahl von Wellengehäuse-Designs wurde das bestimmte Design einfach und gerade gewählt, wobei es sich an beiden Enden des Gehäuses erweitert, um Platz für die Bolzen zur Befestigung des Diffusors und des Statorgehäuses zu schaffen. Die Dimensionierung wurde durch Anpassung der Wellengehäuse-Dimensionen, die in Abbildung 3.5 dargestellt sind, an unsere Skala durchgeführt.

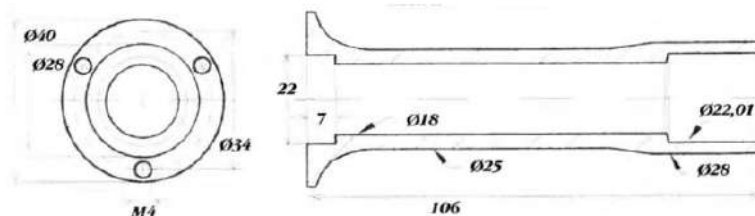


Abbildung 3.5: Wellengehäuse [29]

Das Aluminium ist das Material, aus dem das Wellengehäuse besteht, aber es ist nicht möglich, seinen Typ zu bestimmen, da es aus einem Ersatztriebwerksblock entnommen wurde.

3.1.6 Brennkammer

Das als optimal betrachtete Design für die Brennkammer war eine Ringkammer. Entsprechend der überprüften Literatur schien dies die beste Wahl zu sein, da es sich um ein einfaches Design handelt und praktisch ist, mit anderen Worten, es würde den Fertigungsprozess im Vergleich zu anderen Typen erleichtern. Darüber hinaus basiert das Design des Brenners im Allgemeinen auf empirischen Daten, und da das Ziel nicht darin besteht, ein Design zu verbessern, war die Wahl einer Brennkammer, die ihre Aufgabe erfolgreich erfüllt hat, die klügste Entscheidung. Daher wurde beschlossen, sie basierend auf der Brennkammer von Kamps zu entwerfen, wobei ihre Größe und Löcher für diese Brennkammer angepasst wurden. Sie besteht aus einem Edelstahlblech mit einer Breite von 0,5 mm, das zu einem Rohr mit dem gewünschten Durchmesser geformt ist und eine Reihe von Löchern mit unterschiedlichen Durchmessern aufweist. Abbildung 3.6 und 3.7 unten zeigt das Brennkammerdesign, auf das sich [29] gestützt wurde. Die Brennkammer

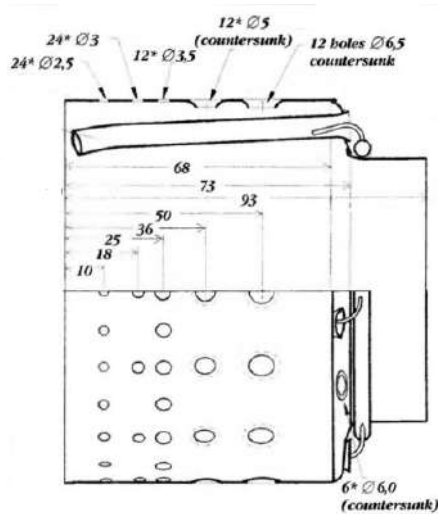


Abbildung 3.6: äußeres Flammenrohr [29]

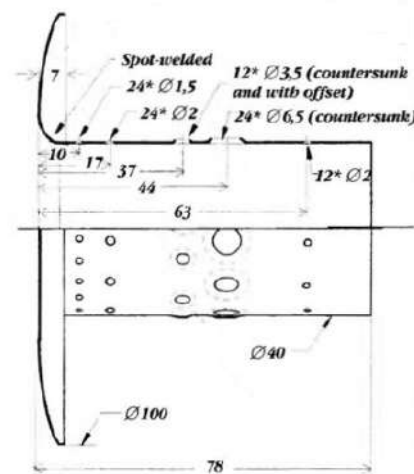


Abbildung 3.7: Inneres Flammenrohr [29]

hat zwei Rohre, ein kleineres Rohr, das in das größere hineingeht. Die Durchmesser der Löcher und der Abstand zwischen den Löchern wurden auf eine angemessene Größe und Entfernung für dieses Mini-Turbojet skaliert.

3.1.7 Kraftstoffverteiler

Der Kraftstoffverteiler, wie der Name schon sagt, verteilt den Kraftstoff an die Verdampferrohre der Brennkammer. Bei den gesehenen kleinen Gasturbinen ist das Design fast dasselbe. Daher wurde ein Injektorring mit einem geeigneten Durchmesser für die entworfene Brennkammer entwickelt. Der Injektorring ist auf der Innenseite der Brennkammer auf der Turbinenseite angebracht und verfügt über verschiedene Injektoren, die jeweils einem Verdampferrohr entsprechen. Der Kraftstoff kommt aus einer externen Quelle, die mit einem Rohr verbunden ist, das die Außenhülle zur Brennkammer durchquert, wo es auch mit dem Injektorring verbunden ist. Der Kraftstoffverteiler besteht aus einem Edelstahlrohr mit einem Durchmesser von 3 Millimetern [29].

3.1.8 Leitschaufelsystem

Die Leitschaufeln oder der Stator, die am Gehäuse befestigt sind, leiten den Fluss zur Turbine um. Das Gehäuse, das neben den Leitschaufeln auch den notwendigen Raum für die Rotation der Turbine bietet, hält den Abstand zwischen den beiden Komponenten konstant, sodass die Effizienz nicht

beeinträchtigt wird. Die meisten Leitschaufelsystem-Designs wurden für Axialturbinen entwickelt. Das Leitschaufelsystem wurde jedoch basierend auf anderen Designs unter Verwendung einer Radialturbine[38] entworfen.

Die Dimensionierung wurde unter Berücksichtigung der von ihrem Design betroffenen Komponenten, wie der Brennkammer, des Kraftstoffverteilers und des Wellengehäuses, durchdacht. Die Idee war, das äußere Flammenrohr mit den Leitschaufeln zu verzahnen, wobei der Kraftstoffverteiler in einer Flansch am inneren Flammenrohr befestigt werden sollte.

3.1.9 Turbine

Die Turbine, wie auch der Kompressor, wurde aus dem RHB31 VZ21 Turbo entnommen.

3.1.10 Abgasdüse

Dieses Bauteil ist für die Erzeugung von Schub verantwortlich. Obwohl diese Dissertation nicht primär die Optimierung des erzeugten Schubs zum Ziel hat, sondern vielmehr die Konstruktion und Herstellung einer eigenständigen kleinen Gasturbine. Das Düsendesign ist eine einfache Konvergenzdüse, die eine unkomplizierte Konstruktion gewährleistet und auf der Dimensionierung dieses Bauteils basiert, die auf der Literaturrecherche beruht. Abbildung 3.8 zeigt die Abmessungen der Abgasdüse, obwohl sie verkleinert und an dieses Düsentriebwerk angepasst wurde. Das empfohlene Material für dieses Bauteil ist ein Edelstahlblech mit einer Dicke von 0,5 Millimetern[29].

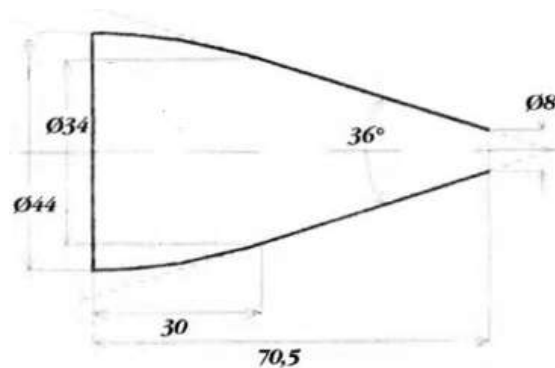


Abbildung 3.8: Abgasdüse [29]

3.1.11 Lager, Schmierung und Kraftstoffeinspritzung

Die Auswahl der Lager muss unter Berücksichtigung des Verwendungszwecks des Lagers erfolgen. Das Lager für eine kleine Gasturbine muss hohen Temperaturen und extremen Drehzahlen standhalten. Mit diesen Anforderungen wurden die Lagerhersteller gesucht, die das Set von Lagern mit den gewünschten Maßen hatten, um ordnungsgemäß in die Welle zu passen.

Die gewählten Lager waren Rillenkugellager aus Edelstahl von der Firma SKF, die bis zu 120000 U/min [39] standhalten und hochtemperaturbeständig sind, da bei höheren U/min auch die Temperatur des Lagers steigt [40]. Für einen ordnungsgemäßen Betrieb der Lager muss ein Schmiersystem vorhanden sein, das durch die Implementierung von zwei dünnen Edelstahlrohren im Wellengehäuse, die mit einer Ölpumpe verbunden sind, geschaffen werden sollte. Jedes Rohr tritt auf jeder Seite eines Lagers ein, um das Schmiermittel zu transportieren. Die Rohre verlaufen durch die Außenhülle

und dann hinter den Diffusor, eingeführt in das Wellengehäuse.

Die Kraftstoffeinspritzung erfolgt durch ein Kraftstoffrohr, das vom Kraftstoffverteillerring durch die Turbinenseite der Hülle zur externen Kraftstoffquelle führt. Am Verteillerring gelangt der Kraftstoff dann zu den Verdampferrohren. Die Brennkammer wurde so konzipiert, dass das Triebwerk mit verschiedenen Kraftstoffen im gasförmigen oder flüssigen Zustand betrieben werden kann.

3.1.12 Außenhülle

Der letzte Teil dieses Triebwerks besteht aus einem Edelstahlrohr mit einer Dicke von 0,5 Millimetern[29]. Auf der Kompressorseite wurden einige Löcher gebohrt, um die Schrauben durch die Hülle zum Diffusor zu führen. Die Schrauben wurden eingeschraubt, um die Außenhülle mit dem Diffusor zu befestigen. Am anderen Ende ist die Außenhülle an den Leitschaufeln befestigt. Da dieses Bauteil eines der letzten war, das entworfen wurde, war es nicht notwendig, es basierend auf der Literatur zu verkleinern. Mit den anderen entworfenen Komponenten muss die Außenhülle den Gasgenerator angemessen abdecken.

3.2 Fertigungsprozess

Die Bauanleitungen für diese Arbeit, basierend auf der überprüften Literatur und Online-Videos zur Herstellung von Modellstrahltriebwerken, sind in zwei Unterabschnitte unterteilt, die sich durch die beiden Hauptmaterialien unterscheiden, die zur Herstellung der benötigten Komponenten für das Triebwerk verwendet werden. Eines ist Aluminium und das andere ist Edelstahl.

Die auf Aluminium basierenden Komponenten sind der Einlassflansch, das Kompressorgehäuse und der Diffusor. Die Herstellung dieser Teile erfolgte mit Hilfe des UBI's FABLAB, Fertigungslabor, auf der 5-Achsen-CNC-Fräsmaschine. Es wurde in Betracht gezogen, dies dort zu tun, aufgrund der Präzision der Produktion, die unmöglich zu erreichen wäre, wenn es manuell mit herkömmlichen Fräsmaschinen gemacht würde. Damit die 5-Achsen-CNC-Fräsmaschine die gewünschte Komponente produzieren kann, ist eine .stp-Formatdatei erforderlich, die aus den Speicheroptionen der Designsoftware, in diesem Fall CATIA-Software, gewonnen wird. Mit diesem Verfahren werden runde Aluminiumblöcke in die erwartete Form umgewandelt, mit einer extrem niedrigen Fehlermarge im Betrieb. Das Wellengehäuse wurde jedoch durch die manuelle Bedienung einer Drehmaschine erstellt.

Die Edelstahlelemente wurden mit einer vertikalen Bohrmaschine, einer Drehmaschine, einer Walze und einer Wasserstrahlmaschine hergestellt. Zuerst wurde die Wasserstrahlmaschine verwendet, um die für jede Komponente entworfenen Teile zu schneiden. Die Teile wurden aus einem Edelstahlblech geschnitten, folglich mussten die entworfenen Komponenten in ihre flache Form gezeichnet werden, die später bearbeitet wurden, um die gewünschte Form zu erreichen. Der nächste Schritt war das Bohren der Löcher in den flachen Teilen, die zum inneren und äußeren Flammenrohr der Brennkammer gehören. Die Bohrungen wurden mit einer vertikalen Bohrmaschine durchgeführt.

„Flache Unterlegscheiben“ werden später an den jeweiligen Komponenten befestigt, insbesondere am Leitschaufelsystem, dem hinteren Ende der Brennkammer und dem Gehäuse. Der nächste Schritt bestand darin, die flachen Teile der Brennkammer, des Leitschaufelsystems und des Gehäuses auf den erforderlichen Durchmesser zu formen. Am Ende der Formgebung der Teile wurden die „flachen Unterlegscheiben“ verschweißt, um die Rohre und flachen Ringe zu erhalten. Die letzte Komponente, die Welle, mit Hilfe

Entwurf und Herstellung eines Mini-Turbojet-Triebwerks

eines zweidimensionalen Skizzenentwurfs, wurde mit einer Drehmaschine hergestellt.

Im Allgemeinen wurden die Teile nach einem Verfahren entworfen und hergestellt, das dem für den Diffusor verwendeten Verfahren ähnlich ist, wie in Abbildung 3.9 zu sehen.

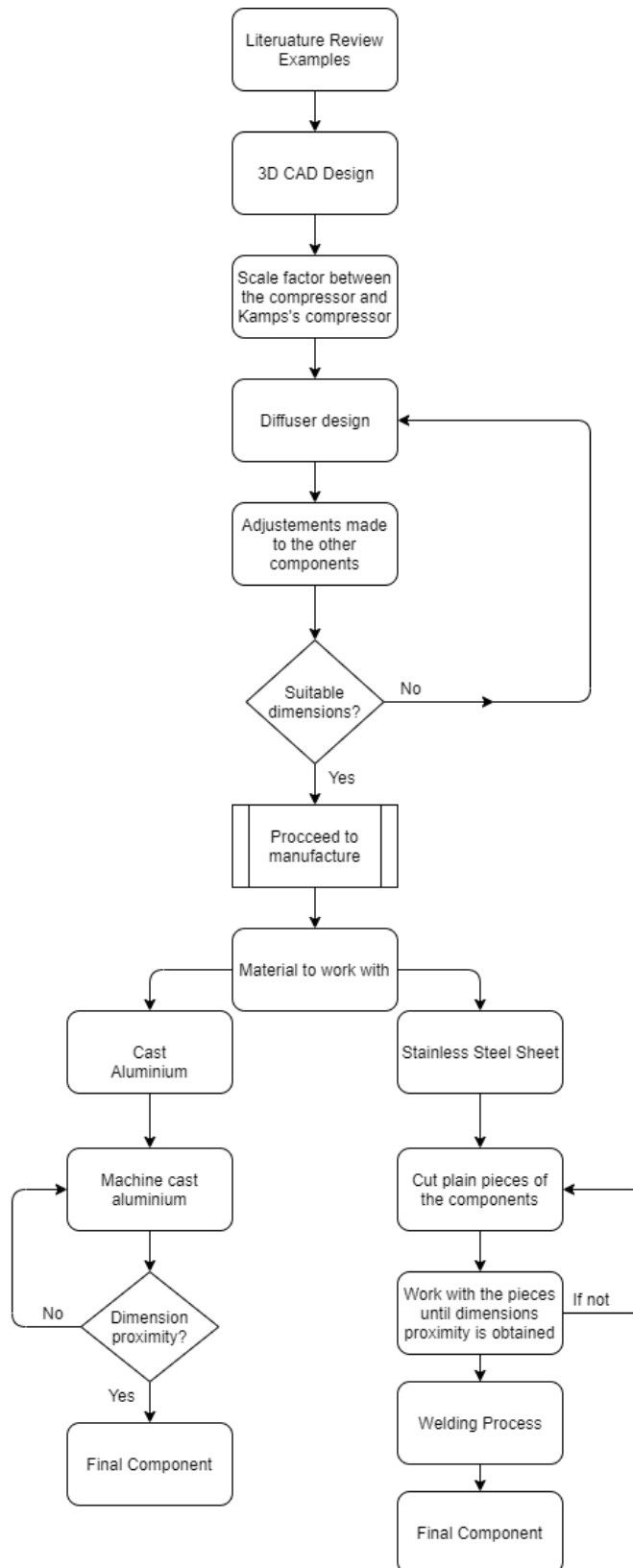


Abbildung 3.9: Diffusor-Entwurfsverfahren

Kapitel 4

Praktischer Fall

In diesem Kapitel werden die Ergebnisse der Dimensionierung der Komponenten sowie deren Entwurf vorgestellt. Es wird auch ausführlich der Herstellungsprozess erläutert, der zur Gewinnung der Komponenten befolgt wurde, und wie sie bearbeitet wurden.

4.1 Dimensionierungsergebnisse

Die endgültigen Abmessungen des kleinen Turbojets werden zusammen mit dem Montageentwurf in den Anhängen B und C beschrieben. Die Dimensionierung, wie bereits erwähnt, wurde durch den Vergleich empirischer Daten durchgeführt, bei dem diese verglichen und an diesen Entwurf angepasst wurden. Einige Teile folgten nicht genau dem Skalierungsfaktor, da während der Konstruktion aller Komponenten Anpassungen vorgenommen wurden. Der Entwurf wurde abgeschlossen, als die Teile montiert wurden, um zu überprüfen, ob alle Komponenten ausgerichtet und richtig passen.

4.2 Design des Mini-Turbojet-Prototyps

Das Design der Komponenten dieser kleinen Gasturbine wurde im vorherigen Kapitel 3 kurz erklärt. In diesem Abschnitt werden die angewandten Designtechniken beschrieben, um die Form und Abmessungen der Teile, die die Gasturbine bilden, zu erhalten. Der Entwurf wird mit der Software CATIA V5R18, Eigentum von Dassault Systèmes, skizziert.

4.2.1 Kompressor

Das Design des Kompressors war eine Herausforderung zu verstehen, und es wurde versucht, es in der CATIA-Software nachzubilden, wobei so wenig wie möglich von seinen physischen Abmessungen abgewichen wurde. Zunächst wurde die Basis des Kompressors gezeichnet, wie in Abbildung 4.1 gezeigt. Nach der CAD-Operation der Welle wurde aus visueller Perspektive das Profil der Kompressorschaukeln gezeichnet, das in Abbildung 4.2 zu sehen ist. Schließlich wurde der Multi-Section-Solid angewendet, um die festen Schaufeln aus der Skizze zu erstellen, und das Gesamtdesign mit einem Loch durch den Kompressor abgeschlossen, um die Welle aufzunehmen. Das Endprodukt ist in Abbildung 4.3 dargestellt.

