



贝拉内陆大学 工程

微型涡轮喷气发动机的设计与制造

Rui Gonçalo Gonçalves Esteves Pereira

论文以获得**航空工程**硕士学位（综合研究周期）
（讨论后修订版）

导师：Francisco Miguel Ribeiro Proença Brojo 教授

科维良，2020年2月

致谢

有许多人，如果没有他们的帮助，这篇论文将无法完成。首先，我要特别感谢我的家人，在这五年中一直支持我。他们的帮助和鼓励无疑使这个项目的实施变得更加容易。

其次，我要感谢我的导师，Professor Francisco Brójo，他总是乐于提供帮助并确保整个项目走在正确的道路上。此外，教授在整个项目中表现出的耐心，面对多个意想不到的挑战，令我非常感激，因为没有这种耐心，我无法实现为这个项目预定的目标。教授，衷心感谢您让我有机会开发这样的项目。

我还要感谢Mr.Rui Paulo和Mr.João Correia在实验阶段给予的帮助。没有他们的支持，这个实验肯定会更加困难。

最后，我感谢在学术生涯中朋友们的支持和难忘的时光，特别是José和João。

摘要

小型喷气推进发动机的发展和生产相对较新，考虑到这种燃气涡轮早在很久以前就开始被研究和开发。然而，随着时代的进步，燃气涡轮的开发和改进变得越来越具有挑战性。这种类型的发动机需要对其运行相关的各个领域进行深入研究，要求越来越多的知识和技能，以便改进一个小细节。尽管细节可能很小，但对整体性能的影响是显著的。

直到最近，这些小型发动机在航空工业中并没有发挥重要作用，仅用于航空模型。然而，随着科学的进步，这些发动机开始被研究和准备用于集成到无人飞行器（UAV）中，作为其推进系统[1]。

本项目涉及开发一款涡轮喷气发动机，需遵循先前获得的两个组件的尺寸，即压缩机和涡轮，来自IHI RHB31 VZ21涡轮模型。为了理解如何进行适当尺寸的设计，研究了涡轮喷气发动机中所有组件，同时也研究了与涡轮喷气发动机运行相关的基本领域，例如热力循环。在对涡轮喷气发动机进行全面研究后，作者进入了设计阶段，其中尺寸设计过程基于从各种信息来源中获得的信息，这些信息在文献中找到。尺寸设计是通过使用一个比例因子来实现的。这个比例因子是通过压缩机直径的比率获得的。简而言之，在Thomas Kamps先生的书中，作者建议新手将其压缩机的尺寸除以Thomas Kamps先生用于发动机的压缩机的尺寸。直径比率或比例因子被应用于Thomas Kamps先生生产的其他组件，从而得出这款燃气涡轮的尺寸，符合推荐标准。压缩机外壳、入口法兰、扩散器、轴、轴耦合通道、燃烧室、燃料分配环、带导流叶片的涡轮前喷嘴、排气喷嘴以及最后的外壳的尺寸都已获得。下一步是根据研究文献中观察到的设计，使用三维软件CATIA V5R18进行上述组件的设计。设计是一个经验过程，很难将某个设计视为绝对。

涡轮喷气发动机的制造过程是在设计过程完成后进行的。接下来的步骤是获取生产零件所需的材料，主要是铝和不锈钢。所用的铝是铸铝，随后进行加工以获得符合既定设计要求的形状。大多数组件是用不锈钢板材生产的，零件根据其尺寸和形状被切割成平面几何形状。描述制造过程的章节，以及设计过程，均进行了详细说明，以便于将来对已完成工作的再现或适应于不同的压缩机/涡轮机组。

不幸然而，压缩机的扩散器和外壳的制造未能实现，因为

e

v

它们的尺寸极小，无法在五轴数控立式铣床上生产。此外，即使增加了零件的厚度以便于加工，但所生产零件的焊接质量仍未达到要求，如第4.3章所述。因此，由于缺乏足够的手段，导致喷气发动机部件的制造未能实现，目标之一未能达成。

关键词

涡轮喷气模型，微型涡轮喷气发动机，热力循环，设计，尺寸设计，CATIA V5R18，制造过程。

摘要

小型发动机的开发和生产采用喷气推进系统相对较新，考虑到这种类型的燃气轮机在首次建造这些小型涡轮喷气发动机之前就已经开始研究和开发。然而，随着时间的推移，燃气轮机成为了更大的挑战，开发和改进变得越来越困难。燃气轮机需要对其运行相关的多个领域进行深入研究，要求额外的知识和技能来改进一个小细节。尽管细节可能很小，但对整体性能的影响却是显著的。

直到最近，这些小型发动机在航空工业中并没有发挥重要作用，仅用于模型喷气发动机。然而，随着科学的发展，这些发动机正在被研究和准备整合到无人机（UAV）中，作为其推进系统[1]。

本论文致力于开发一种小型涡轮喷气发动机，符合之前获得的两个组件——压缩机和涡轮的尺寸，这些组件来自模型涡轮IHI RHB31 VZ21。为了理解如何执行具有适当尺寸的设计，进行了对涡轮喷气发动机中每个现有组件的研究，同时也研究了涡轮喷气发动机运作的基本领域，如热力循环。在对涡轮喷气发动机进行全面研究后，作者进入了设计阶段，其中尺寸设计过程基于在参考文献中找到的各种信息。尺寸设计是通过使用比例因子进行的。这个比例因子是通过压缩机直径比获得的。简而言之，在Thomas Kamps先生的书中，作者建议初学者将其压缩机直径除以Kamps先生发动机所用的压缩机直径。这个直径比或比例因子被应用于由Thomas Kamps先生生产的其余组件，以获得符合推荐的燃气涡轮的尺寸。获得了压缩机罩、进口法兰、扩散器、轴、轴壳、燃烧室、燃料分配环、喷嘴导向叶片、排气喷嘴以及最后的外壳的尺寸。下一步是使用三维设计软件CATIA V5R18进行所述组件的设计过程，参考在研究文献中观察到的设计。设计是一个经验过程，很难将某一设计视为绝对。