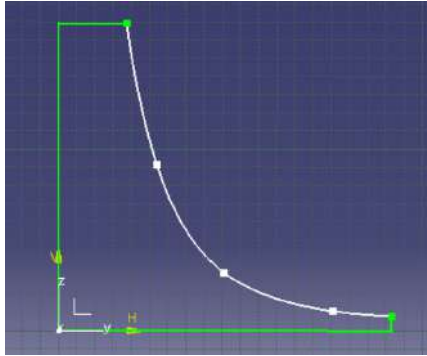


Abbildung 4.1: Kompressor-CAD-Wellenbetrieb

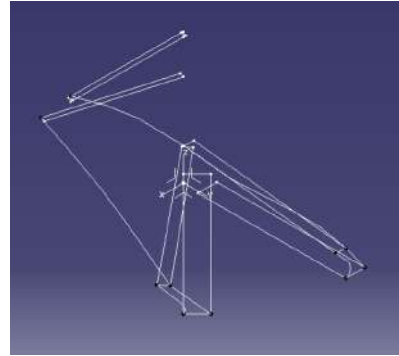


Abbildung 4.2: Kompressor-CAD-Schaufelskizze

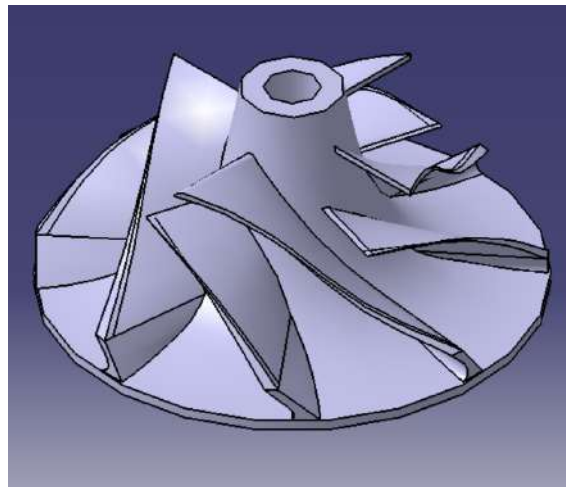


Abbildung 4.3: Kompressor-CAD-Ansicht

4.2.2 Einlassflansch

Das Design für diese Komponente war einfach und direkt. Zunächst wurde die Skizze entworfen, wobei die Abmessungen des Kompressorgehäuses respektiert wurden, damit es richtig passt. Außerdem wurde ausreichend Platz für die Ankopplung des Diffusors und der Außenhülle gelassen. Die Skizze des Einlassflansches, Abbildung 4.4, wurde in einer Wellenoperation angewendet und zu dem in den Abbildungen 4.5, 4.6 und 4.7 gezeigten festen Körper geformt, begleitet von Löchern, um ihn am Diffusor (Vorderseite) und der Außenhülle (Seitenansicht) zu befestigen. Eine isometrische Ansicht des entworfenen Teils ist in Abbildung 4.8 illustriert.

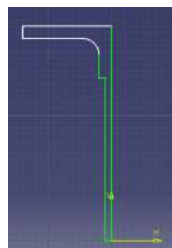


Abbildung 4.4: Kompressor-CAD-Ansicht

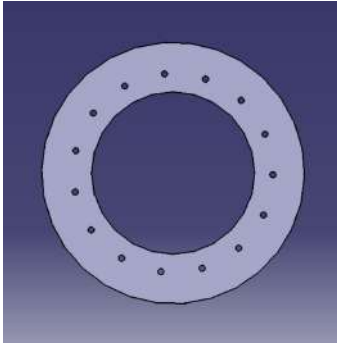


Abbildung 4.5: Einlass-Frontansicht

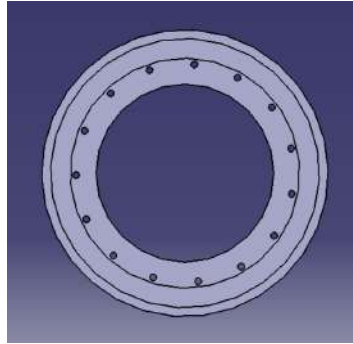


Abbildung 4.6: Einlass-Rückansicht



Abbildung 4.7: Einlass-Seitenansicht

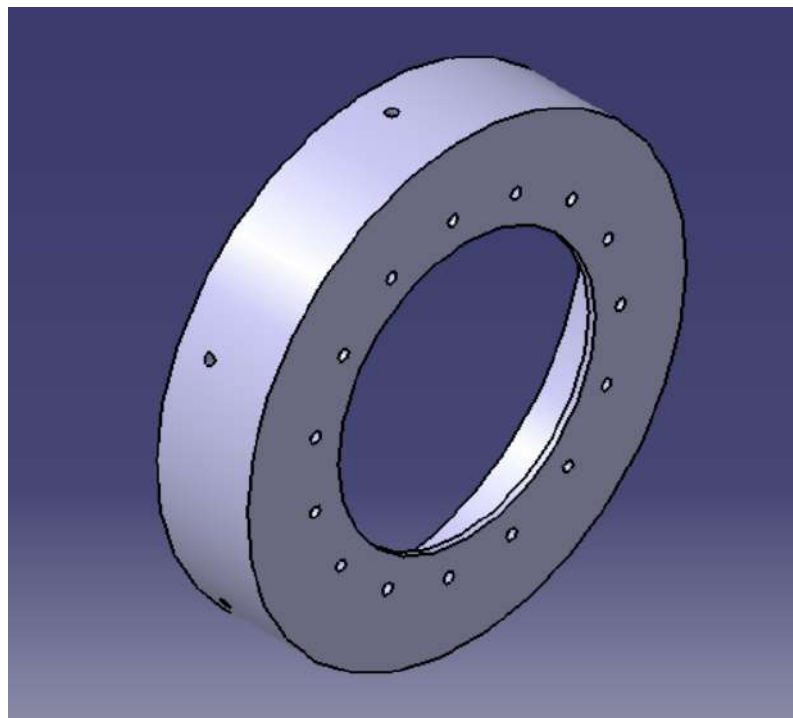


Abbildung 4.8: Einlass-Isometrieansicht

4.2.3 Kompressorgehäuse

Dieses Design basiert auf den Exducer- und Inducer-Durchmessern des Kompressors. Es wurde unter Anwendung des Multi-Section-Solid-Ansatzes entworfen, wobei die in Abbildung 4.9 dargestellten Skizzen verwendet wurden. Die inneren Umfänge wurden unter Berücksichtigung des 0,3 Millimeter Toleranzspalts zwischen dem Rotor und den Innenwänden des Kompressorgehäuses gezeichnet. Die äußeren Umfänge wurden beim Anwenden des Multi-Section-Solid-Ansatzes und Entfernen der Festkörperfunktion so gestaltet, dass die empfohlenen 2 Millimeter Dicke gewährt werden [29]. Die Höhe der Umfänge wurde in Bezug auf die Höhe der Kompressorschaukeln und die Exducer-Höhe gezeichnet. Die Abbildung 4.10 beschreibt die Skizze der Umfänge mit Höhenmaßen. Darüber hinaus wurden die Löcher nach dem Entwurf des Festkörperprodukts mit dem korrekten Durchmesser für die Befestigung am Diffusor gebohrt. Das Design des Kompressorgehäuses wird in Abbildung 4.13 zusammen mit der Seitenansicht, Abbildung 4.11, und der Rückansicht, Abbildung 4.12, gezeigt.

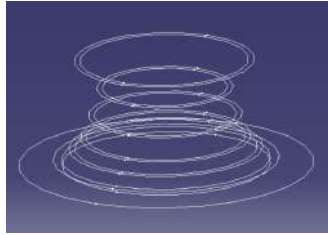


Abbildung 4.9: Kompressor-Abdeckungsskizze

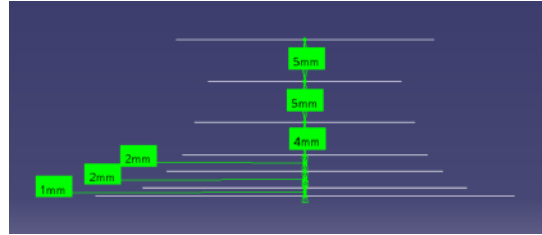


Abbildung 4.10: Kompressor-Abdeckungs-Entwurfsebenen-Höhe



Abbildung 4.11: Kompressor-Abdeckungs-Seitenansicht

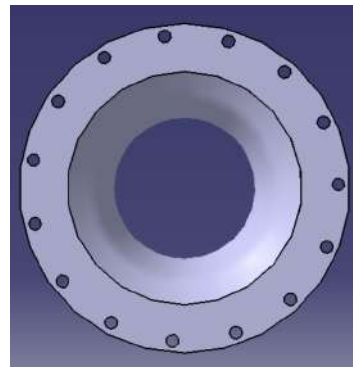


Abbildung 4.12: Kompressor-Abdeckungs-Rückansicht

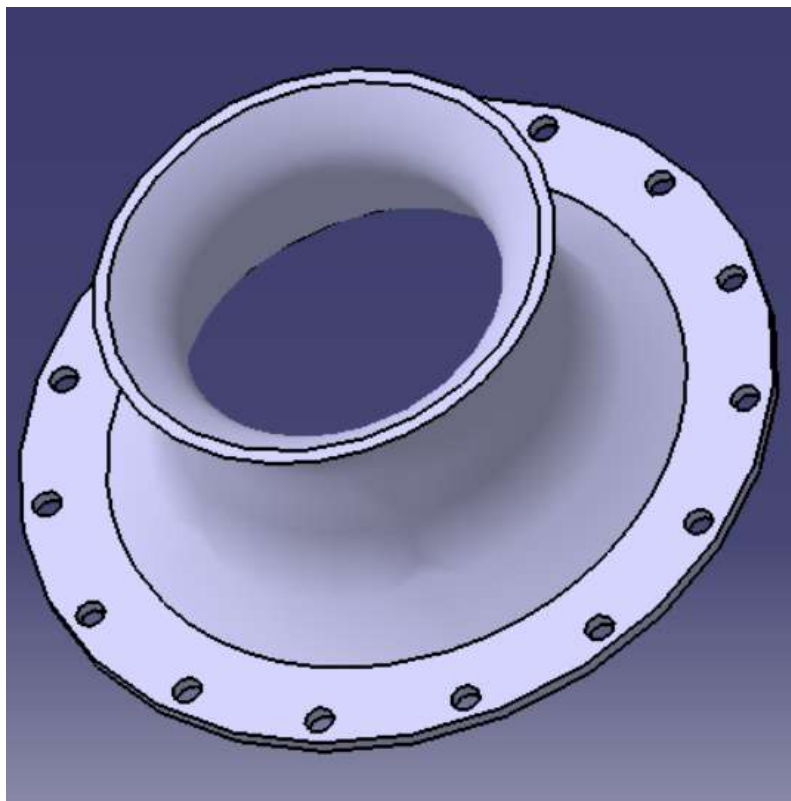


Abbildung 4.13: Kompressor-Abdeckungs-Isometrieansicht

4.2.4 Diffusor

Der Ausgangspunkt für dieses Stück ist ein kleiner Zylinder, in dem die axialen und keilförmigen Schaufeln erstellt werden, wobei die Abmessungen und Winkel aus dem zuvor erwähnten Buch von Thomas Kamps in Kapitel 3 beachtet werden. Die Basis wurde mit dem Raum zur Aufnahme des Kompressors über den Wellenbetrieb entworfen, gefolgt vom Design der keilförmigen und axialen Schaufeln, wie in Abbildung 4.15 und Abbildung 4.16 gezeigt.

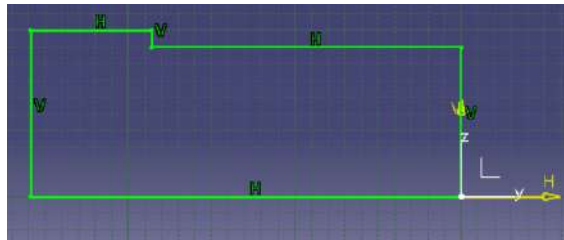


Abbildung 4.14: Diffusor-Basis

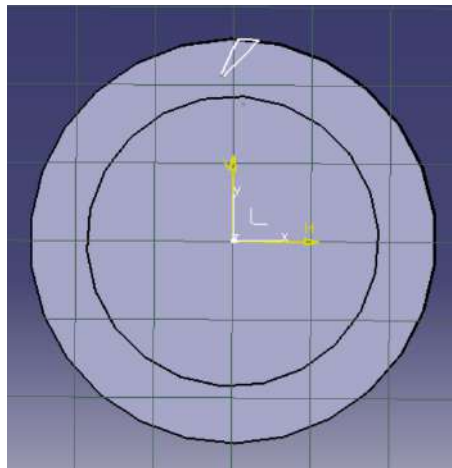


Abbildung 4.15: Diffusor-Keilförmige Schaufel

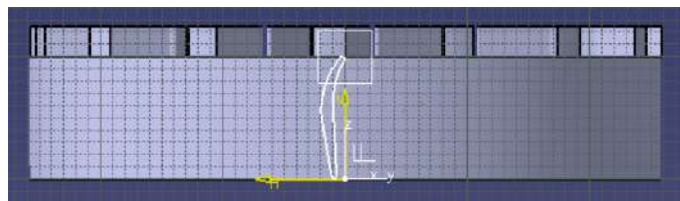


Abbildung 4.16: Diffusor-Axialschaufel-Profil

Die keilförmigen Schaufeln, dargestellt in Abbildung 4.15, erhielten einen Spalt von 1,15-mal dem Durchmesser des Kompressorads [29]. Der Diffusor, Abbildung 4.17, wurde durch das Anbringen der Löcher zur Befestigung am Wellengehäuse und an der Außenhülle finalisiert.

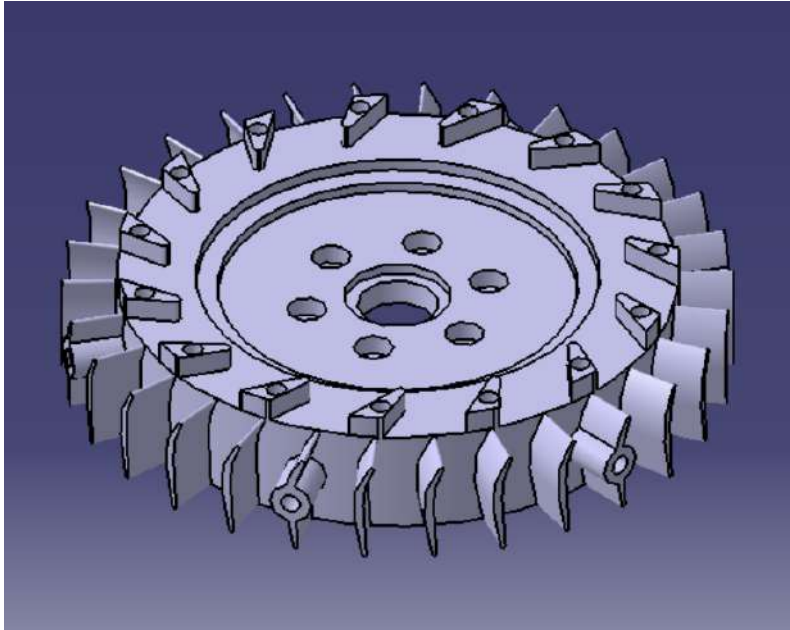


Abbildung 4.17: Diffusor-Isometrieansicht

4.2.5 Welle und Wellengehäuse

Das Wellengehäuse war das erste, das entworfen wurde, als Folge der abgeschlossenen Entwürfe des NGV, CC und Diffusors. Das Ziel war es, eine stabile Struktur zu entwerfen, die das NGV mit dem Diffusor verbindet und dem allgemeinen Design anderer Gehäusestrukturen folgt, die für den Bau eines Turbojets mit kleinen Abmessungen verwendet werden. Zuerst wurde ein geradlinigeres Design gewählt, da es ein praktischeres Design war, um es mit Schrauben, die mit Muttern befestigt werden, am Diffusor oder NGV zu befestigen. Nachdem das Design durchdacht war, wurde der Entwurf ausgeführt. Er besteht aus zwei dicken Ringen, die durch eine kompakte Stange verbunden sind, die durch den Einsatz der Wellenoperation entworfen wurde. Diese Operation wurde auf die in Abbildung 4.18 gezeigte Skizze angewendet.

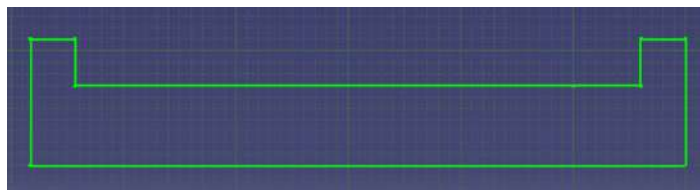


Abbildung 4.18: Wellengehäuse-Skizze

Anschließend wurden Löcher gebohrt, um das Gehäuse am Diffusor und NGV zu befestigen und um Platz für die Welle zu schaffen, damit sie mit den Lagern durchdringen kann. Das Innere des Gehäuses auf der Turbinenseite wurde erweitert, um Platz für eine Schnur und eine Hülse zu schaffen. Der zweite Teil, die Welle, wurde ebenfalls durch die Anwendung der Wellenoperation erstellt, die auf die folgende Skizze angewendet wurde, dargestellt in Abbildung 4.19.

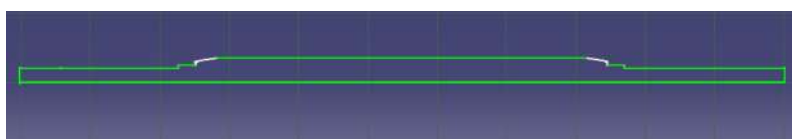


Abbildung 4.19: Wellen-Skizze

Die Länge der Welle wurde ermittelt, als alle Teile, die von der Welle durchquert werden, entworfen und an den richtigen Positionen montiert waren. Der Montagemodus wurde verwendet und die notwendige Länge für die Welle wurde gemessen. Anschließend wurde das Design des tatsächlichen Bauteils abgeschlossen, wie in Anhang C gezeigt.

4.2.6 Brennkammer

Dieser Teil ist einfach zu skizzieren und besteht aus zwei Rohren mit insgesamt 132 Löchern, wobei 72 Löcher in der Region der Primärzone, 48 Löcher in der Zwischenzone und die verbleibenden 12 Löcher in der Verdünnungszone verteilt sind. Der erste Schritt bestand darin, den Durchmesser und die Länge des äußeren Flammenrohrs zu ermitteln. Für das innere Flammenrohr wurde das gleiche Verfahren angewendet, jedoch wurde zu seinem Design die Abdeckung für ein Ende der Brennkammer sowie die Unterstützung für den Kraftstoffverteiler-Ring hinzugefügt. Das Design wurde durch die Verwendung der Wellenoperation abgeschlossen, basierend auf ihren anfänglichen Skizzen, die in Abbildung 4.44 und Abbildung 4.43 gezeigt werden. Die Unterstützung für den Kraftstoffringverteiler wurde weiter zum Design hinzugefügt, mit einem geeigneten Durchmesser, um später geschweißt zu werden, wie in Abbildung 4.22 mit einem Überblick über das äußere Flammenrohr, Abbildung 4.23, gezeigt.