涡轮喷气发动机的制造工艺是在设计过程完成后执行的。接下来的步骤是获取生产零件所需的材料，主要是铝和不锈钢。所用的铝是铸铝，然后根据既定设计进行加工以获得所需的形状。大多数组件是用不锈钢板制造的，这些零件根据其尺寸和形状在平面几何中切割。描述制造工艺和设计过程的章节进行了详细说明，以便于将来对已完成工作的再现或对不同压缩机/涡轮组的适应。

不幸的是，扩散器和压缩机罩的制造无法实现，因为它们的尺寸极小，无法在五轴立式加工中心生产。此外，制造件的焊接也未达到所需的质量标准。

即使增加了材料厚度以便于加工，如第4.3章所述，焊接质量仍未达标。因此，由于缺乏足够的手段来制造喷气发动机的部件，导致一个主要目标未能实现。

关键词

模型喷气发动机，微型涡轮喷气发动机，热力循环，设计，尺寸设计，CATIA V5R18，制造工艺。

目录

1	M动机与目标	1
1.1	动机.1	
1.2	目标.2	
1.3	文档结构.2	
2	B文献综述	3
2.1	燃气轮机历史回顾.3	
2.1.1	燃气轮机的类型.4	
2.2	循环回顾.7	
2.2.1	工作循环.7	
2.2.2	热力学循环.8	
2.2.2.1	理论概念.8	
2.2.2.2	布雷顿循环.10	
2.2.2.3	循环行为分析.12	
2.3	组件.18	
2.3.1	进气喷嘴.18	
2.3.2	压缩机.19	
2.3.2.1	离心式.19	
2.3.2.2	轴流式.21	
2.3.3	扩散器.22	
2.3.4	燃烧室.23	
2.3.5	涡轮.26	
2.3.5.1	轴流式.26	
2.3.5.2	径向.28	
2.3.6	排气喷嘴.29	
2.3.7	燃油系统.30	
2.3.7.1	燃料.30	
2.3.7.2	燃油喷射模式.31	
2.3.7.3	燃料.30	
2.3.7.4	涡轮增压器基础知识.31	
3	M方法论 3	5
3.1	尺寸 g 过程 .	35
3.1.1	压缩机.35	
3.1.2	进口法兰.35	
3.1.3	压缩机罩.36	
3.1.4	扩散器.36	
3.1.5	轴和轴壳.37	
3.1.6	燃烧室.38	
3.1.7	燃料分配器.38	
3.1.8	喷嘴导向叶片系统.38	
3.1.9	涡轮.39	
3.1.10	排气喷嘴.39	
3.1.11	轴承、润滑和燃料喷射.39	
3.1.12	外壳.40	

3.2 制造工艺.4	0
4个实际案例	43
4.1 尺寸结果	43
4.2 微型涡喷原型设计	43
4.2.1 压缩机	43
4.2.2 进口法兰	44
4.2.3 压缩机罩	45
4.2.4 扩散器	47
4.2.5 轴和轴壳	48
4.2.6 燃烧室	49
4.2.7 燃料分配器	50
4.2.8 喷嘴导向叶片系统	51
4.2.9 涡轮	51
4.2.10 排气喷嘴、外壳和轴承	52
4.3 组件制造	54
4.3.1 成型工艺.55 4.3.2 铣削工艺.57 4.3.3 车床工艺.58 4.3.4 钎焊工艺.59 4.3.5 焊接工 艺.60	
5 结论	63
5.1 缺点.63 5.2 未来工作和建议.64	
参考文献	65
附录	69

图表清单

2.1 蒸汽球 [5] .3 2.2 冲压发动机 [8] .5 2.3 脉冲喷气发动机 [8] .5 2.4 火箭发动机 [8] .5 2.5 涡轮喷气发动机 [6] .5 2.6 涡轮螺旋桨发动机 [11] .6 2.7 涡轮轴发动机 [12] .6 2.8 涡轮风扇发动机 [6] .6 2.9 高涵道比发动机, 罗尔斯·罗伊斯RB.211 [6] .6 2.10 开式循环 [14] .11 2.11 闭式循环 [14] .11 2.12 喷气发动机组件及类似的热力学状态 [16] .11 2.13 涡轮喷气发动机站
点编号 [16] .12 2.14 亚音速进气口 [26].19 2.15 轴对称超音速进气口 [26] .19 2.16 矩形超音
速进气口 [26] .19 2.17 离心压缩机 [8] .19 2.18 叶轮类型 [27] .20 2.19 叶轮-扩散器系统中的
压力和速度演变 [27] .20 2.20 轴流压缩机 [6] .21 2.21 轴流压缩机中的压力和速度变化 [8] .
21 2.22 单转子轴流压缩机 [8] .22 2.23 双转子轴流压缩机 [8] .22 2.24 扩散器类型 [29] .23
2.25 燃烧室 [8] .23 2.26 燃烧器内空气的分布 [8] .24 2.27 多燃烧室 [8] .25 2.28 管环形燃烧
室 [8] .25 2.29 环形燃烧室 [8] .26 2.30 冲动涡轮 [8] .27 2.31 整个过程中的性质变化 [8] .
27 2.32 悬臂径向流涡轮 [27] .28 2.33 混合径向流涡轮 [27] .29 2.34 收敛-发散喷嘴.30 2.35
燃油喷射模式 [29] .31 2.36 涡轮增压器, 阿尔弗雷德·比希的专利 [32] .32 2.37 涡轮增压器组
件.32 2.38 涡轮增压器工作[35] .32 2.39 压缩机特性图示例[34] .33 2.40 RHB31VZ21压缩机
特性图 [36] .34 3.1 压缩机罩 [29] .36 3.2 扩散器 [29] .37

3.3 扩压器叶片轮廓[29] .37 3.4 轴 [29] .37 3.5 轴壳 [29] .37 3.6 外火焰管 [29].38 3.7 内火焰管[29] .38 3.8 排气喷嘴 [29] .39 3.9 扩压器设计程序.42 4.1 压缩机CAD轴操作.44 4.2 压缩机CAD叶片草图.44 4.3 压缩机CAD视图.44 4.4 压缩机CAD视图.44 4.5 入口前视图.45 4.6 入口后视图.45 4.7 入口侧视图.45 4.8 入口等轴测视图.45 4.9 压缩机罩草图.46 4.10 压缩机罩设计平面高度.46 4.11 压缩机罩侧视图.46 4.12 压缩机罩后视图.46 4.13 压缩机罩等轴测视图.46 4.14 扩压器基座.47 4.15 扩压器楔形叶片.47 4.16 扩压器轴向叶片翼型.47 4.17 扩压器等轴测视图.48 4.18 轴壳草图.48 4.19 轴草图.48 4.20 外火焰管草图.49 4.21 内火焰管草图.49 4.22 内火焰管等轴测视图.49 4.23 外火焰管等轴测视图.50 4.24 燃料环.50 4.25 导向叶片系统.51 4.26 喷嘴导向叶片系统视图.51 4.27 喷嘴导向叶片系统视图.51 4.28 涡轮轴操作草图.52 4.29 涡轮叶片草图.52 4.30 涡轮等轴测视图.52 4.31 排气喷嘴草图.53 4.32 排气喷嘴等轴测视图.53 4.33 外壳等轴测视图.53 4.34 轴承壳草图.53 4.35 轴承球草图.53 4.36 轴承618/5示例.54 4.37 炉.55 4.38 铸铝.55 4.39 水刀切割样品.55

4.40 普通火焰管上的孔.56 4.41 普通火焰管钻孔.56 4.42 排气喷嘴.56 4.43 内火焰管.56
4.44 外火焰管.56 4.45 外壳.56 4.46 涡轮钻孔.57 4.47 喷嘴导向叶片系统的叶片.57 4.48 涡轮
基座.58 4.49 喷嘴导向叶片系统的周围和上部.58 4.50 轴壳.58 4.51 进口法兰.59 4.52 轴.59
4.53 燃料环支架.60 4.54 燃料环.60 4.55 排气喷嘴.61 4.56 外壳.61 4.57 内火焰管前视图.61
4.58 内火焰管后视图.61 4.59 外火焰管.62 4.60 喷嘴导向叶片外部零件.62 4.61 喷嘴导向叶片
系统的内部部分.62 B.1 进口法兰.70 B.2 压缩机罩.71 B.3 扩散器.72 B.4 轴壳.73 B.5 轴.74
B.6 间隔件.75 B.7 带燃料环支架的内火焰管.76 B.8 外火焰管.77 B.9 喷嘴导向叶片系统.78
B.10 外壳.79 B.11 排气喷嘴.80 C.1 “燃烧室”.81 C.2 “涡轮喷气发动机前视图”.82 C.3 “涡轮喷
气发动机中段视图”.82 C.4 “涡轮喷气发动机后视图”.83 C.5 “涡轮喷气发动机等距3D视图1”.
84 C.6 “涡轮喷气发动机等距3D视图2”.85 C.7 “涡轮喷气发动机中段等距3D视图”.86

表格列表

2.1 不同叶轮的优缺点 [27].21 2.2 燃料 [29] .30 1 零件清单.69 2 Turbo VZ21 技术规格 [36] .
87

术语

A	横截面积 m^2	音速 m/sc	比热 kJ/kgK .
E	总功率 WF	推力 NF/\dot{m}	比推力 $Ns/kgFHV$ 燃料热值
J/kgf	燃料与空气比	h	比焔 J/kgK
ke	动能 JM	马赫数 m	质量 $kg\dot{m}$ 质量流量 kg/s
pe	势能 JP	压力 PaQ	热率 WR 真实
气体常数 $kJ/kgKS$	比油耗 mg/Ns	T 温度 KV	速度 m/sW
功率率 $W\eta_p$	推进效率 γ	热容比 π	压力比 ρ 密度
$kg/m^3\tau$	温度比 τ_λ	最大滞止焔比 θ	流体能量 J

下标

a	空气 b	燃
烧器 c	压缩机 cc	
燃烧室 f	燃料 in	
输入 m	机械 o	整
体 out	输出 p	恒压
r	自由流条件 t	涡
轮 th	热 v	恒容0
总 1	初始状态 2	
最终状态		

缩略语列表

CAD 计算机辅助设计 CATIA 计算机辅助三维交互应用 CC 燃烧室 C
NC 数控 FABLAB 制造实验室 NGV 喷嘴导向叶片 RC 无线电控制 TSFC 推力
比油耗 UAV 无人机 UBI 贝拉内尔大学

第1章

动机与目标

1.1 动机

人类飞行的梦想一直吸引着我们，并在我们心中萦绕了很长时间。我们从观察鸟类飞行开始，到风筝的发明，列奥纳多·达·芬奇的扑翼机，第一个热气球，也被称为蒙特哥菲尔热气球，滑翔机，飞行器，最后是莱特兄弟滑翔机 [2]。

从研究可持续的机翼以产生升力，到推进系统的研究也在进行中，因为我们明白，要实现可持续飞行，我们必须有一个动力来源。蒸汽机是最早被创造出来的，随后是内燃机，接着是燃气涡轮。最终，当莱特兄弟实现首次飞行时，我们的梦想成真了。

我们开始开发新型飞机的机翼、材料、结构和推进系统。这些都经过了深入的研究和调查，直到我们达到了现代飞机的水平，并且我们仍然在不断研究以寻求进一步的改进。开发现代飞机使我们能够跨越大陆，与不同文化互动。此外，为了在数小时内到达另一个大陆，飞机必须设计、建造和装备得极其出色。飞机的发动机提供了强大的牵引力，使飞机能够达到所需的速度以完成任务。根据飞机的用途，例如军事远程行动、商业航班或战斗情况，它们被开发和改进到最小的细节。例如，在战斗情况下，飞机被设计成以惊人的速度飞行，超过音速343米/秒 [3]。随着技术和科学的进步，燃气涡轮发动机不再是那些有兴趣并想要制造的人无法企及的。幸运的是，如今有微型涡轮喷气发动机可以供人们制造和改进。

手工装配的喷气发动机最近出现，被称为微型涡轮喷气发动机或模型喷气发动机。这些小型机器开始在工业中占据一席之地，许多公司正在开发和生产它们，以便可能应用于无人机[1]。这些燃气涡轮机可以应用于无线电控制（RC）模型喷气发动机。