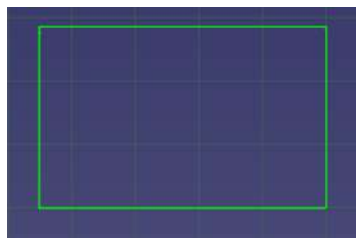


Abbildung 4.20: Äußeres Flammenrohr-Skizze

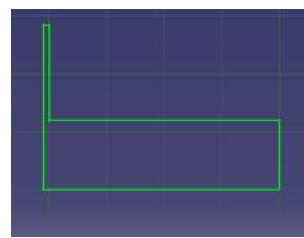


Abbildung 4.21: Inneres Flammenrohr-Skizze

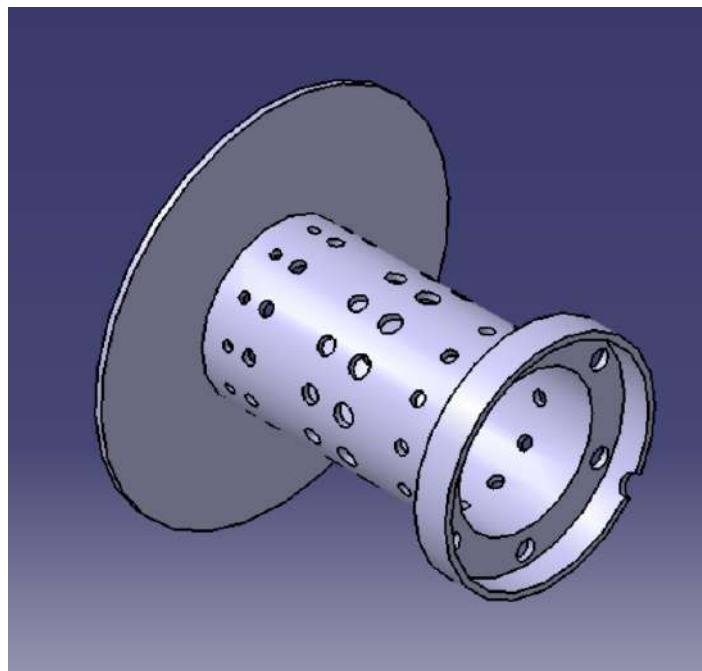


Abbildung 4.22: Inneres Flammenrohr-Isometrieansicht

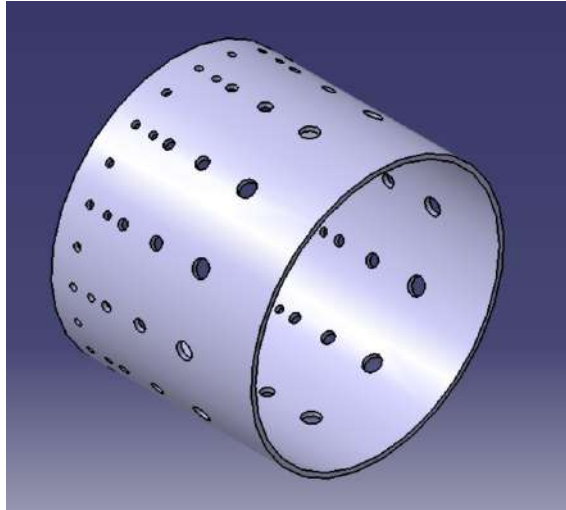


Abbildung 4.23: Äußeres Flammenrohr-Isometrieansicht

4.2.7 Kraftstoffverteiler

Dieses Design wurde begonnen, indem ein Rohr mit einem Durchmesser von 3 Millimetern gezeichnet wurde. Nachdem das Rohr vorhanden war, wurden 6 Nadeln erstellt, unter Verwendung der Pad- und Pocket-Funktion der CAD-Software, zur Verteilung des Kraftstoffs zu den Verdampferrohren. Die Nadeln sind eine ähnliche Darstellung der echten, die weiter für den Bau des kleinen Turbojets verwendet werden. Ein Bild des Kraftstoffrings wird in Abbildung 4.24 präsentiert.

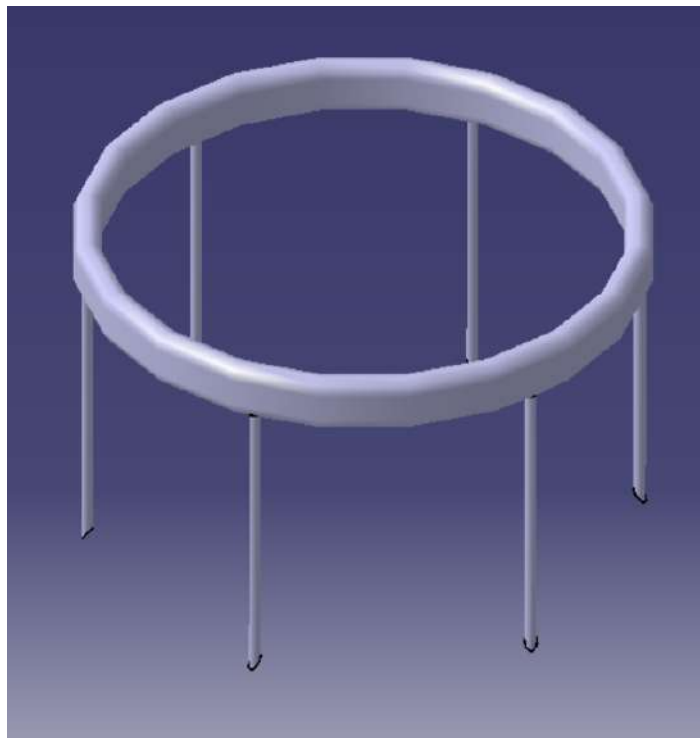


Abbildung 4.24: Kraftstoffring

4.2.8 Leitschaufelsystem

Dieser Teil wurde gemäß dem NGV-System entworfen, das in einem Online-Video [38] beobachtet wurde. Dieses Design wurde als ein einziges Teil und nicht in verschiedenen Teilen mit einer Montage erstellt. Zuerst wurde die Basis erstellt, an der ein Ende des Wellengehäuses befestigt wird. Der Teil, der die Basis und die Leitschaufeln umgibt, wurde durch die Verwendung der Multi-Sektion und der Funktion zum Entfernen von Feststoffen in der Skizze erstellt, die in Abbildung 4.25 dargestellt ist.

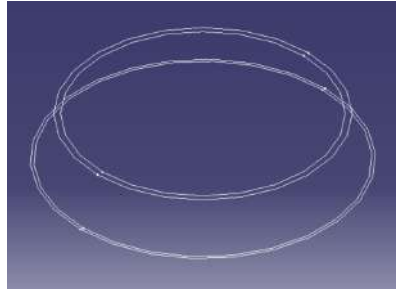


Abbildung 4.25: NGV-System

Das Design der Turbinenblätter war ähnlich dem Designprozess der Kompressor- und Turbinenschaufeln. Die einzige Änderung bestand in der geplanten Positionierung, die für die Skizze gewählt wurde. Es gibt zwei Skizzen, von denen eine mit der Basis der Turbine verbunden ist, während die zweite mit einer Unterlegscheibe verbunden ist. Die Unterlegscheibe ist das letzte entworfene Teil, das so positioniert ist, dass es mit dem umgebenden oberen Teil des NGV-Systems ausgerichtet ist. Nachdem das solide Design erstellt war, wurden die Löcher gebohrt, um die Bolzen am Wellengehäuse sowie am Abstandshalter auf der Turbinenseite zu befestigen. Das Endstück wird in Abbildung 4.26 und Abbildung 4.27 gezeigt.

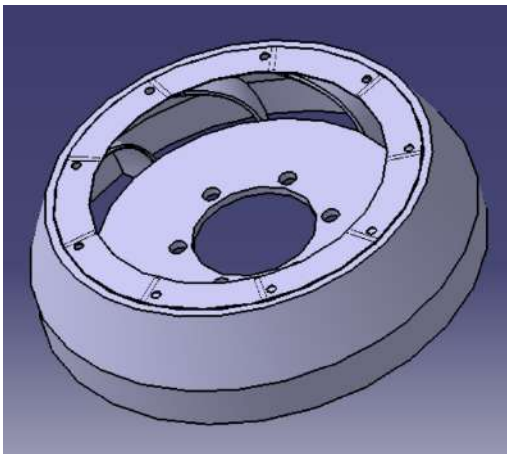


Abbildung 4.26: Leitschaufelsystem-Ansicht

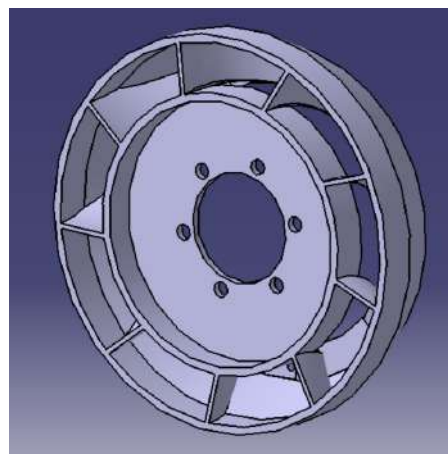


Abbildung 4.27: Leitschaufelsystem-Ansicht

4.2.9 Turbine

Das Verfahren, um zu versuchen, die Turbine des Turbo RHB31 VZ21 nachzubilden, war dem Kompressordesign ähnlich. Zuerst wurde eine Basis für die Turbinenleitschaufeln entworfen, wobei der Inducer-Durchmesser respektiert wurde, wie in Abbildung 4.28 gezeigt. Der zweite Schritt bestand darin, die Skizze der Schaufeln aus einer visuellen Perspektive zu entwerfen. Das Design der Schaufeln wurde in zwei Skizzen unterteilt, die sich auf zwei unterschiedliche Höhen beziehen, die Inducer-Schaufelhöhe und die Exducer-Schaufelhöhe, wie in Abbildung 4.29 demonstriert wird.

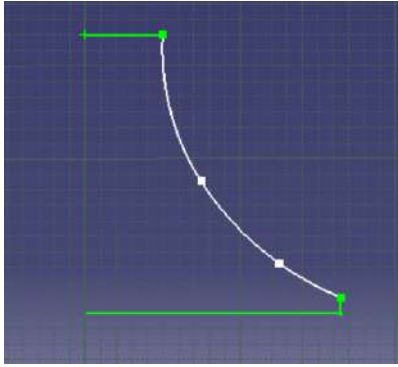


Abbildung 4.28: Turbinenwellen-Betriebsskizze

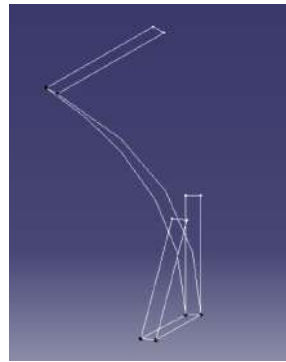


Abbildung 4.29: Turbinen-Schaufelskizze

Der Entwurf wurde durch die Verwendung der Welle und der Mehrfachschnitt-Funktion in der jeweiligen Reihenfolge abgeschlossen. Das Endprodukt ist in Abbildung 4.30 dargestellt.

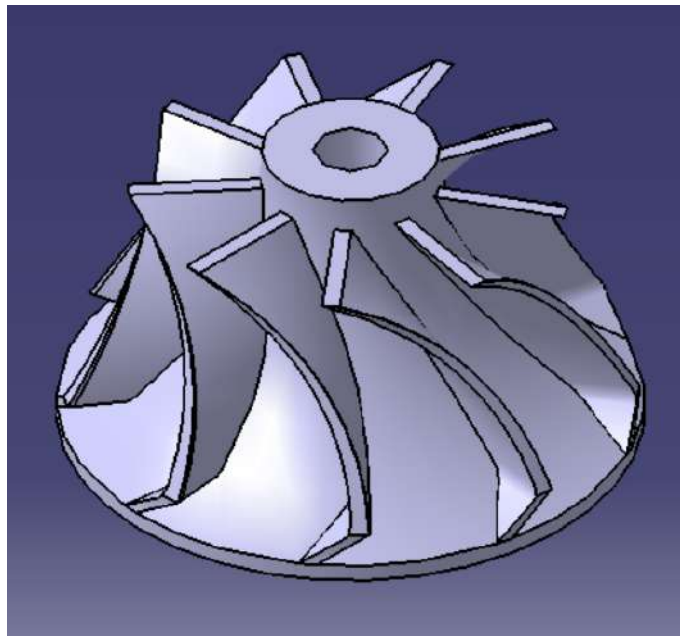


Abbildung 4.30: Turbinen-Isometrieansicht

4.2.10 Abgasdüse, Außenverkleidung und Lager

Die Turbine wurde vom Exducer und Inducer-Durchmesser sowie der Höhe der Schaufel gemessen, um eine Abgasdüse basierend auf den genannten Durchmessern und der Höhe zu entwerfen, beginnend mit den Skizzen der Umfänge. Darauf folgte die Verwendung der Entfernen- und Multi-Solid-Funktion, angewendet auf die in Abbildung 4.31 dargestellten Skizzen. Zudem wurde ein rundes Stück an der Basis der Abgasdüse hinzugefügt, um als Verbinder zu fungieren, der es ermöglicht, die Bolzen durchzuführen und das NGV-System, die Abgasdüse und die Außenhülle zusammen zu befestigen. Das Endprodukt ist in Abbildung 4.32 dargestellt.

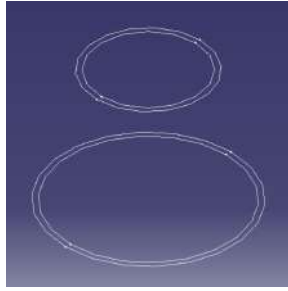


Abbildung 4.31: Austrittsdüsen-Skizze

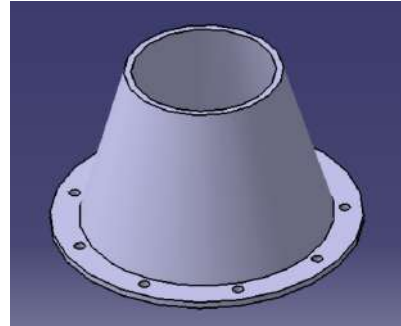


Abbildung 4.32: Austrittsdüsen-Isometrieansicht

Die Außenhülle war die einfachste Komponente zu entwerfen, da sie das gleiche Designverfahren wie die Brennkammer hat. Sie wird in Abbildung 4.33 gezeigt.

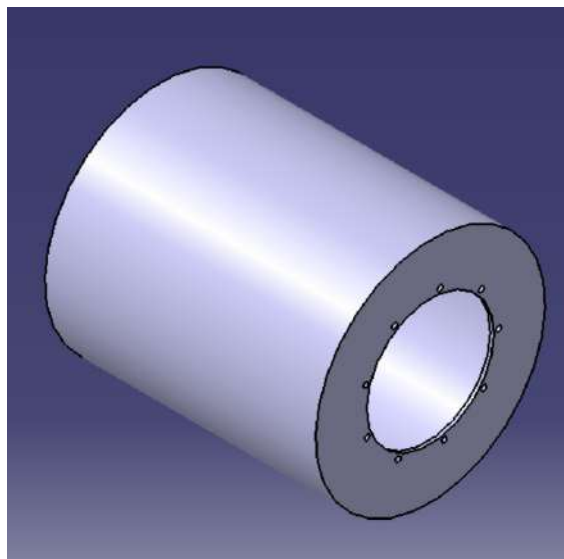


Abbildung 4.33: Äußeres Gehäuse-Isometrieansicht

Die endgültige Komponente, die Lager, wurde gemäß den vorgegebenen Abmessungen auf der Website des Unternehmens SKF in Bezug auf das Modell 618/5 [39] entworfen. Der erste Schritt war das Design der Ringe, die die Kugeln umgeben, unter Verwendung der in Abbildung 4.34 beschriebenen Skizze für einen Wellenbetrieb. Der nächste und letzte Schritt war das Design der Kugeln. Auch dies war ein Design für einen Wellenbetrieb, das auf die Skizze in Abbildung 4.35 angewendet wurde, gefolgt von einem Kreis-Muster, das die Kugeln auf neun vervielfacht und richtig positioniert. Die Reproduktion des Lagers 618/5 ist in Abbildung 4.36 dargestellt.

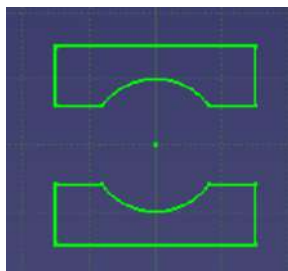


Abbildung 4.34: Lagergehäuse-Skizze

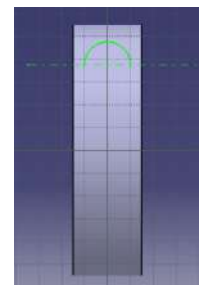


Abbildung 4.35: Lagerkugeln-Skizze

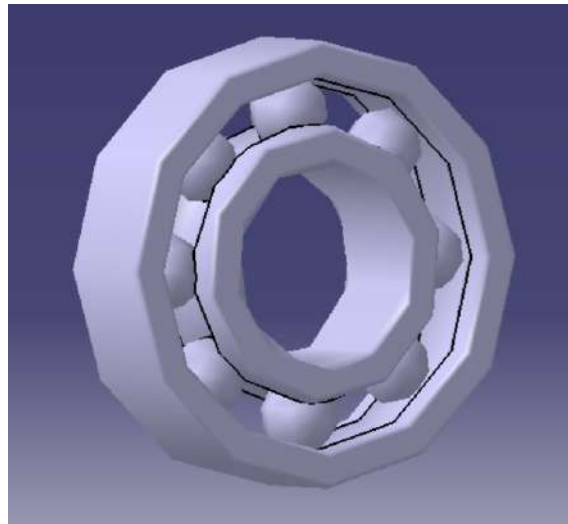


Abbildung 4.36: Lager 618/5 Beispiel

4.3 Komponentenfertigung

In dieser Stufe, mit dem Konzeptdesign der verschiedenen Komponenten abgeschlossen, wurde der Fertigungsprozess eingeleitet. Dieser Prozess umfasst eine Reihe verschiedener Maschinen und Schritte, um die gewünschten Teile zu produzieren. Das Rohmaterial, das für die Mehrheit der Komponenten verwendet wurde, war Edelstahl in Blechform, aufgrund der physikalischen Eigenschaften dieses Stahls, wie Korrosionsbeständigkeit, extreme Temperaturen und hohe Festigkeit [41]. Zusätzlich wurde die Verwendung dieses Materials häufig in der überprüften Literatur als Material für bestimmte Komponenten von Klein-Turbojets gefunden. Ein weiteres gewähltes Rohmaterial war Gussaluminium, das sich durch sein geringes Gewicht, sein hohes Festigkeits-Gewichts-Verhältnis, seine Korrosionsbeständigkeit, seine Robustheit und seine einfache Herstellung und Montage auszeichnet [42].

Die Produktionsphase begann mit dem Gießen von Aluminium aus den Überresten eines Triebwerksblocks, der zur Verfügung stand. Der erste Schritt bestand darin, genügend Aluminium für den Gießprozess abzutrennen. Einige Stücke Stahlschrott wurden geschnitten und geschweißt, um einen Becher für das zu schmelzende Aluminium sowie Formen herzustellen und diese nach dem Schmieden des Aluminiums zu füllen. Für das Schmieden wurde der Ofen, wie in Abbildung 4.37 dargestellt, mit einer Fackel im unteren Loch erhitzt. Um die geringstmögliche Menge an Verunreinigungen zu erhalten, wurde während des Schmelzens des Aluminiums Natriumcarbonat angewendet, eine chemische Substanz, die, wenn sie mit dem Aluminium in der flüssigen Phase gemischt wird, die meisten Materialverunreinigungen an die Oberfläche des Gießbeckens drückt. Diese Reinigungsmethode ist jedoch nicht vollständig effizient. Anschließend wurde das Gussaluminium in die zuvor erhaltenen Stahlformen gegossen. Die Formen waren relativ einfach herzustellen und bestanden aus dickem, großem, rohrförmigem Stahl mit einer Basis darunter. Die Formen wurden mit großen Durchmessern gewählt, um Spielraum für den Bearbeitungsprozess zu geben. Nachdem das Aluminium abgekühlt war, wurde es durch Schneiden der Formen mit einer Schleifscheibe extrahiert. Das Gussaluminium wird unten in Abbildung 4.38 gezeigt.