对于对推进系统感兴趣的人来说，制造微型涡轮喷气发动机的挑战本身就很吸引人，同时，知道有可能为进一步的工作做出贡献，也促使人们去接受这个挑战。因此，通过对燃气涡轮设计和制造的研究，设计了一个微型涡轮喷气发动机原型，并且一些部件已经制造出来，很快剩余的部分也将被制造出来，最终的发动机将进行实验分析。

1.2 目标

本论文的主要目标集中在小尺寸涡轮喷气发动机的设计和建造。最初，在计算机辅助设计（CAD）软件中，特别是CATIA中，进行了小型喷气发动机的三维设计。设计是根据小型喷气发动机设计研究中获得的尺寸值进行的。

作者采用了现有文献中找到的尺寸标准。此方法依赖于经验数据，特别是当时开发的设计。这对获得主要组件的适当尺寸提供了极大帮助，并为其余部件的尺寸提供了依据。尺寸设计方法在第三章中有详细说明。

这项工作的最后也是主要目标，是以透明的方式描述生产小型模型喷气发动机的一系列步骤，以帮助读者制作他自己的小型喷气发动机。

1.3 文档结构

整个文档分为五章，每章都专注于几个部分，符合硕士学位论文的定制格式。

第一章，也是当前章节，展示了作者在撰写本论文之前的动机。此外，目标和文档组织以逻辑方式呈现，以便更容易理解本论文所提出的内容。

第二章进行文献综述，介绍燃气涡轮，描述其类型，特别是涡轮喷气发动机。接着是对构成喷气发动机的组件的总体描述，以及理解喷气发动机整体功能的热力学概念。

第三章报告了尺寸设计过程的实施，并对组件尺寸选择进行了说明。

第四章介绍了设计和制造所需组件的程序，并完成了其组装。还包括在整个过程中进行的进一步修改。

第五章也是最后一章，揭示了从实际操作中得出的结论、在本论文发展过程中遇到的障碍以及对未来工作的建议。

第2章

文献综述

2.1 燃气轮机历史回顾

第一个概念出现在罗马-埃及时期，由希罗或亚历山大的希罗创造。蒸汽球是希罗发明的名称，是一种径向蒸汽涡轮机，它结合了两个位于对侧的喷嘴，水蒸气由于球体内水的沸腾而形成的蒸汽从喷嘴排出，导致球体中心旋转，产生扭矩。图2.1展示了一个蒸汽机的例子。



图2.1: 蒸汽球 [5]

物理原理反应在十三世纪由中国人通过烟花 [6]付诸实践。三个世纪后，即1687年，艾萨克·牛顿爵士通过制定运动三定律取得了关键进展：

1. 惯性：物体在直线上将保持匀速运动，除非有外力作用于物体，改变其状态 [7]。2.

$Force = m \times g$ ，速度的变化 g ，取决于物体的质量 m ，当外力 F 作用时 [7]。3. 作用-反作用定律：例如，石头对地球施加一个力，同时地球对石头施加一个相等的力 [7]。

这些定律使我们能够在时间内向燃气轮机迈出重要的一步。第一步是在1791年，由英国人约翰·巴伯完成的，他获得了燃气涡轮热力学循环的专利，该循环被称为布雷顿循环，与现今的燃气涡轮机循环相同。利用这一循环，汉斯·霍尔茨瓦特在燃烧室中开发了混合物的电点火，并在1908 [6]中使用了可控阀门。

1913年，雷内·洛林获得了一项使用喷气推进系统的发动机专利。虽然这是第一个亚音速冲压发动机，但由于当时材料的质量问题，项目无法实现。

当时的材料无法承受高温，同时喷气推进系统的发展也处于初期阶段，影响了飞机的效率 [8]。

喷气推进发动机在1930年实现，当时弗兰克·惠特尔爵士为喷气推进设计了一种离心式燃气涡轮并申请了专利。随后在1937年，他进行了喷气发动机历史上的第一次静态测试。尽管惠特尔进行了第一次静态测试，但由汉斯·约阿希姆·帕布斯特·冯·奥海因为亨克尔飞机公司工作时，创造了一种由气态氢驱动的涡轮喷气发动机，类似于惠特尔的设计，并作为He-178飞机的推进发动机，实现了1939年全球首次涡轮喷气飞行。三年后，弗兰克·惠特尔的发动机首次被用作飞机的推进器 [6]。

第一次轴流式涡轮喷气飞行是在德国，与惠特尔的发动机飞行发生在同一年。轴流式涡轮喷气发动机Jumo 004A是Me-262飞机的推进系统。这个项目的负责人由容克公司选定，是安塞尔姆·弗朗茨 [6]。尽管弗兰克·惠特尔的发动机无法如此迅速地建造，他奠定了现代燃气涡轮的基础 [8]。

喷气推进系统过去和现在都被广泛研究，以寻求改进，并在未来成功应用于这种类型的发动机。仅仅几年后，涡轮喷气发动机被应用于飞机，复制同样发动机的小型化想法开始出现。微型涡轮喷气发动机的历史难以追溯，但普遍认为是由德国技术员和业余天文学家库尔特·施雷克林开始的。库尔特是第一个在小规模上复制涡轮喷气发动机的人，为小型或微型模型喷气发动机 [9]打开了大门。他所著的《模型飞机用燃气涡轮发动机》一书中，解释了他如何制造了FD 3/64发动机，这为未来的微型涡轮喷气发动机奠定了起点。这使得其他人能够改进库尔特的涡轮喷气发动机，并基于他的发动机开发新的小型燃气涡轮机，如KJ66 [10]。

2.1.1 燃气涡轮机的类型

燃气涡轮机的历史记录显示了这种发动机的巨大和快速发展。它是热力学、力学、空气动力学等多个领域的混合产物，这些领域仍在被深入研究以进行改进。只有在理解这些领域之后，才会考虑燃气涡轮机的用途，然后根据其是否用于太空任务、航空运输或空战情况进行设计。科学家、工程师和技术人员团队根据不同的用途创造了不同方式转换和提供动力的燃气涡轮机，例如喷气推进发动机：火箭、冲压喷气发动机（也称为冲压发动机）、脉冲喷气发动机和涡轮喷气发动机，或者螺旋桨喷气发动机：涡轮螺旋桨发动机、涡轮风扇发动机和涡轮轴发动机[8]。

冲压发动机，如图2.2所示，由一个扩散进气口和一个收敛或收敛-扩散排气口组成。这种发动机需要向前运动以产生推力。由于没有旋转部件，空气被迫进入扩散管道，随后与燃料进行燃烧，气体将通过排气部分加速进入大气[8]。

另一种喷气推进发动机是脉冲喷气发动机，如图2.3所示，它使用与冲压喷气发动机类似的管道，但由于涉及更高的压力，因此更加坚固。空气通过进气口的开放阀门进入，传递到燃烧室，在那里实现燃料的燃烧，

微型涡轮喷气发动机的设计与制造

导致气体膨胀，从而增加压力。随着压力的上升，阀门关闭，气体从后部喷出。由于其高燃料消耗和与实际燃气涡轮相比不均衡的性能，使得这种发动机不适合用于飞机 [8]。

火箭发动机，如图2.4所示，与其他发动机的区别在于它不使用大气中的氧气进行燃烧，而是使用特定的燃料，与氧气化学分解 [8]。

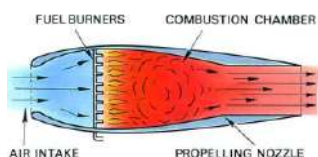


图2.2: 冲压发动机 [8]

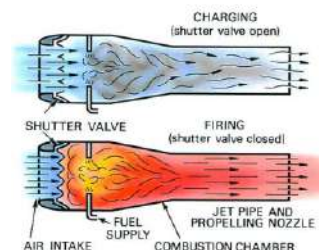


图2.3: 脉冲喷气发动机 [8]

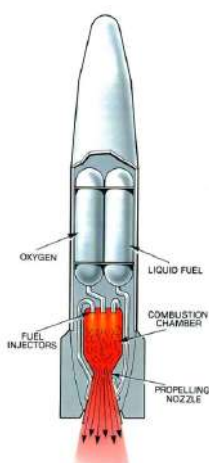


图2.4: 火箭发动机 [8]

涡轮喷气发动机，如图2.5所示，是由压缩机、燃烧室和涡轮组成的燃气发生器，与进气口和排气喷嘴相结合。附加的排气喷嘴将把大部分气流的能量转化为速度。

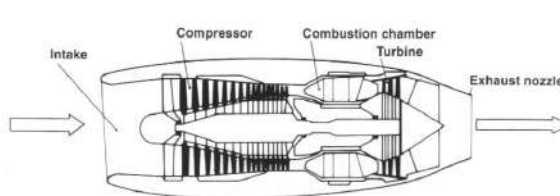


图2.5: 涡轮喷气发动机 [6]

与螺旋桨/涡轮组合一起出现的有涵道风扇、螺旋桨风扇和旁通发动机。在图2.6所示的涡轮螺旋桨发动机中，两个涡轮的功能是维持压缩机的工作需求并驱动螺旋桨。在类似的发动机中，如图2.7所示的涡轮轴发动机，涡轮驱动压缩机，而第二个涡轮将驱动

轴，而轴则连接到一个传动系统，该系统旋转直升机的旋翼[6]。

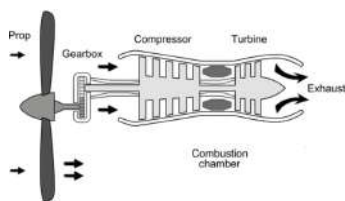


图2.6: 涡轮螺旋桨发动机 [11]

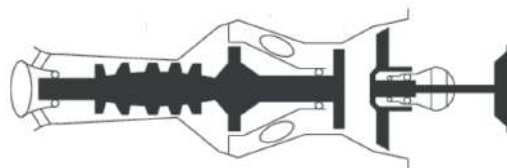


图2.7: 涡轮轴发动机 [12]

如图2.8所示，涡轮风扇发动机也有两个涡轮，其中一个吸收热气流能量，另一个利用多余的轴功来驱动低压压缩机，即风扇。在相同巡航速度和较低速度下运行时，其推进效率低于涡轮螺旋桨发动机。然而，在较高速度下，涡轮风扇发动机具有优势。像涡轮风扇这样的发动机由于其高推进效率而开始并仍然被广泛使用，与涡轮喷气发动机相比，这些效率值是由于旁通气流[6]的存在而解释的。

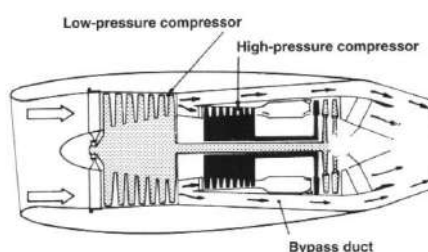


图2.8: 涡轮风扇发动机 [6]

旁通风流的发动机分为两种类型，低旁通比和高旁通比，其中旁通比代表旁通的空气量与通过发动机核心的空气量的关系。该发动机由高压和低压压缩机及相应的涡轮组成，这些涡轮由两个同轴轴驱动。空气由低压压缩机（风扇）吸入，将空气分为两股。大部分空气通过发动机核心的两侧导流，少部分用于燃烧，然后在排气段将两股气流合并。这意味着与没有这种技术的类似推力的早期发动机相比，燃料消耗更少，使得发动机在高空飞行时表现高效。这些技术的主要应用，特别是高旁通比发动机，在民用航空和远程军用任务的推进系统中得到了证明，因为低燃料消耗被认为是最重要的性能参数 [6]。图2.9展示了一个高旁通发动机的例子。

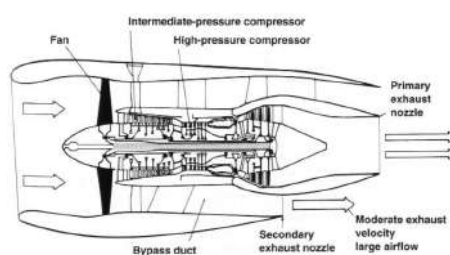


图2.9: 高旁通发动机，罗尔斯·罗伊斯RB.211 [6]