Design und Herstellung eines Mini-Turbojet-Triebwerks



Abbildung 4.37: Ofen



Abbildung 4.38: Gussaluminium

Der Fertigungsprozess ist in verschiedene Abschnitte organisiert, von denen jeder nach dem Bearbeitungsverfahren kategorisiert ist, das zur Herstellung der Komponenten verwendet wird. Es wird erklärt, wie und welche Teile durch die Verwendung des entsprechenden Prozesses hergestellt wurden.

4.3.1 Formgebungsprozess

Das Edelstahl wurde in Form eines Blechs mit einem Millimeter Dicke von einer Metallwerkstatt bezogen. Der erste Versuch mit dem Edelstahlblech wurde mit einer Dicke von 0,5 mm unternommen, wie es [29] empfohlen wurde. Dennoch war die Dicke des Blechs unzureichend für die notwendigen Herstellungsverfahren, daher die Entscheidung für das ein Millimeter dicke Blech.

Zuerst wurden die Teile in ihrer planaren Form entsprechend den Abmessungen mit CATIA V5 entworfen. Der Entwurf oder die Blaupause wurde durch eine Speicheroption realisiert, die die Dateiformatspezifikation .dxf hat. Das Dateiformat .dxf ist notwendig, damit die Software des Wasserstrahlschneiders die zu machenden Schnitte im Edelstahlblech lesen kann. Ein Beispiel von Teilen wird unten in Abbildung 4.39 gezeigt.



Abbildung 4.39: Proben der mit dem Wasserstrahl geschnittenen Teile

Der nächste Schritt war das Bohren der Löcher für die Brennkammer, gefolgt von der Abdeckung der beiden rechteckigen Stücke am linken Ende von Abbildung 4.39, wobei ein Papierklebeband verwendet wurde.

auf den beiden Stücken. Linien und Punkte wurden mit Hilfe eines Lineals und eines Geodreiecks auf das Papierklebeband gezeichnet. Nachdem die Position der Bohrlöcher markiert war, wurden die Löcher mit einer vertikalen Bohrmaschine gebohrt, wobei Bohrer mit folgenden Durchmessern in Millimetern verwendet wurden: 0,75, 1, 1,5, 2, 2,5, 3, 3,5. Beim ersten Versuch mit dem 0,5-Millimeter-Blech war es möglich, die Löcher zu bohren, aber die Bohrer waren aufgrund ihrer geringen Dicke zu fragil. Folglich brachen während des Bohrens die dünneren Bohrer, trotz der geeigneten Vorgehensweise beim Bohren, wie z.B. der Verwendung eines Körners, um die Löcher im Blech zu markieren, damit der Bohrer stabiler und präziser bohren konnte. Wenn der Bohrer beim Bohren der Löcher auf Widerstand stieß, wurde Öl aufgetragen, um das Bohren zu erleichtern. Selbst mit Vorsicht beim Bohren, aufgrund der erhöhten Dicke auf einen Millimeter, wurde der Durchmesser der Löcher auf 2, 2,5, 3 und 3,5 Millimeter geändert. Abbildung 4.40 und 4.41 zeigen die Methode, die zum Bohren der beiden kleinen Bleche und der ausgeführten Bohrungen verwendet wurde.

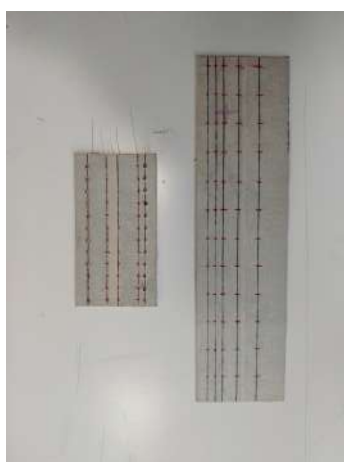


Abbildung 4.40: Löcher in den einfachen Flammenrohren

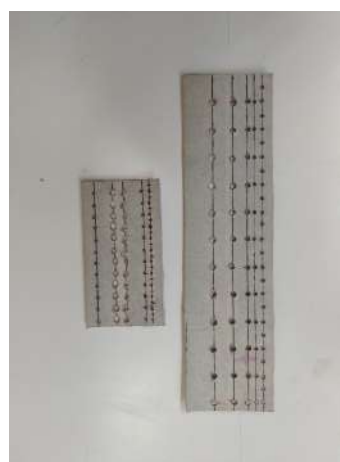


Abbildung 4.41: Einfache Flammenrohre gebohrt

Die aus Edelstahl gefertigten Teile wurden mit einem hölzernen Klopfblock geformt, der breiter als die bearbeiteten Stücke war. Dies ist erforderlich, um die Formung des Stücks gleichmäßig zu gestalten, ohne es zu falten. Die Teile müssen um ein Rohr geformt werden, das widerstandsfähig genug ist, um den Schlägen standzuhalten, ohne sich zu verbiegen. Der Rohrdurchmesser muss etwas kleiner sein als der gewünschte Durchmesser, obwohl diese Technik nicht vollständig genau ist, was dazu führte, dass der Durchmesser der Teile von den Maßen der entworfenen Komponenten abwich. Vor der Verwendung eines Klopfblocks wurde eine Walze verwendet, um die Teile zu formen, aber leider war es aufgrund der Dicke des Blechs, das nicht zwischen die Walzen passte, nicht möglich, die Teile rund zu machen. Unten sind die von Hand geformten Teile dargestellt.



Abbildung 4.42:
Abgasdüse



Abbildung 4.43: Innere Flamme



Abbildung 4.44: Äußere Flamme



Abbildung 4.45:

4.3.2 Fräsprozess

Turbine

Der nächste Schritt bestand darin, den Kern des für diese Arbeit verwendeten Turboladers zu demontieren, indem der Kompressor und die Turbine von der Welle getrennt wurden. Der Kompressor ließ sich leicht abnehmen, da er nur mit einer Mutter befestigt war. Auf der anderen Seite der Welle war die Turbine durch Reibung an die Welle geschweißt, die zusammen mit der oberen Mutter der Turbine mit einer Schleifscheibe entfernt wurde. Anschließend wurde das Zentrum der Turbine gebohrt, was auf einer Fräsmaschine durchgeführt wurde, um ein gut ausgeführtes Bohrloch zu erhalten, das zur entworfenen Welle passt. Da das Turbinenmaterial gehärtet ist, wurde ein Bohrer verwendet, um die Turbine von einem Ende zum anderen zu durchbohren, wie in Abbildung 4.46 dargestellt. Aufgrund der ineffektiven Mittel, die zum Bohren der Turbine gewählt wurden, war das Bohrloch jedoch nicht zentriert zur Turbine, was die zukünftige Verwendung dieser Turbine ausschloss, da die Verwendung dieser Turbine bei hohen Geschwindigkeiten den kleinen Spalt in einen enormen verwandeln würde, was zu einem schweren Unfall führen könnte, der das Leben um die Turbine herum gefährden würde. Die optimale Bohrmethode wäre, die Welle, die an der Turbine befestigt ist, zu erhalten und sie in der richtigen Position einer Drehmaschine zu fixieren, um so sicherzustellen, dass das Bohrloch zentriert ist.



Abbildung 4.46: Turbine gebohrt

Leitschaufelsystem

Das Leitschaufelsystem basierte auf dem Verfahren einer erfahrenen Person, die online bei der Herstellung kleiner Modell-Turbojets gefunden wurde, bei [38]. Die umliegenden Teile der NGV wurden geschnitten und geschweißt. Um dieses System zu vervollständigen, wurden jedoch Schaufeln aus einer anderen Turbine geschnitten, wobei eine Schleifscheibe verwendet wurde, um die Schaufeln einzeln vom Rotor zu trennen. Später wurde etwas Breite der Schaufeln entfernt, um zwischen die umliegenden Teile und die Basis der Turbine zu passen. Die aus der anderen Turbine entnommenen Schaufeln sind in Abbildung 4.47 dargestellt.



Abbildung 4.47: Schaufeln des Leitschaufelsystems

Der letzte Schritt zur Herstellung dieses Bauteils bestand darin, die Schaufeln zwischen den beiden Metallstücken zu verschweißen, wie in Abbildung 4.48 und Abbildung 4.49 gezeigt. Leider war es nicht möglich, die Schaufeln in diesem Bauteil zu fixieren, da die Schweißtechnik zu viel Hitze freisetzte, angesichts der Größe und Dicke des Bauteils.



Abbildung 4.48: Basis der Turbine



Abbildung 4.49: Umgebung und oberer Teil des Leitschaufelsystems

Die Unterlegscheibe in Abbildung 4.48 ist die Basis der Turbine, die zusammen mit dem daneben liegenden Rechteck den inneren Teil des Leitschaufelsystems bildet, an dem ein Segment der Schaufeln angeschweißt würde. Abbildung 4.49 zeigt die drei äußeren Teile des Systems: ein unterer Teil, der die Schaufeln umgibt, ein konisches Stück, das auf das untere Stück gesetzt wird, und schließlich die Unterlegscheibe, die auf der oberen Basis des konischen Stücks angeschweißt ist.

4.3.3 Drehprozess

Aluminium

Die Aluminiumkomponenten wurden anders bearbeitet als der Rest der Komponenten. Dieses Material wurde mit einer Drehmaschine bearbeitet. Die Baupläne der Aluminiumkomponenten wurden gedruckt, und erst dann wurde das Gussmaterial bearbeitet. Die Blöcke wurden in die Drehmaschine eingesetzt, wo sie in der entsprechenden Einstellung fixiert wurden. Anschließend wurde das Gussaluminium bearbeitet, wobei das notwendige Material entfernt wurde, um das Design mit der richtigen Form und den richtigen Abmessungen zu erhalten. Es ist jedoch äußerst schwierig, die Teile zu bearbeiten und eine exakte, physische Kopie des Designs zu erhalten, da es nicht möglich ist zu wissen, ob die Drehmaschine die richtige Menge an Material entfernt, selbst bei größter Vorsicht während der Bearbeitung. Die mit der Drehmaschine bearbeiteten Komponenten waren das Wellengehäuse und der Einlassflansch, die in Abbildung 4.50 bzw. Abbildung 4.51 angegeben sind. Das Kompressorgehäuse und der Diffusor wären im vertikalen Bearbeitungszentrum im UBI's FABLAB hergestellt worden. Leider war es nicht möglich, diese beiden Teile aufgrund ihrer kleinen Abmessungen zu produzieren, da sie extrem präzise Maschinen erfordern.



Abbildung 4.50: Wellengehäuse



Abbildung 4.51: Einlassflansch

Edelstahl

Ein weiteres mit der Drehmaschine bearbeitetes Teil war die Welle. Diese Komponente besteht aus einem zylindrischen, massiven Edelstahl, der unter Einhaltung der für die Wellenherstellung erhaltenen Abmessungen bearbeitet wurde. Empfohlen wird jedoch ein Stahlschraube mit einer Zugfestigkeitsklasse von 12.9 oder 10.6, da diese Komponente immense Spannungen aushalten muss, wenn die Turbine und der Kompressor arbeiten [29]. Abbildung 4.52 zeigt die Welle, die nach dem beschriebenen Herstellungsprozess erhalten wurde.



Abbildung 4.52: Welle

4.3.4 Lötprozess

Der Ringträger wurde sechsmal gebohrt, wobei mit Hilfe einer Übertragung und einer Markierung die Position der Löcher festgelegt wurde. Anschließend wurde mit einem drei Millimeter Bohrer gebohrt, sodass die Verdampferrohre in die Löcher passen konnten. Diese Rohre wurden aus Edelstahl mit einem Durchmesser von drei Millimetern geschnitten. Die kleinen Rohre wurden an den Kraftstoffringhalterung gelötet, um den späteren Einbau des Kraftstoffringverteilers zu ermöglichen, wie in Abbildung 4.53 gezeigt. Der Verteiler besteht aus demselben Rohr wie die Verdampferrohre, das zu einem kleinen Kreis geformt werden musste, um in den Ringträger zu passen. Ein Stahldraht wurde über die gesamte Länge des Rohrs gelegt, um das Rohr nicht zu knicken und eine gleichmäßige Verteilung des Kraftstoffs zu gewährleisten. Die Methoden zur Formung des Rohrs wurden mit äußerster Vorsicht angewendet, um das Rohr nicht zu knicken. Trotz der Vorsicht, die beim Arbeiten mit dem Rohr angewendet wurde, konnte es nicht auf die geeigneten Maße geformt werden, wie Abbildung 4.54 zeigt.



Abbildung 4.53: Kraftstoffringhalterung



Abbildung 4.54: Kraftstoffring

4.3.5 Schweißprozess

Beide Enden der geformten Teile wurden geschweißt, wobei während dieses Prozesses nur einige in ihre endgültige Form gebracht wurden. Der verwendete Schweißtyp war das Wolfram-Inertgasschweißen oder WIG. Der Schweißprozess war einer der Gründe, sich für ein dickeres Edelstahlblech zu entscheiden. Es bestand die Möglichkeit, dass die durch das Schweißen erzeugte Hitze Teile der Stücke schmelzen könnte, was bei einem dünneren Blech wahrscheinlicher wäre. Dennoch war es selbst bei erhöhter Dicke nur möglich, die in den untenstehenden Abbildungen gezeigten Komponenten zu schweißen. Die restlichen Komponenten konnten nicht geschweißt werden, da beide Enden der Teile ohne eine einzige Luftlücke zusammengefügt werden mussten. Schleifpapiere wurden an den Enden der Teile verwendet, um die unebenen Teile abzutragen und eine Luftlücke beim Zusammenfügen der Gegensätze zu verhindern. Dennoch war es nicht möglich, alle Teile zu schweißen, wie es demonstriert wird.

Geschweißte Teile:



Abbildung 4.55: Abgasdüse



Abbildung 4.56: Außenhülle



Abbildung 4.57: Innere Flammenrohr Vorderansicht



Abbildung 4.58: Innere Flammenrohr Rückansicht



Abbildung 4.59: Äußeres Flammenrohr



Abbildung 4.60: Externe Teile des Leitschaufelsystems



Abbildung 4.61: Interner Teil des Leitschaufelsystems

Kapitel 5

Fazit

Diese Arbeit hatte das Hauptziel, ein kleines Turbojet-Triebwerk zu bauen, wobei zunächst eine Untersuchung der Komponenten des Turbojets und des Arbeitszyklus durchgeführt wurde. Die Untersuchung des Düsentriebwerks war bereits eine Herausforderung, da die Fülle an verfügbaren Informationen die Auswahl der wichtigsten Konzepte erschwerte, die man kennen sollte, bevor man ein Turbojet entwickelt.

Diese Dissertation bot dem Autor die Gelegenheit, einen Teil der Wissenschaft hinter diesem Triebwerk zu erlernen sowie das praktische Wissen, wie man ein Turbojet baut, was man nicht jeden Tag lernt und sicherlich nicht im Klassenzimmer. Diese Dissertation erreichte eines der beiden vorgeschlagenen Ziele. Der Entwurf wurde abgeschlossen, wobei eine Erklärung gegeben wird, damit eine zukünftige Arbeit auf den unternommenen Schritten basieren könnte. Leider wurde der Bau dieses Triebwerks nicht vollendet, da die Mittel für eine angemessene Herstellung fehlten.

5.1 Nachteile

Das Design dieses Projekts basierte hauptsächlich auf dem Buch von Thomas Kamps [29] und der Autor ist dankbar für dessen Existenz. Informationen darüber, wie man ein Turbojet baut, insbesondere mit einem Radialverdichter/Turbinen-Set, waren nicht zu finden, außer in den Büchern von Kurt Shreckling und dem zuvor genannten. Allerdings beinhalteten ihre Triebwerke keine Radialturbine, sondern eine Axialturbine. Diese beiden Bücher geben detaillierte Einblicke in den Herstellungsprozess eines Turbojet-Triebwerks, wobei alle Verfahren explizit beschrieben sind. Da dieses Triebwerk auf empirischen Daten basiert, sind die Abmessungen nicht endgültig, und man kann nicht sicherstellen, ob das Triebwerk die richtigen Abmessungen für den gegebenen Kompressor hat. Nur mit Erfahrung im Modellieren und Testen von Düsentriebwerken könnte man sicherstellen, dass die Abmessungen der Komponenten es dem Triebwerk ermöglichen, problemlos zu laufen.

Während der experimentellen Phase wurden viele Hindernisse beim Versuch, dieses Turbojet zu bauen, überwunden. Das erste war die Zunahme der Dicke des Edelstahlblechs. Dies hatte einen erheblichen Einfluss auf die Herstellung der Teile, da es schwieriger wurde, die Teile von Hand zu formen, und es unmöglich war, sie auf die geeignete Dimension der entworfenen Komponenten anzupassen. Aufgrund der Dicke des Blechs konnte eine Walze nicht verwendet werden. Dies wäre äußerst hilfreich gewesen, da der Prozess des Walzens der Teile genauer gewesen wäre und das Schweißen erleichtert hätte, da die Verwendung einer Walze zu konsistenten, ausgerichteten Teilen geführt hätte.

In Bezug auf den Schweißprozess konnte das kritischste Hindernis nicht angemessen überwunden werden, da die in Kapitel 4.3 erwähnte Technik es nicht erlaubte, die Teile wie gewünscht zu positionieren, was das Erreichen des Hauptziels dieser Arbeit verhinderte. Ungeachtet der Technik erforderte die Größe der Teile eine außergewöhnliche Präzision in der Herstellung, was für einen Anfänger in experimentellen Aufgaben wirklich schwierig einzuhalten war.

5.2 Zukünftige Arbeiten und Empfehlungen

Weitere Arbeiten, die auf dieser Dissertation basieren, können aufgrund der Vielzahl von Themen, die der Turbojet umfasst, entwickelt werden. Da die Herstellung dieses Triebwerks nicht abgeschlossen wurde, könnte die erste mögliche Arbeit die Fertigstellung dieses Projekts sein und, wenn möglich, sollte eine stereolithografische Datei des Kompressors erstellt werden, um ein genaues Design des Kompressorgehäuses zu ermöglichen, das die Krümmung des Kompressors respektiert, was ein wichtiger Faktor für eine effiziente Luftinduktion und damit für die Kompression und das Funktionieren des Triebwerks ist.

Für die Prüfung des Triebwerks empfiehlt der Autor, wenn möglich, eine Kalibrierung der Welle. Zusätzlich sollte eine Axialturbine für diesen Triebwerkstyp entwickelt werden. Dies würde den Herstellungsprozess erleichtern, wie zum Beispiel die Produktion des Leitschaufelsystems.

Die zukünftigen Arbeiten, die auf diese Dissertation folgen könnten, sind:

- Den Abschluss der Entwicklung dieses Triebwerks mit den geeigneten Techniken.
- Studium und Herstellung einer Axialturbine, die zum Kompressor passt.
- Führen Sie eine Computational Fluid Dynamics-Studie des Luftstroms des Düsentriebwerks durch und überprüfen Sie, welche Verbesserungen an den entworfenen Komponenten vorgenommen werden können.
- Entwickeln Sie einen Testarbeitsplatz.

Bibliographie

[1] Turkey Mehmet, Gurgen Selim, Keskin Goksel, Durmus Seyhun, Kushan Melih Cemal. Forschung zu Anwendungen von Mini-Turbojet- und Turbojet-Triebwerken in militärischen UAVS. In: Die 21. Ausgabe der Internationalen Konferenz AFASES; Mai 2019; Basov, Rumänien. v, vii, 1

[2] "Geschichte des Fliegens" [Online]. Verfügbar unter: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/UEET/StudentSite/historyofflight.html> (abgerufen am 2019-03). 1

[3] "Schallgeschwindigkeit" [Online]. Verfügbar unter: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/sound.html> (abgerufen am 2019-03). 1

[4] "Heron von Alexandria erfand die Dampfmaschine" [Online]. Verfügbar unter: <https://www.greekboston.com/culture/inventions/steam-engine/> (abgerufen am 2019-03).

[5] "Aeolipile" [Online]. Verfügbar unter: <https://en.wikipedia.org/wiki/Aeolipile> (zugegriffen im 2019-03). xi, 3[6] Hünecke Klaus, *Düsentriebwerke: Grundlagen der Theorie, Konstruktion und Betrieb*, 6. Auflage, Motorbooks International, 2003. xi, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 18, 19, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 29[7] "Newtons Bewegungsgesetze" [Online]. Verfügbar unter: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/newton.html> (zugegriffen im 2019-03). 3[8] Rolls Royce plc, *Das Düsentriebwerk*, 5. Auflage, Rolls Royce plc, 1996. xi, 4, 5, 7, 8, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27[9] "Kurt Shreckling" [Online]. Verfügbar unter: https://en.wikipedia.org/wiki/Kurt_Schreckling (zugegriffen im 2019-03). 4[10] Shreckling Kurt, *Gasturbinen für Modellflugzeuge*, 5. Auflage, Traplet Publications, 2003. 4, 30[11] El-Sayed Ahmed F., *Grundlagen der Flugzeug- und Raketenantriebe*, Springer, S. 531-588, 2016. xi, 6, 15, 16, 17, 18[12] Chen Min, Zhang Kun, Tang Hai-Long, Eine probabilistische Entwurfsmethodik für eine Turboshaft-Triebwerk Gesamtleistungsanalyse, Fortschritte im Maschinenbau, 2014;1(12), doi: 10.1155/2014/976853, Mai 2014. xi, 6[13] C. Weston Kenneth, *Energieumwandlung*, Elektronische Ausgabe, 2000. 8[14] Çengel Yunus A., Boles, Michael A., *Thermodynamik, ein ingenieurwissenschaftlicher Ansatz*, 8. Auflage, McGraw-Hill Education, 2015. xi, 9, 10, 11[15] "Idealer Brayton-Kreisprozess" [Online]. Verfügbar unter: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html>. (zugegriffen im 2019-03). 10

- [16] "Brayton-Kreisprozess" [Online]. Verfügbar unter:
<https://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node28.htm> l.
 (zugegriffen am 2019-03). xi, 11, 12[17] C. Oates Gordon, *Aerothermodynamik von Gasturbinen und Raketentriebwerken*, 3. Auflage, Amerikanisches Institut für Luft- und Raumfahrt, Seattle, Washington, 1998. 12, 14, 15, 20, 21, 23[18] Fahlstrom Simon, Pihl-Roos Rikard, *Entwurf und Bau eines einfachen Turbojet-Triebwerks* [MSc Thesis], Universität Uppsala, 2016.[19] "Einlassleistung". Verfügbar unter:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/inleth.html>. (zugegriffen am 2019-04). 13
 [20] "Kompressor-Thermodynamik" [Online]. Verfügbar unter:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/compth.html>. (zugegriffen am 2019-04). 13[21] "Brenner-Thermodynamik" [Online]. Verfügbar unter:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/burnth.html>. (zugegriffen am 2019-04). 13, 14
- [22] "Kraftstoffmassenstrom" [Online]. Verfügbar unter:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/fuelfl.html>. (zugegriffen am 2019-04). 14
- [23] "Turbinen-Thermodynamik" [Online]. Verfügbar unter:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/powtrbth.html>. (zugegriffen am 2019-04). 14
- [24] "Düsenleistung" [Online]. Verfügbar unter:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/nozzleh.html>. (zugegriffen am 2019-04). 15
- [25] "Mach-Zahl" [Online]. Verfügbar unter:
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/mach.html>. (zugegriffen im 2019-04). 18[26] "Einlässe" [Online]. Verfügbar unter:
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/inlet.html>. (zugegriffen im 2019-04). xi, 19
 [27] Boyce Meherwan P., *Handbuch der Gasturbinen-Technik*, 2. Auflage, Gulf Professional Publishing, 2002. xi, xv, 20, 21, 28, 29[28] "Axialverdichter" [Online]. Verfügbar unter:
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/caxial.html>. (zugegriffen im 2019-04). 21[29] Kamps Thomas, *Modellstrahltriebwerke*, 3. Auflage, Traplet Publications, 2005. xi, xii, xv, 22, 23, 29, 30, 31, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 45, 47, 55, 59, 63, 88

[30] Lin Jiangui, Balint Daniel, Pietrzyk Maciej, Herausgeber, Mikrostrukturentwicklung in Metallumformprozessen, Woodhead Publishing, S.384-394 2012. Verfügbar von: Sciencedirect. 27[31] C.Lyons William, J.Plisgam Gary, D.Lorenz Michael, Herausgeber, Standardhandbuch der Erdöl- und Erdgastechnik, 3. Auflage, 2016. 29[32] "Geschichte des abgasgetriebenen Turboladers" [Online]. Verfügbar unter: <https://en.turbolader.net/Technology/History.aspx>. (zugegriffen im 2019-05). xi, 31, 32[33] Tsei Lauren, Design und Leistung eines Gasturbinen-Triebwerks aus einem Automobil-Turbolader [BEng], Massachusetts Institute of Technology, Mai-2004. 32, 33[34] "Turbo Tech 103| Experte: Kompressorkartierung" [Online]. Verfügbar unter: https://www.garrettmotion.com/wp-content/uploads/2019/10/GAM_Turbo-Tech-103_Experte-1.pdf. (zugegriffen im 2019-05). xi, 33[35] "Turbo Tech 103| Experte: Kompressorkartierung" [Online]. Verfügbar unter: <https://www.marineinsight.com/main-engine/what-is-turbocharger-surgin/>. (zugegriffen im 2019-05). xi, 32[36] "Technische Spezifikation des Turboladers" [Online]. Verfügbar unter: <https://www.ecotrons.com/files/ECOTRONS%20Turbo%20VZ21%20-technical%20spec1.pdf>. (zugegriffen im 2019-05). xi, xv, 33, 34, 35, 87[37] Alonzo Daniel, Crocker Alex, James Eric, Kingston III John, Design und Herstellung eines Miniatur-Turbojet-Triebwerks [BSc], Worcester Polytechnisches Institut, 2018-03. 35[38] "Vom Bau des Turbojet-Triebwerks bis zum Flug - nur ein Schritt"[Online]. Verfügbar unter: <https://www.youtube.com/watch?v=dYFYZ-g7fzA>. (zugegriffen im 2019-06). 39, 51, 57[39] "Rillenkugellager SKF 618/5" [Online]. Verfügbar unter:
h
t
t
p
s://
w
w
w.
s
k
f.
c
o
m/
p
t/
p
r
o
d
u
c
t
s/
b
e
a
r
i
n
g
s-
units-housings/ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/index.html?designation=618/5. (zugegriffen im 2019-10). 39, 53[40] Wälzlager für Industriemaschinen, NSK Motion & Control, 2016 39[41] "Edelstähle - Spezifikationen, Qualitäten und Eigenschaften" [Online]. Verfügbar unter: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=2874>. (zugegriffen im 2020-01). 54[42] "Aluminium und Aluminiumlegierungen - Charakteristische Vorteile und nützliche Eigenschaften von Aluminium-Extrusionen" [Online]. Verfügbar unter: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=4192>. (zugegriffen im 2020-01). 54