涡轮喷气发动机是较简单的涡轮风扇发动机，这意味着没有旁通气流。虽然效率较低，但通过速度进行补偿。这些发动机可以达到超音速，这也是它们在军用飞机中使用的原因之一 [6]。

2.2 循环回顾

所审阅的文献中包含了关于热力学循环及其特性的丰富信息。因此，为避免过于广泛和深入的分析，仅提供一个摘要。关于热力学循环及相应的燃气涡轮机的更多详细信息，作者建议读者参考以下书籍，其中更多信息可以在Çengel, Yunus A. 和 Boles, Michael A. 所著的《热力学：工程方法》以及Oates, George C. 所著的《燃气涡轮和火箭推进的气动热力学》的第5.3、7.4、9.8章和第2章中找到。不过，其他文献也未被忽视。

总之，将介绍燃气涡轮的整体功能，随后是理想热力学循环及涡轮喷气发动机组件的理想行为分析。之后，将展示喷气性能方程以完成对涡轮喷气发动机循环的分析。

2.2.1 工作循环

工作循环小节旨在解释具有喷气推进系统的发动机的运作，描述其热力学循环及相关特性。

工作循环从空气进入压缩机开始，压缩机的任务是通过机械轴功率 [6]增加压力。压力的增加对气流体积的影响逐渐减小，随后提高空气的温度 [8]。加压空气被排放到燃烧室，在那里加入燃料并燃烧，使温度升高到极高的值。当气体燃烧时，由于燃烧室的开放结构，体积和温度增加，同时保持压力恒定 [8]。燃烧过程将分子的能量状态提高到高水平，使涡轮能够有效地利用所需的能量 [6]。由于从气体中提取的功，涡轮开始旋转，将气体的能量盈余转化为机械功率，产生运动。这种旋转运动将迫使压缩机叶轮旋转，因为涡轮提供的功通过轴的旋转传递到转子的另一端的压缩机[6]。在这个阶段，气体的变量，压力和温度下降，而体积增加。最后，气体流动到达最后阶段，在排气喷嘴处，气体以高速排放到环境中，产生推力[8]。

在发动机循环中需要保持三个主要条件：

- 在压缩过程中，压力增加，导致体积减少和温度上升 [8]。
- 在燃烧过程中，温度上升，而压力保持不变，体积增加 [8]。

- 在膨胀过程中，体积增加，同时压力和温度下降 [8]。

燃气涡轮的工作循环通常与四冲程活塞发动机的工作循环进行比较，考虑到每种发动机的四个相似阶段。两种发动机都以吸气阶段开始其循环，随后是压缩、燃烧和膨胀。然而，活塞发动机的所有阶段都在一个气缸内进行，而在喷气发动机中，每个组件都被分配了相应的功能，从而实现连续动作，而不是间歇性动作。此外，喷气发动机中的燃烧是在恒定压力下进行的，而往复式发动机的燃烧过程则发生在封闭空间中。因此，喷气发动机能够以轻量化组件处理大量空气。在最后阶段，即排气阶段，经过涡轮膨胀的气体从喷嘴排出，产生对该发动机至关重要的推进力。相比之下，活塞发动机的排气气体没有同样显著的效果 [6]。考虑到所述的差异，燃气涡轮发动机去除了三个空闲冲程，因此能够在更短时间内燃烧更多燃料。由于涡轮喷气发动机是一种热机，燃烧更多燃料会使燃烧室的温度更高，从而导致气体的显著膨胀。此外，在给定尺寸下产生的功率更大[8]。为了让活塞发动机产生相同的功率，它必须非常大且重，制造将是一个严重的挑战 [6]。

当气体从喷嘴排出时，它将逐渐扩散到环境条件中，恢复到其原始状态。气体回到其原始状态意味着状态变量也恢复到其原始条件，这被称为可逆过程。一个过程要被认为是可逆的，必须结合内部和外部的可逆性。如果在一个过程中，系统所经历的压力和温度梯度较小，气体状态可以按相反的顺序恢复，则该过程被定义为内部可逆。同时，一个过程要被认为是外部可逆的，伴随过程的环境变化可以按顺序逆转。然而，由于不可逆因素，例如由热传递、摩擦、化学反应和施加于系统的功引起的温度、压力和速度梯度，使得可逆过程无法实现。尽管真实过程具有不可逆性，但可逆过程被标准化用于估计真实过程的成功率，考虑到损失，并且使得可以推导出热力学关系以估计现实情况 [13]。

2.2.2 热力学循环

2.2.2.1 理论概念

进一步介绍了需要了解的概念，以便理解所有燃气涡轮，特别是涡轮喷气发动机背后的理想热力学循环的条件和特性。

- 稳态流动过程

燃气涡轮机通常是连续运行而建造的，在这种情况下，它们的运行条件是近似的。假设它在时间推移中在相同条件下运行，这个过程被称为稳流过程。这意味着在整个过程中，流体的性质保持不变。在控制体积中流动时，流体的性质可以在不同的固定点发生变化，但从

开始到结束保持不变。因此，质量， m ，体积， V ，以及总能量速率或总功率， E ，在这个过程中是恒定的 [14]。

应用质量守恒原理，考虑一个控制体积，总的进入质量速率等于总的离开质量速率 [14]。由于没有质量的增加或减少，质量流量 \dot{m} 从过程开始到结束都是相等的 [14]。它的表达形式为，

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

考虑到单一均匀流，分别用1和2表示进气口和出口状态，质量平衡变为，

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

其中 ρ 、 V 和 A 分别代表密度、流速和横截面积。

在总能量速率的背景下，能量在控制体积内保持不变，表明总功率没有变化。这简化了能量平衡为[14]，

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

记住能量传递以质量 \dot{m} 、功 W 和热量 Q 的形式发生，能量平衡表示为，

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

其中流动流体的能量， θ ，被描述为，

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

其中 h 、 ke 和 pe 被定义为焓或内能、动能和势能。

热和功的相互作用由系统的热传递、热输入以及系统产生的功输出 [14]来定义。在动能和势能没有变化的情况下，能量平衡表示为，

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

- 滞止性质

在控制体积分析中，通常将内能和流体能量结合在一起，形成一个已知的变量，即比焓 h 。在大多数情况下，动能和势能被忽略，将焓定义为流体的总能量。然而，当动能不被忽略时，通常适合将动能转换为流体的焓，将它们结合为一个术语，定义为滞止或总比焓，如方程 2.7 所示。 [14]。

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

在方程 2.7 中，焓被区分为两种类型，分别是静态焓和滞止焓， h 和 h_o 。

由于动能转换为焓，温度和压力增加。这些流体性质被称为滞止性质或等熵滞止性质。等熵滞止状态的焓和滞止温度，与实际情况相同，前提是流体是理想气体。实际滞止压力与等熵滞止压力不同，因为由于流体摩擦，熵增加 [14]。假设流体为理想气体，焓可以用常数比热乘以温度代替，如方程 2.9 所示。

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

成为，

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

其中， T_o 表示滞止温度或总温度，换句话说，就是理想气体在绝热过程中静止时达到的温度，而术语 $\frac{V^2}{2c_p}$ 表示整个过程中称为动温 [14] 的温度增加。

温度和压力之间的关系在方程 2.10 中展示。

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

其中， P_o 和 γ 被称为滞止压力和比热比。

2.2.2.2 布雷顿循环

这是一个理想化的热力学循环，存在于所有配备基本组件的燃气轮机中，例如压缩机、燃烧室和涡轮 [15]。该循环分为两种类型：开式循环和闭式循环。前者循环由大气条件下的空气组成，被吸入压缩机以提高空气的温度和压力。

微型涡轮喷气发动机的设计与制造

加压后的空气将进入燃烧室，在那里与燃料混合，并在恒定压力下进行燃烧。当燃烧过程完成后，气体以极高的温度进入涡轮，在此发生气体的膨胀 [14]。在这个阶段，气体与涡轮的相互作用用于驱动压缩机。气体的剩余功用于通过排气喷嘴将流体加速到外部 [16]。由于气体被扩展到外部，该循环被归类为开式循环。相反，如果气体被再循环，则该循环将被视为闭式循环。图2.10和2.11描述了开式和闭式循环 [14]。

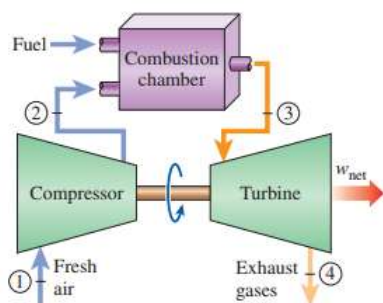


图2.10：开式循环 [14]

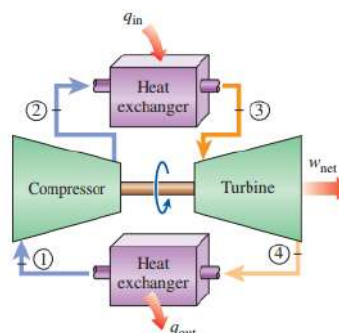


图2.11：闭式循环 [14]

注意在闭式循环中，燃烧过程被恒压附加热过程所取代，同时排气过程被恒压向外界的热排放过程所取代 [14]。

涡轮喷气发动机的工作循环对应于开式布雷顿循环，这是燃气涡轮机的常见循环类型 [14]。图2.12展示了喷气推进装置的组件及其对应的布雷顿循环。

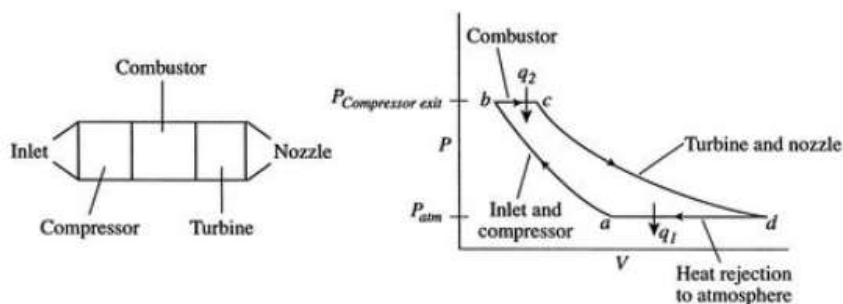


图2.12：喷气发动机组件及类似的热力学状态 [16]

在图2.12中观察到的热力学状态被区分为四个过程。该循环的图例如下所述：

- a-b：在进气口和压缩机处进行等熵过程中的压缩 [16]。
- b-c：在恒定压力下燃料的燃烧 [16]。
- c-d：在膨胀过程中，体积增加，同时压力和温度下降[16]。
- d-a：恒压空气冷却 [16]。

2.2.2.3 循环行为分析

循环分析是一种在假设某些条件和设计规范后，用于估算性能参数（如推力或比油耗）的过程，具体如下所示 [17]。

条件

- 工作流体被视为具有恒定热容和比热比的理想气体[17]。
- 等熵压缩/膨胀 [17]。
- 忽略了燃烧和燃料质量的外部热源 [17]。

设计

- 大气压力和温度值 [17]。
- 压缩比 [17]。
- 进口马赫数 [17]。

在本小节中，展示了组件的理想和实际行为，指明了每个站点的温度和压力。为了便于参考，站点将用数字区分，如图2.13所示。实际的涡轮喷气循环分析在附录D中呈现。

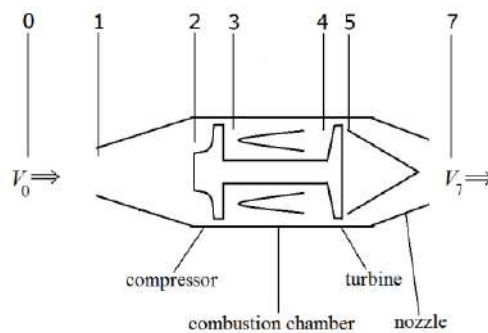


图2.13：涡轮喷气发动机站点编号 [16]

站点描述

- 0: 自由流
- 1: 进口入口
- 2: 压缩机入口
- 3: 压缩机出口
- 4: 涡轮入口
- 5: 涡轮出口
- 6: 喷嘴入口
- 7: 喷嘴出口

理想行为成分分析

- 进气口(i)

在理想情况下，当气流通过进气口时，被认为是等熵的。这将使得引导过程成为焓不变的过程。总结进气口理想行为的比率在方程2.11和方程2.12, [19]中给出。

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

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

- 压缩机(c)