Anhänge

Anhang A - Teileliste

Tabelle 1: Teileliste

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

Anhang B - 2D-Zeichnungen der Komponenten des Turbojets

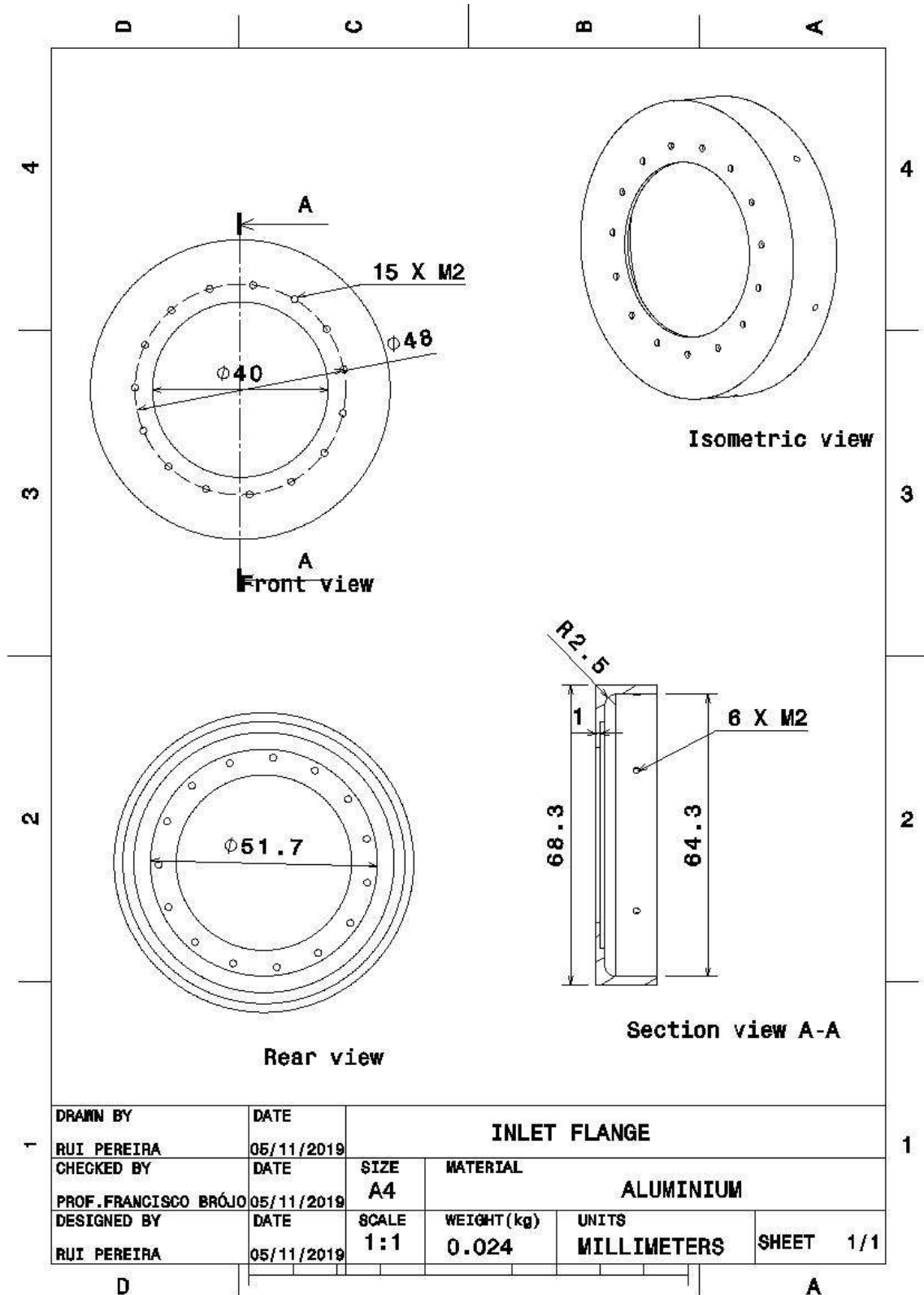


Abbildung B.1: Einlassflansch

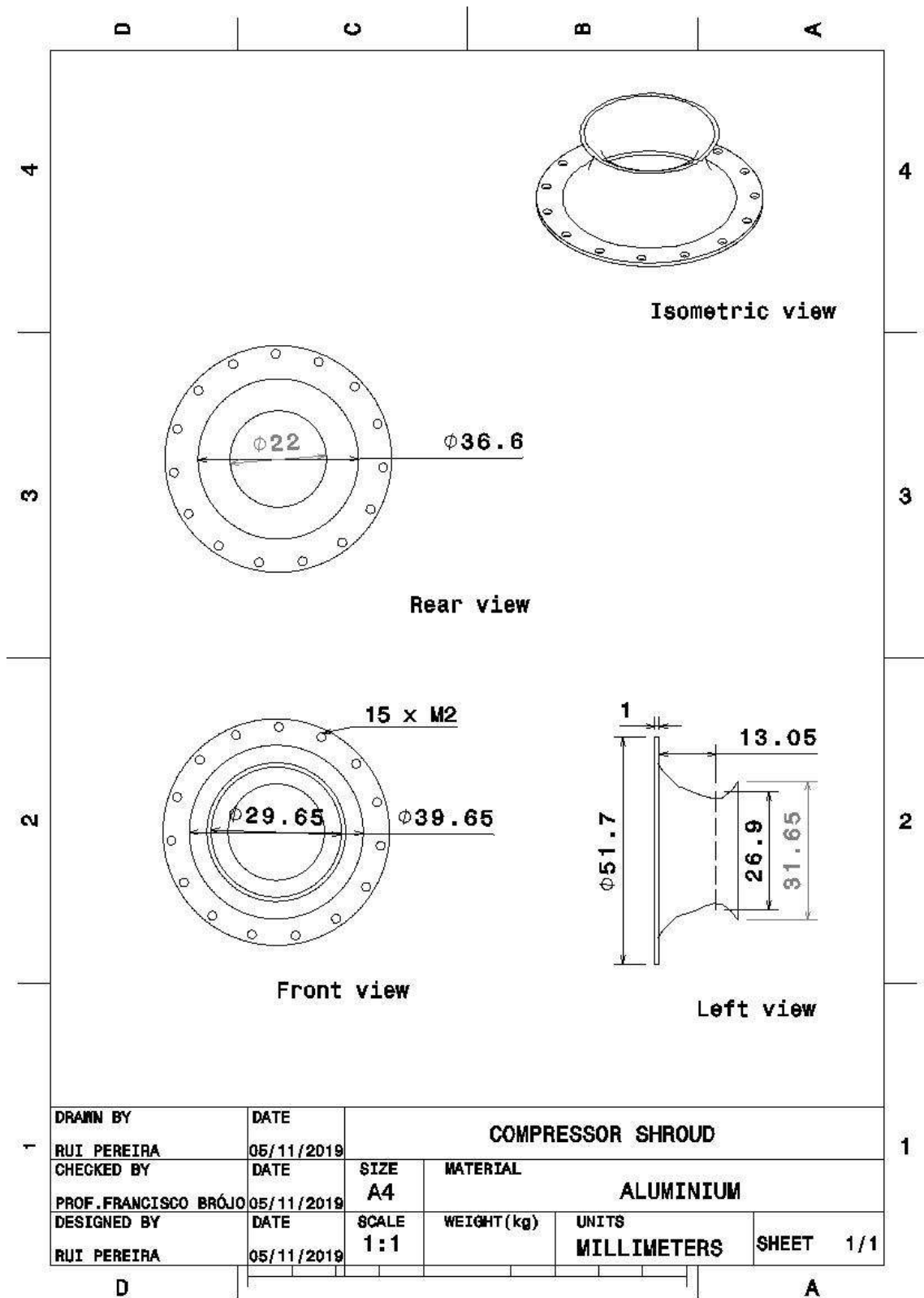


Abbildung B.2: Kompressorgehäuse

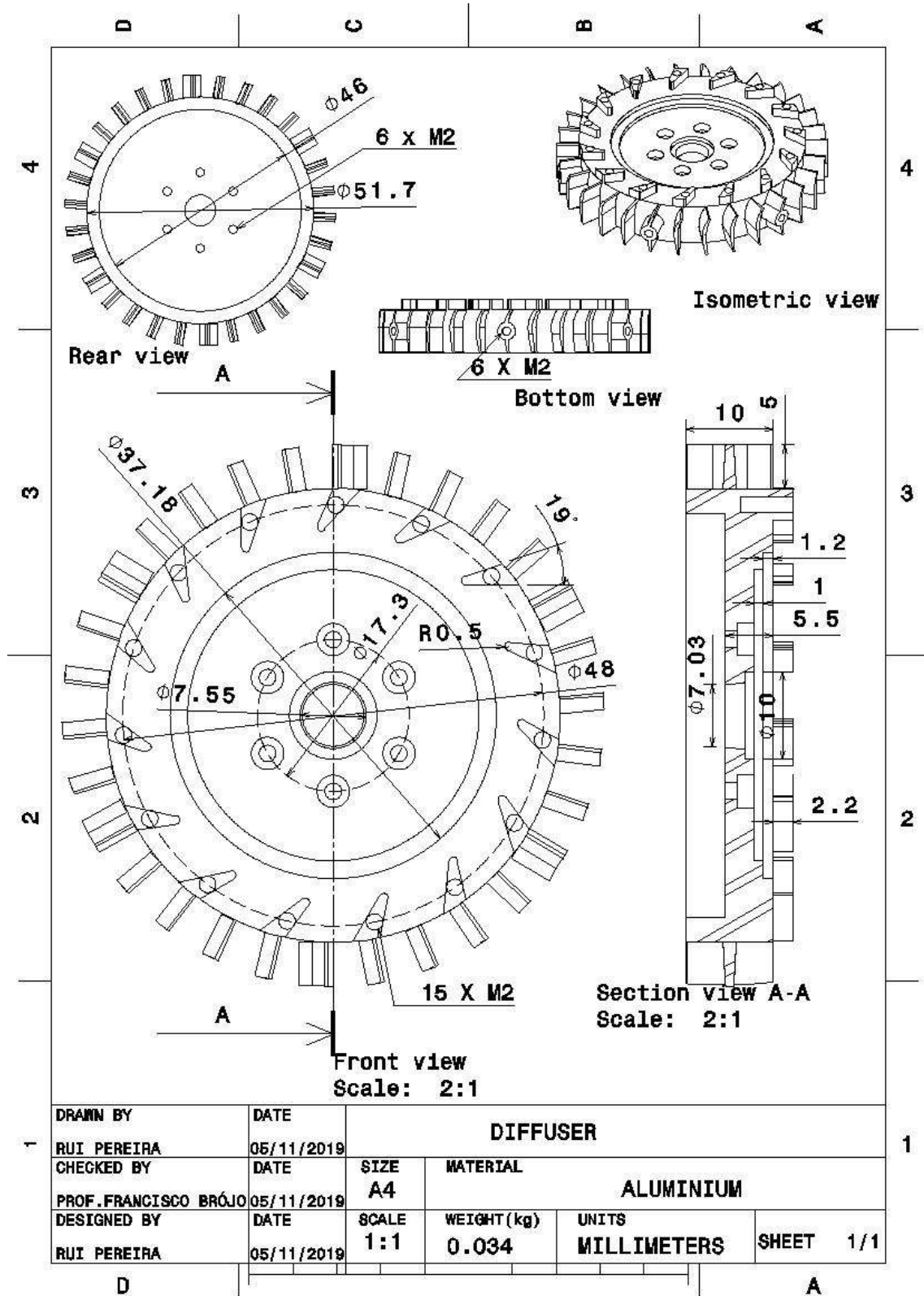


Abbildung B.3: Diffusor

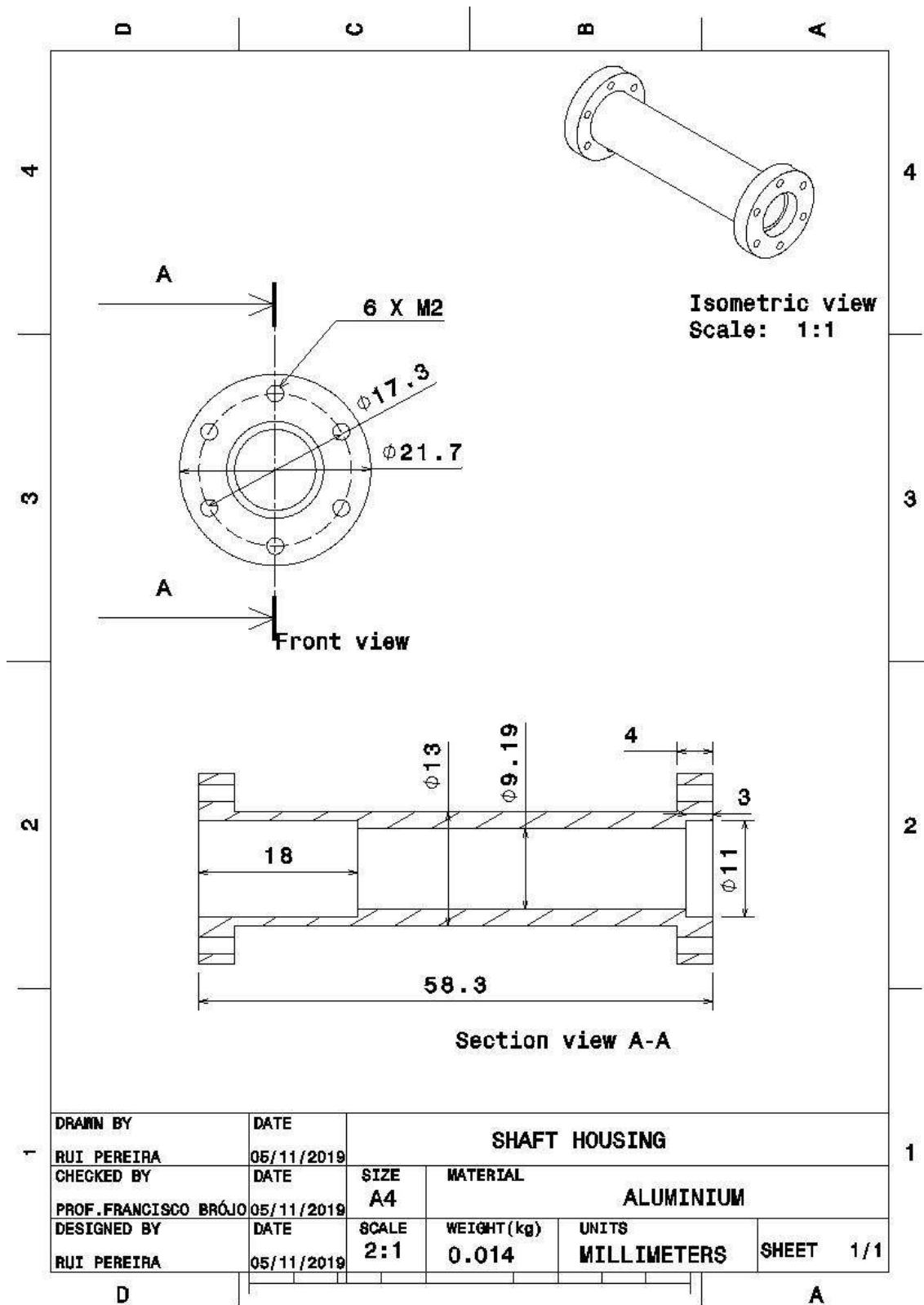


Abbildung B.4: Wellengehäuse

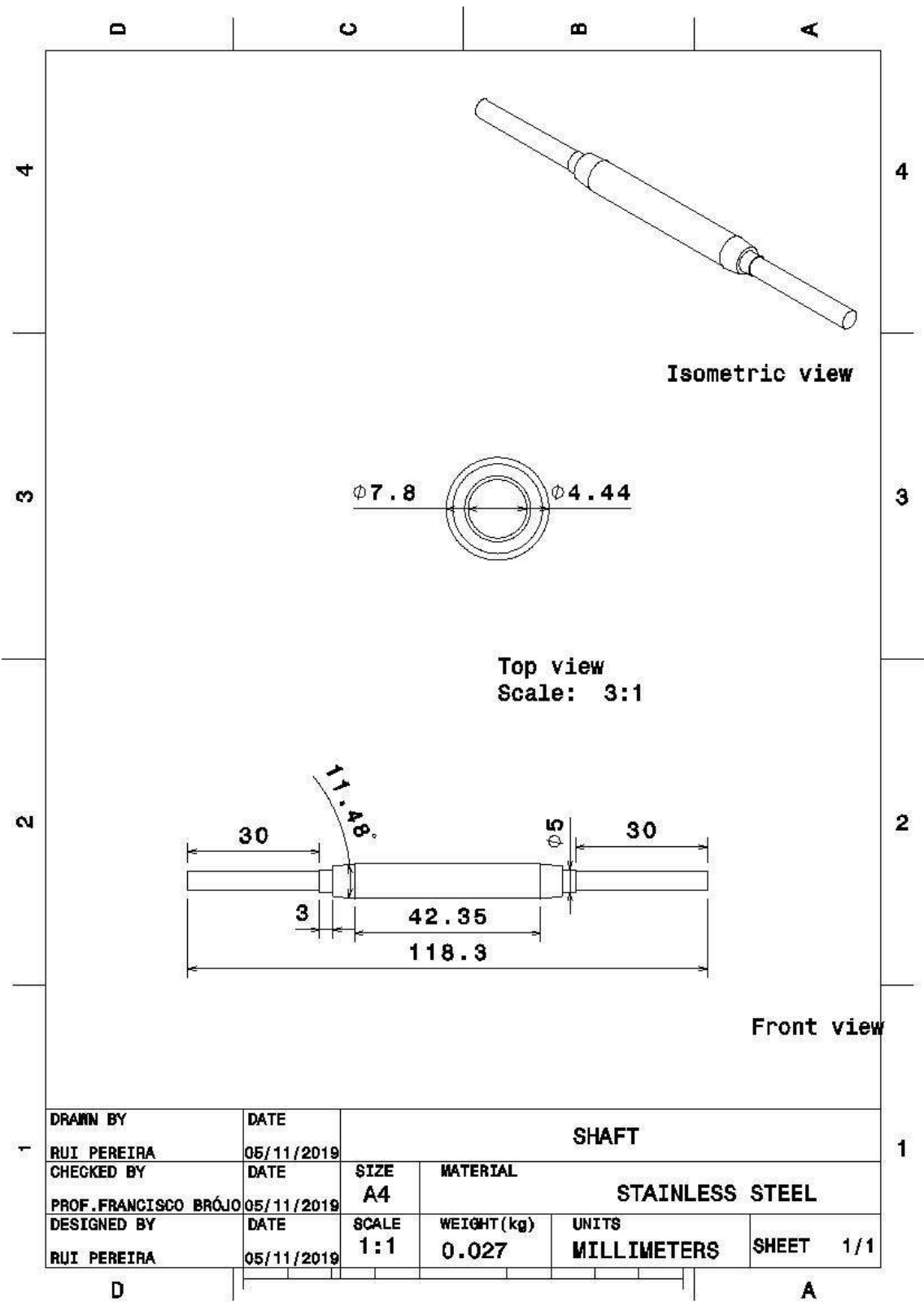


Abbildung B.5: Welle

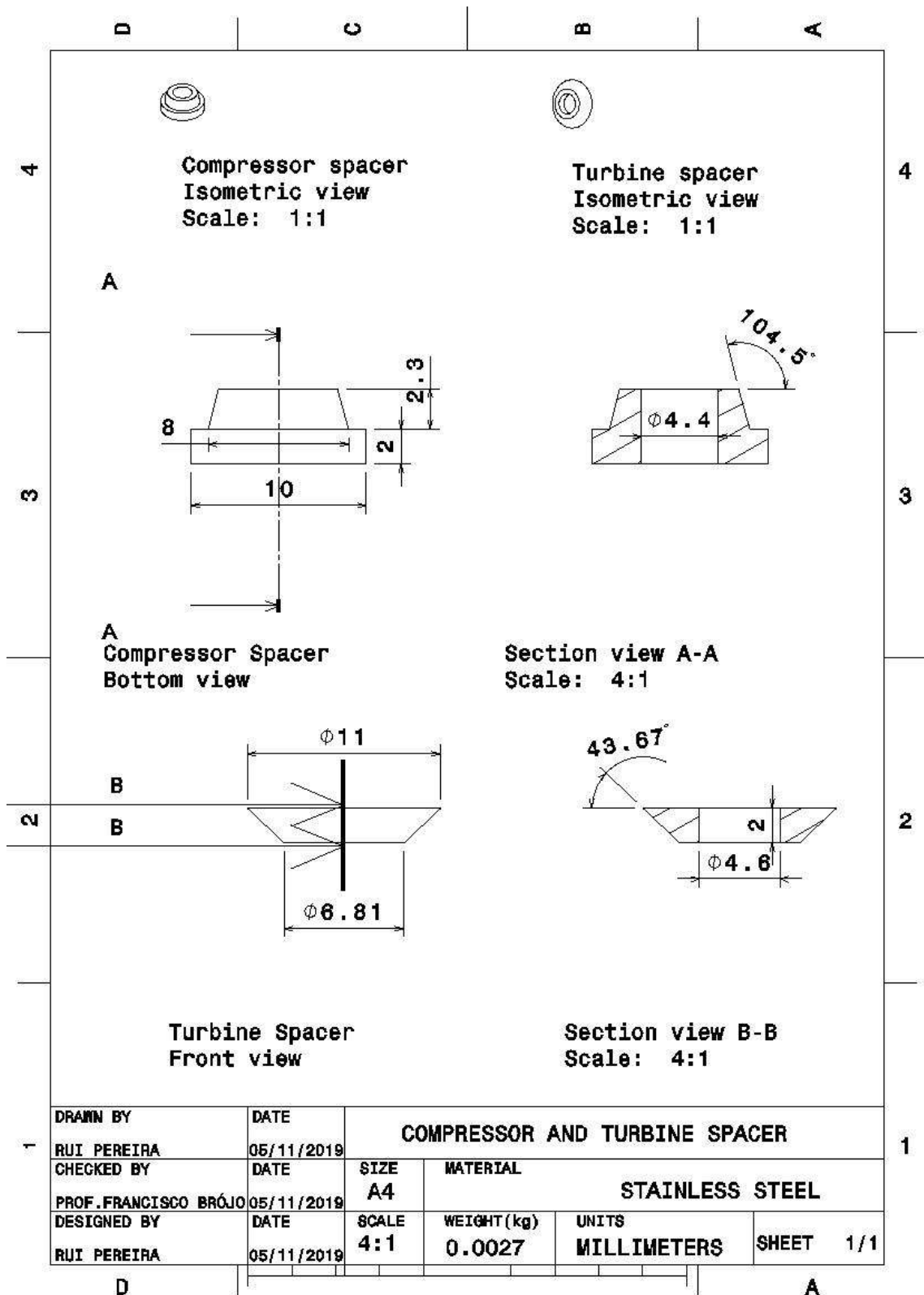


Abbildung B.6:
Abstandshalter

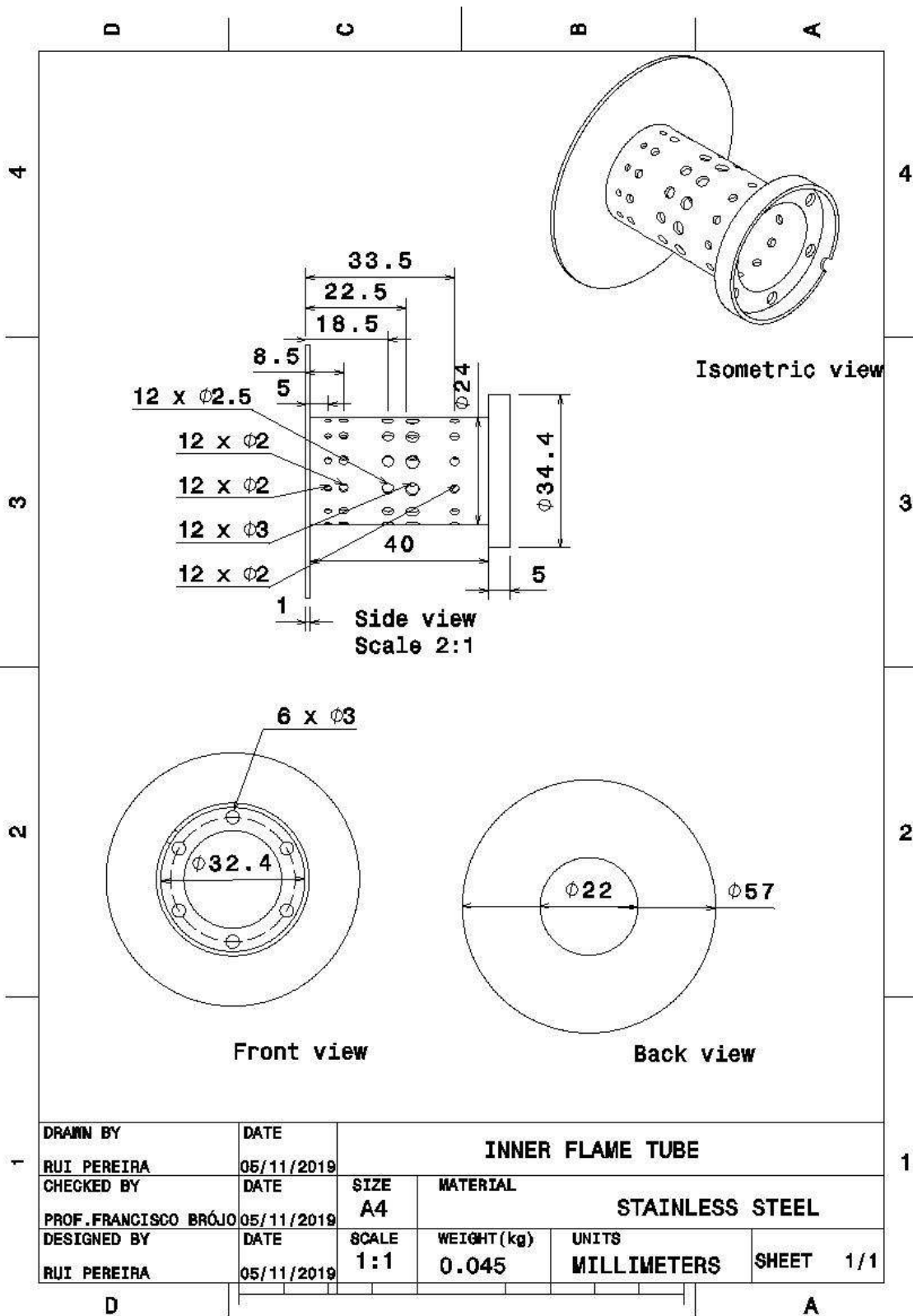


Abbildung B.7: Inneres Flammenrohr mit Kraftstoffringhalterung

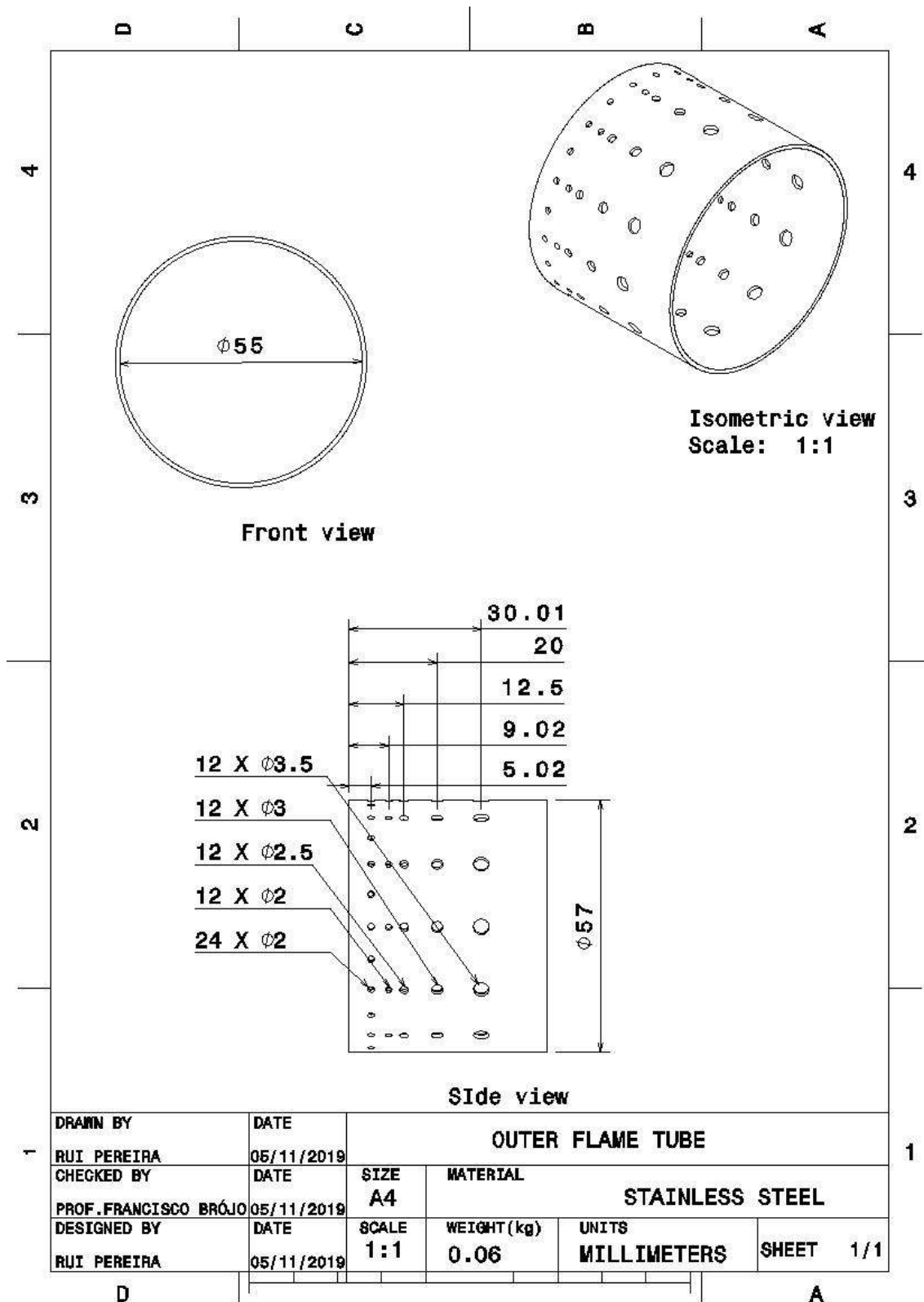


Abbildung B.8: äußeres Flammenrohr

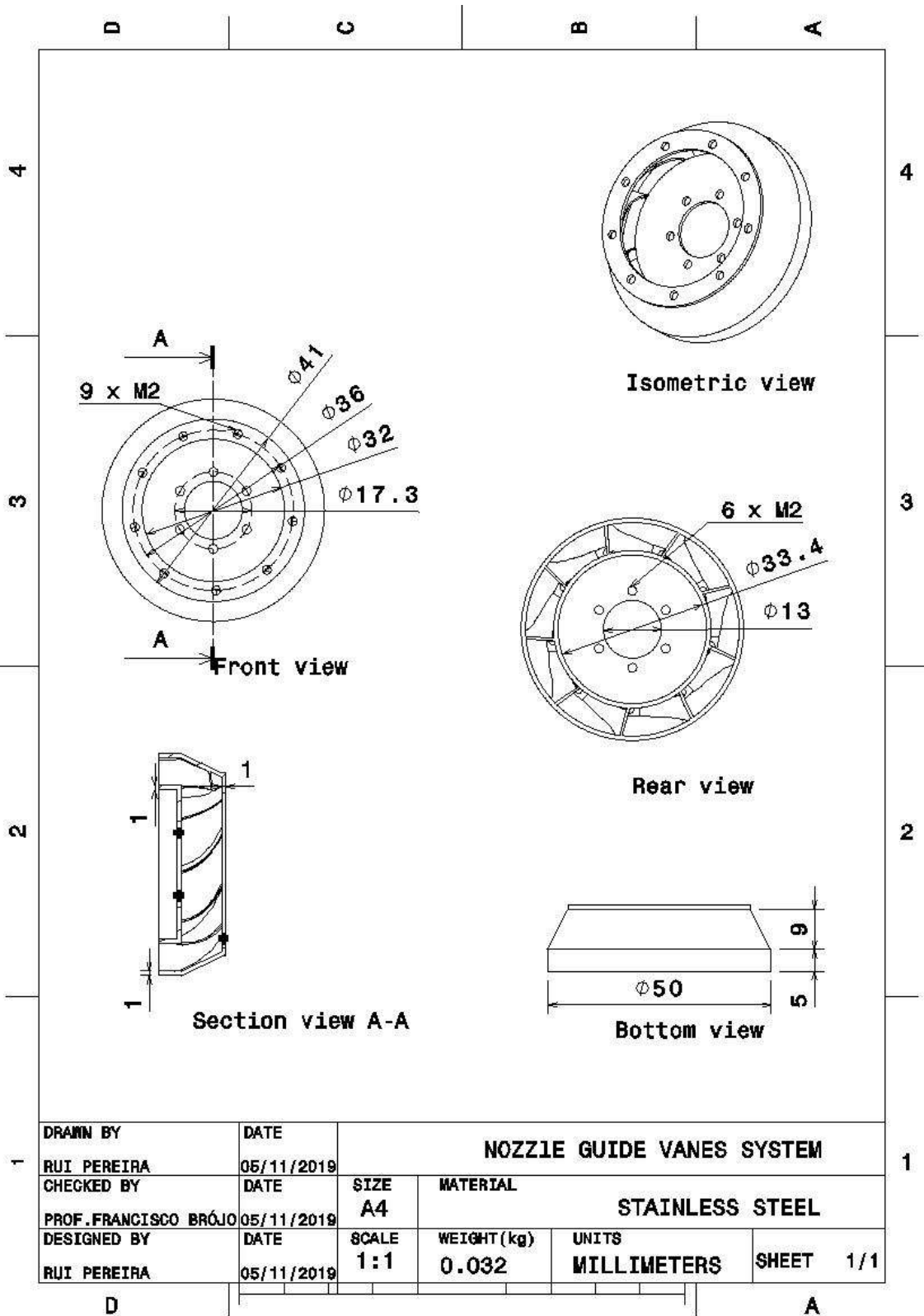


Abbildung B.9: Leitschaufelsystem

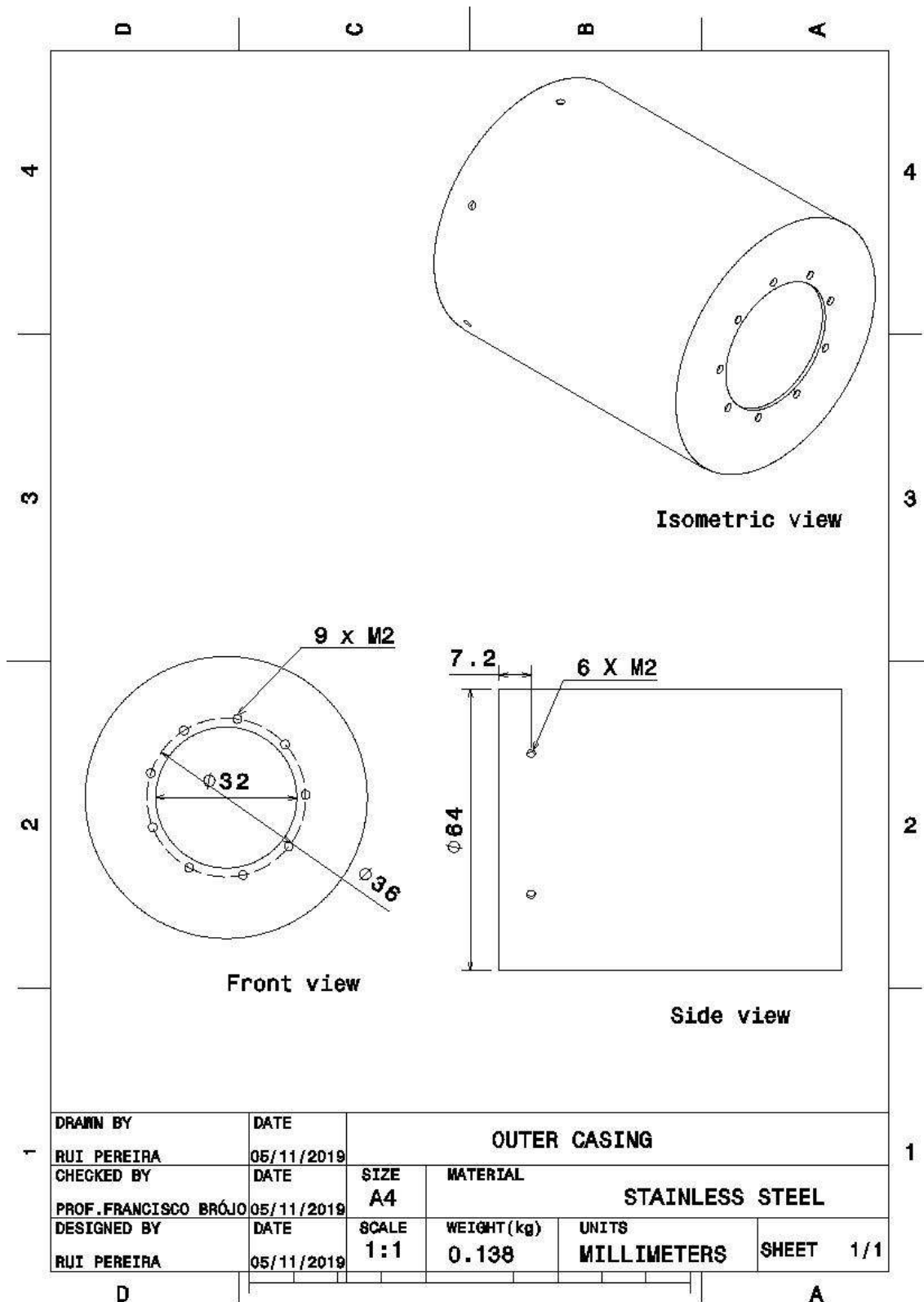


Abbildung B.10: Außenhülle

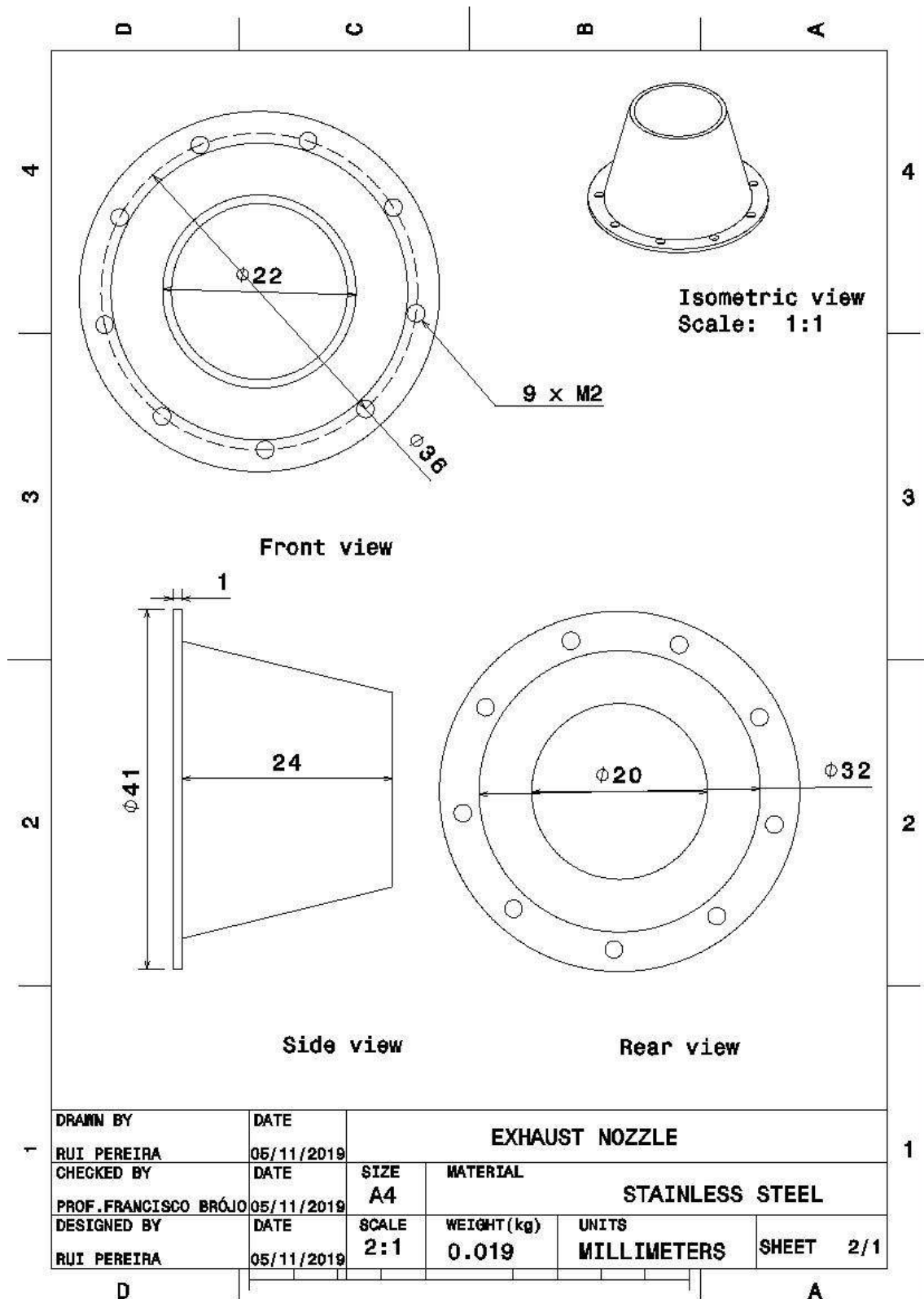


Abbildung B.11: Abgasdüse

Anhang C - 2D-, 3D-Ansichten des Turbojets

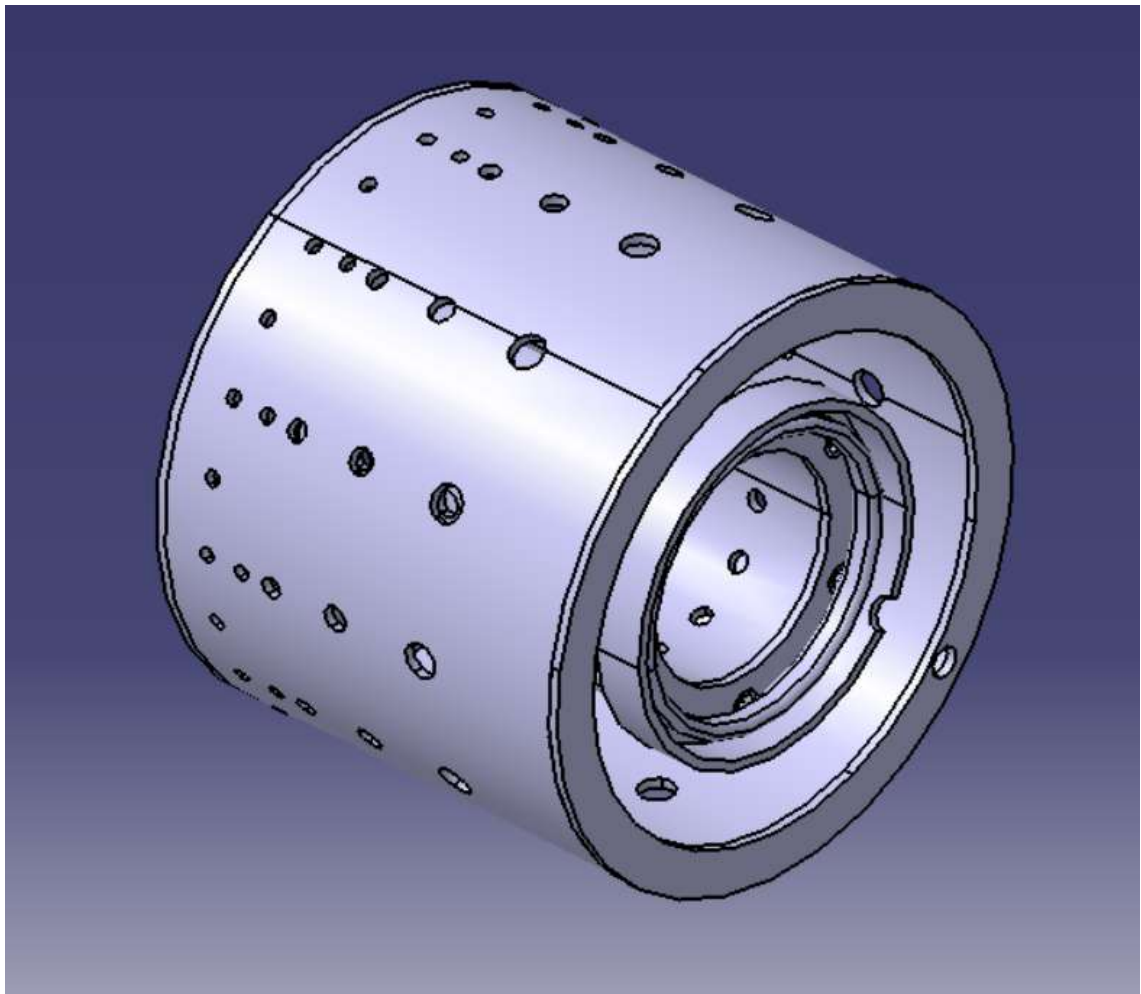


Abbildung C.1: „Brennkammer“

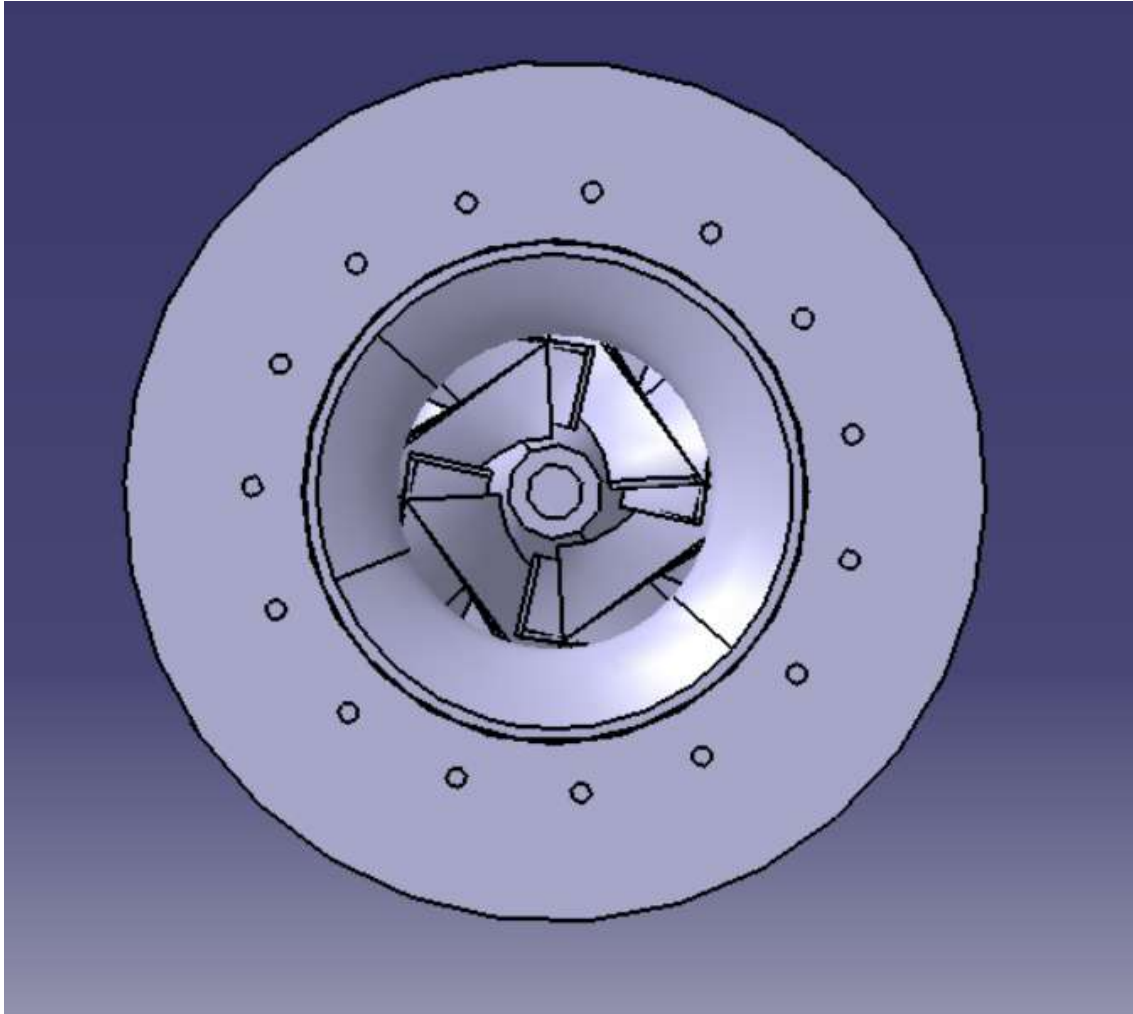


Abbildung C.2: „Turbojet-Frontansicht“

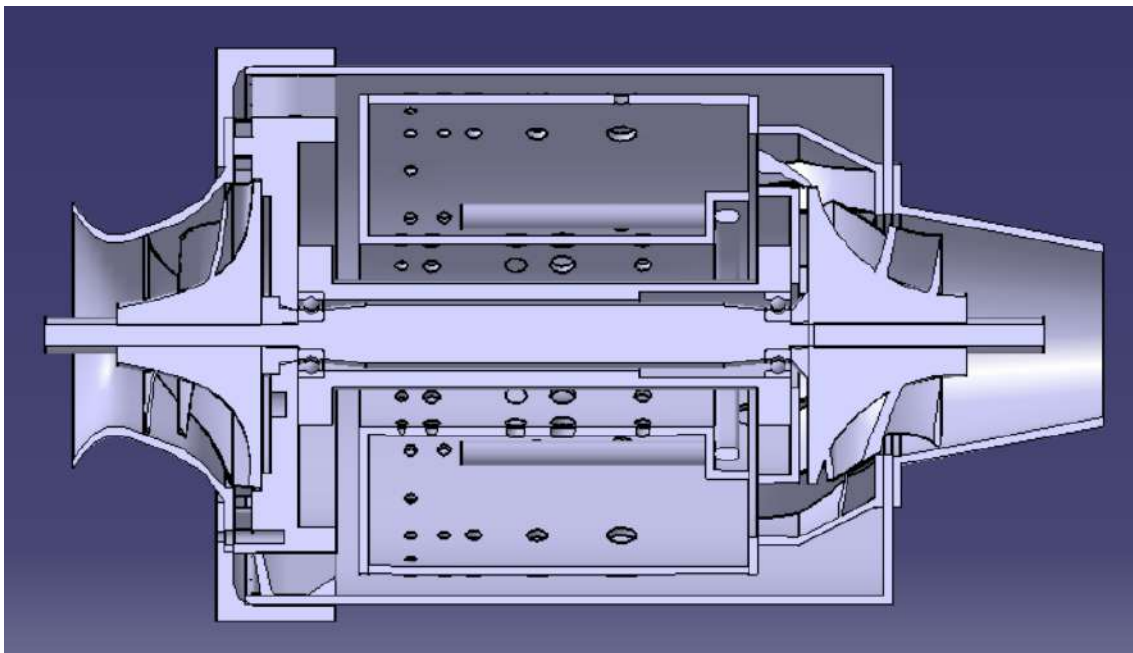


Abbildung C.3: „Turbojet-Mittelteilansicht“

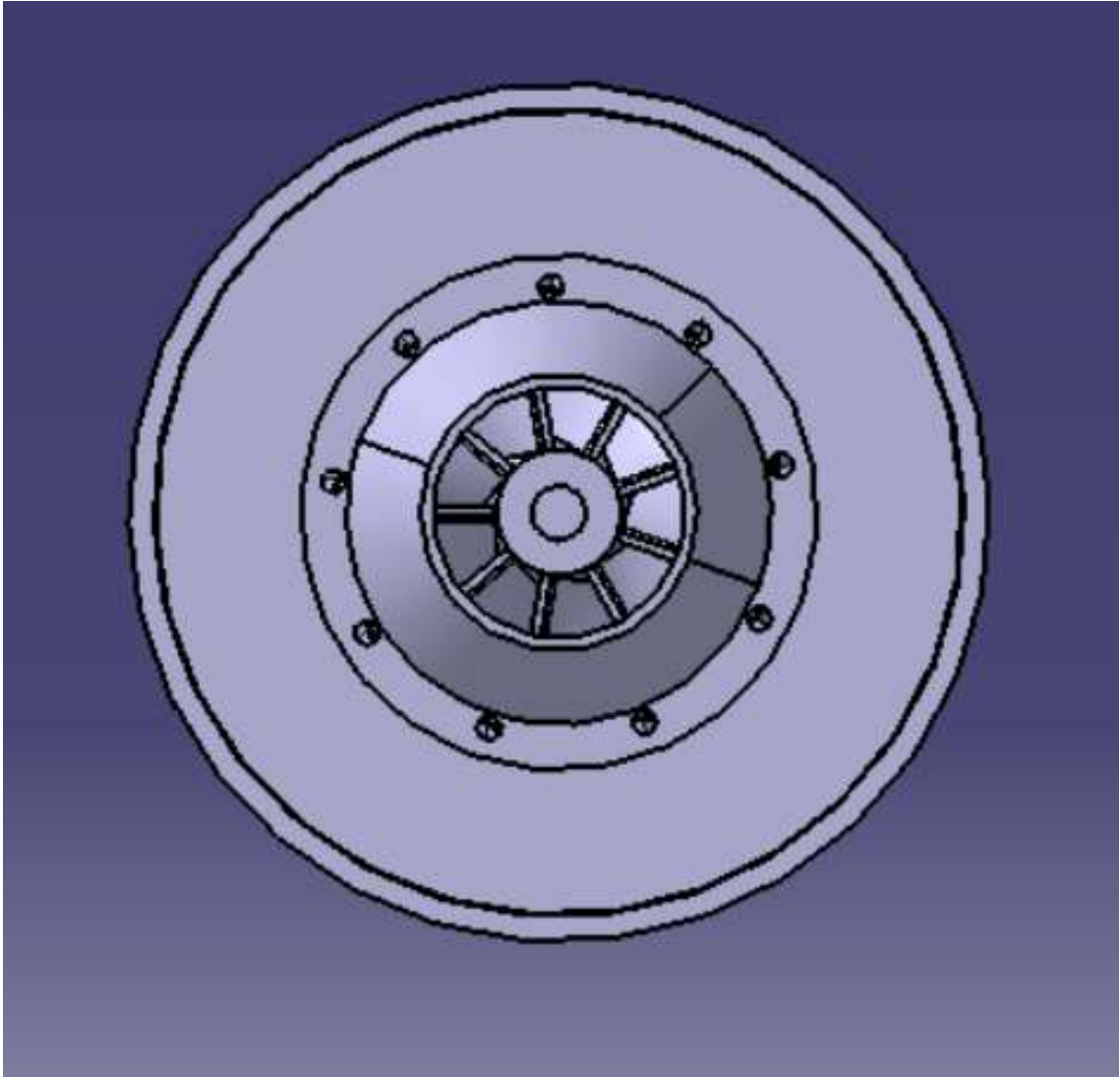


Abbildung C.4: „Turbojet-Rückansicht“

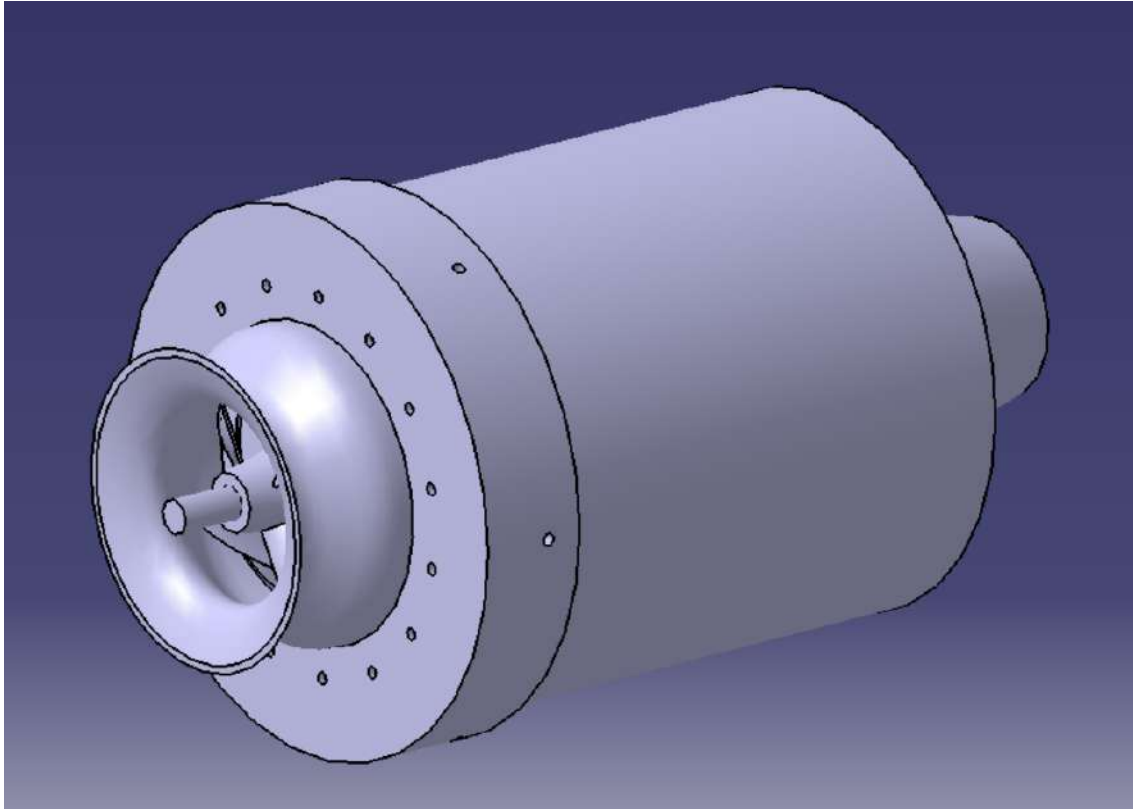


Abbildung C.5: „Turbojet isometrische 3D-Ansicht 1“

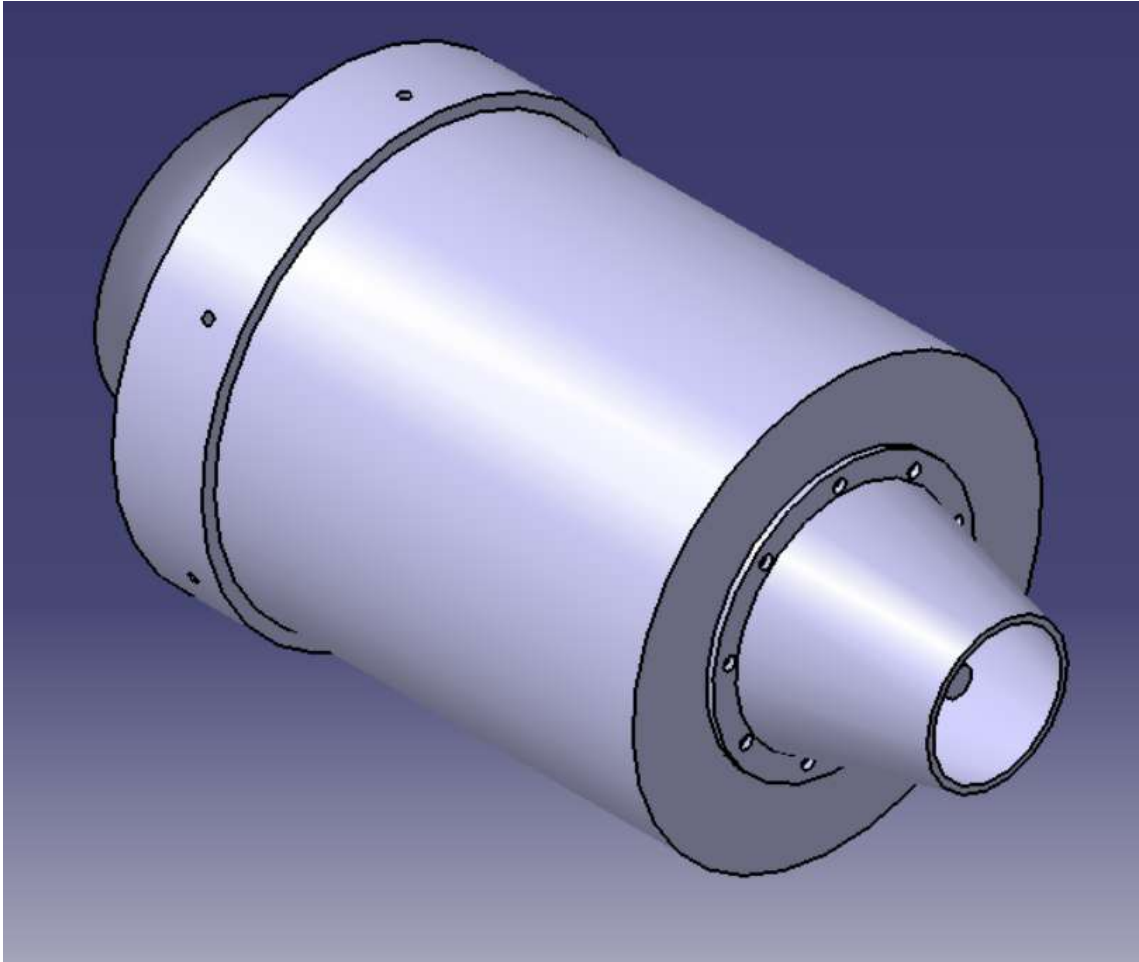


Abbildung C.6: „Turbojet isometrische 3D-Ansicht 2“

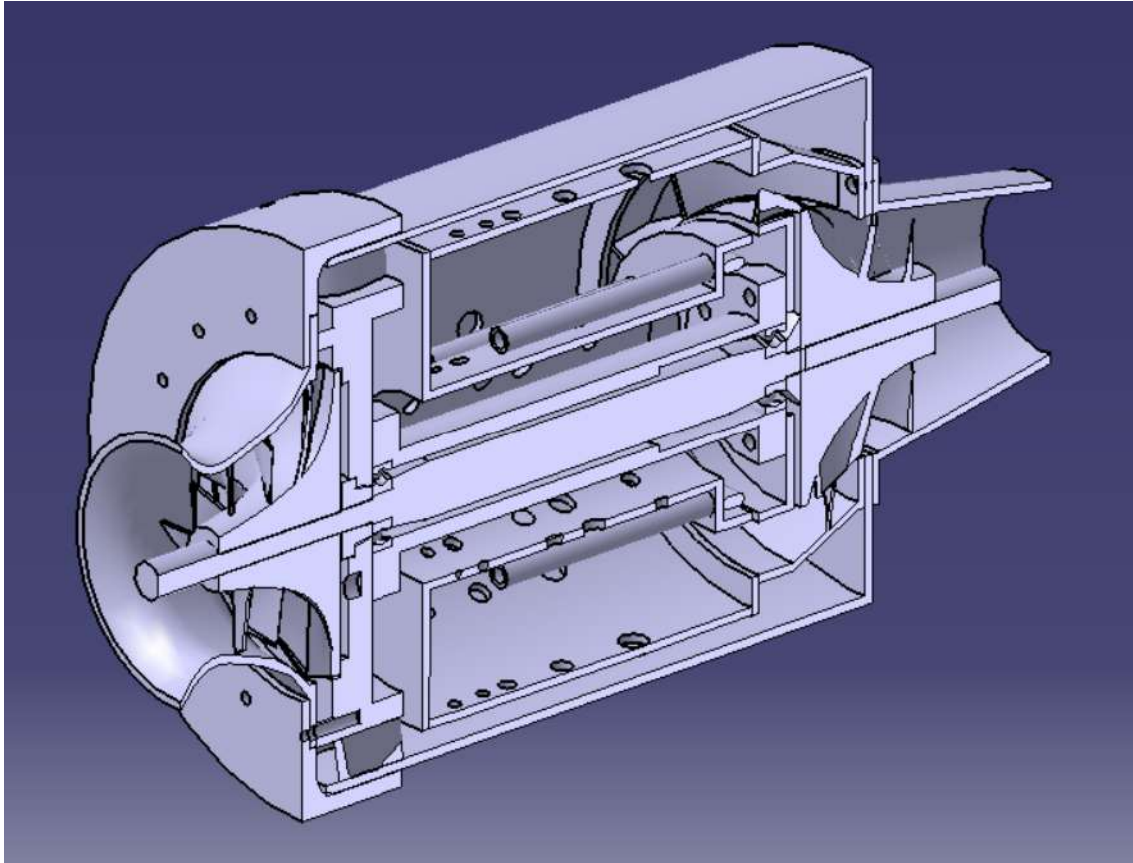


Abbildung C.7: „Turbojet-Mittelteil isometrische 3D-Ansicht“

Anhang D - Turbojet-Tatsächlicher-Zyklus

Tabelle 2: Technische Spezifikationen des Turbo VZ21 [36]

Item		Type	RHF3	RHF4	RHF5	RHF55	RHF6	RHE61	RHE62	RHE7	RHE8
	Air Flow Rate (at: $\pi=2.0$)	m ³ /min ft ³ /min	0.75~6.3 26.5~222.5	1.0~9.4 35.3~332.0	1.4~10.8 49.4~381.4	2.4~13.5 84.8~476.8	3.1~16.5 109.5~582.7	3.3~17.5 116.5~618.0	4.5~20.0 158.9~706.3	5.5~24.0 194.2~847.6	7.0~30.0 247.2~1069.5
	Maximum Pressure Ratio		2.7	27	2.8	3.0	3.0	3.3	3.3	3.3	3.3
	Maximum Speed	X10 ³ rpm	250	190	180	168	140	140	131	120	107
	Maximum Allowable Gas Temperature	°C	950	950	950	950	950	750	750	750	750
		°F	1742	←	←	←	←	1382	←	←	←
	Weight (without waste-gate valve)	kg lb	(1.9) (4.2)	(2.6) (5.7)	(3.2) (7.1)	(5.1) (11.2)	(6.7) (14.8)	7.8 17.2	10.5 23.2	(11.4) (25.1)	(15.0) (33.1)
	Diesel Engine Application	Ps	20~100	46~130	54~154	85~200	100~40	50~260	70~300	80~360	105~450
	Gasoline Engine Application	Ps	27~135	62~177	73~208	115~270	135~322				
	External Dimensions	A	m/m	135	167	170	207	223	238	253	231
B		22		37	27	43	43	47	45	50	52
C		133		163	167	201	222	234	245	253	270
D		88		102	110	124	124	136	146	161	175
E		58		65	70	75	75	78	76	86	95
F		65		74	80	102	102	100	125	120	130
G-1 with Waste- Gate Valve		162		180	211	237	237	256	291		
G-2 without Waste- Gate Valve		(136)		(155)	(167)	(200)	(196)			(246)	(265)
H-1 with Waste- Gate Valve		135		125	138	156	156	175	186		
H-2 without Waste- Gate Valve		(127)		(125)	(138)	(156)	(156)			(195)	(215)

Eine tatsächliche Zyklusanalyse wird durchgeführt, wobei der Kompressor mit 200000 U/min rotiert. Aus der Tabelle 2 wurde ein Kompressionsverhältnis π_c von 2,2 mit einer Luftmassenstromrate, \dot{m}_a von $0,1047 \text{ kg/s}$ ermittelt.

Ange-nommene Parameter:

M_0	$0.05V_r$	17.
35944 m/sR	0.	
287 kJ/kgKP_r		101.
$325 \text{ kPa}T_r$	300 K	
γ_c	$1.4\gamma_t$	1.333
c_{pc}	1.005 kJ/kgK	
c_{pt}	1.148 kJ/kgK	
T_{04}	873.15 K	
FHV	46300 kJ/kg [29]	
η_i	$0.7\eta_c$	0.7
π_c	2.2λ	0.8
η_b	$0.9\%\Delta P_c$	2
η_t	$0.8\eta_n$	0.8

Einlass

P_{02}	101.4492 kPa
T_{02}	300.15 K
π_i	1.001226

Kompressor

P_{03}	223.1882 kPa
T_{03}	408.4893 K
Q_c	11.39 kJ/s

• Brenner

P_{04}	218.7244 kPa
f	0.01455321

• Turbine

P_{05}	147.534 kPa
T_{05}	791.3519 K
W_t	-9.824 kJ/s

• Düsen-Kritischer-Druck-Überprüfung

P_{06}/P_c	2.196106 kPa
P_{06}/P_a	1.456047 K

$P_{06}/P_c > P_{06}/P_a$ (Nicht gedrosselt)	V_7	22.17492 m/s
T_{07}		577.1850 K

Leistungsparameter von Strahltriebwerken

$Specific\ Thrust$	F/\dot{m}	5.138204 Ns/kg
$TFSC$	$10.19647\ kg/Nh\eta_{th}$	Thermische
Effizienz	$0,1465787\eta_p$	Antriebswirkungsgrad
	$0,88348601\eta_o$	Gesamtwirkungsgrad
	0,1319971	