在这个阶段，压缩机将通过做功的形式向气流添加能量，从而增加其温度和压力。表达压缩机的方程2.13如下所示 [20]。

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

可以使用方程2.14中找到的温度和压力关系来获得压缩机出口的温度。

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

作为压力比，方程2.15和温度比，方程2.16

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

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

- 燃烧器 (b)

如前所述，在工作循环中，燃烧过程是在等压过程中进行的。在理想情况下，压力比（方程2.17）和温度比（方程2.18）为，

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

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

提醒一下，这是一个绝热和等压过程，且燃烧完全，因此，燃烧效率， η_b ，等于一。此外，焓是比热系数在等压和温度 [21]下的乘积。因此，能量方程2.19为，

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

其中， FHV 和 f 分别指燃料的热值和燃料与空气的比率。利用方程2.19，可以将其与温度比率联系起来，即方程2.20。

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

其中，

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

- 涡轮 (t)

加热后的气流通过涡轮时会经历压力和温度的下降。正如之前所解释的，涡轮利用能量化的气流来实现做功。在方程2.22中，展示了每单位空气流量的涡轮做功。

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

在考虑循环为理想的情况下，膨胀阶段被认为是一个等熵过程。因此，涡轮没有任何损失，完全利用了由于燃烧阶段产生的能量盈余，效率值等于1 [17]。涡轮的温度和压力比之间的关系如方程2.23所示。

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

其中，

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

And,

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

- 喷嘴 (n)

喷嘴的行为与进气口的行为相同，即在经过指定的 [17]级时，流动是等熵的。在这些条件下，

微型涡轮喷气发动机的设计与制造

喷嘴的总压力和温度，如方程2.26所示，

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

喷气发动机性能

这一部分包括在理想情况下评估涡轮喷气发动机性能的主要指标。假设气体在循环过程中是热力学完美的，涡轮喷气发动机出口处的压力等于环境压力，并且燃料与空气的比率远小于1 [17]。

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

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

然而，通常会限制设计以满足涡轮进气口最大允许滞止温度，因此在方程2中建立了该术语。29 [17]。

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

推力(F)，方程2.30，以及比推力($\frac{F}{\dot{m}}$)，方程2.31，现在可以获得。

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

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

音速在方程2.32中找到。

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

最后，比油耗 S 可以通过方程2.33获得。

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

实际行为组件分析

实际或非理想循环分析提供了用于分析组件和发动机性能的方程，忽略了燃气发生器内的气体速度。唯一考虑的速度是在进气口、进气和排气喷嘴处。此外，组件被认为是不可逆的，但绝热。因此，假设进气口、压缩机、涡轮和喷嘴的等熵效率为[11]。

- 进气口

在进气口，当空气被引导至压缩机时，总压力会从自由流压力下降。这是由于进气过程中的摩擦造成的。因此，温度上升，超过理想情况，这受进气效率 η_i 的影响。下面的方程2.34和2.35给出了进气口的压力和温度，其中出口温度按照理想循环 [11]进行计算。

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

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

压力比，方程2.36为，

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

- 压缩机

在这个阶段，压缩发生在一个不可逆的绝热过程中。因此，与压缩机的等熵效率 η_c [11]相关联。由于这是一个实际循环，空气的压缩在过程中由于摩擦、湍流和许多其他不利因素而遭受损失，这将导致温度上升。这种上升与压缩机效率 η_c [11]有关。因此，压缩机出口的条件，压力，方程2.37，和温度，方程2.38，为，

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

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

- 燃烧器

在燃烧过程中，由于不完全燃烧导致的损失，例如传导、辐射，通过引入燃烧室效率 η_b [11]来计算。因此，燃烧室出口的压力，方程2.39，为，

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

涡轮出口的温度是预先确定的，以符合材料的限制。因此，可以通过方程2.40计算燃料与空气的比率，

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

- 涡轮

在这个过程中，涡轮的可用功率小于理想过程中的功率。因此，涡轮效率与膨胀有关，其中涡轮压力比的表达式，方程2.41变为，

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

其中， λ 代表驱动压缩机所需的功率与涡轮产生的可用功率之间的比率。此参数的值从75%到85% [11]不等。

后一个方程可以与方程2.42关联，以获得出口温度[11]。

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

- 喷嘴

在这个阶段，引入一个临界压力以验证喷嘴是否被阻塞。因此，临界压力通过方程2.43 [11] 获得。

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

如果 $\frac{P_{06}}{P_{crit.}} > \frac{P_{06}}{P_{0r}}$ ，喷嘴未阻塞。排气速度由方程2.44计算得出。

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

从上述方程中，排气温度由方程2.45获得。

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

如果 $\frac{P_{06}}{P_{crit.}} < \frac{P_{06}}{P_{0r}}$ ，喷嘴阻塞，改变排气温度方程为2.46，

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

将排气速度方程2.47转化为，

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

喷气发动机性能参数

比推力，方程2.48，现在表示为，

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

推力比油耗方程，TSFC方程2.49，可以表示为，

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

2.3 组件

在本节中，将提供每个组件的背景信息，以及不同类型及其功能。

2.3.1 进气喷嘴

进气喷嘴就像压缩机的空气过滤器。换句话说，当空气被引导到压缩机时，进气喷嘴负责分配和控制气流，也就是为发动机提供所需的气流量。在气流顺利进入压缩机之前，进气喷嘴通过提供均匀、稳定和高质量的气流来完成其任务。进气口间接地负责产生推力，被认为是涡轮喷气发动机 [6]的主要组件之一。

进气喷嘴的开发是对流体动力学定律的广泛研究和应用，以便在亚音速或超音速飞行速度下控制气流。飞行状态的区分是根据进气口所操作的马赫数来进行的。当马赫数低于1.0时，它在亚音速条件下运行；如果马赫数高于1.0，飞行速度则为超音速[25]。马赫数在方程2.50中显示。

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

考虑到空气流均匀进入压缩机是一个理想化的假设，因为在现实中，像发动机短舱、机翼和机身这样的组件偏离了理想状态，这会影响气流并削弱进气喷嘴的性能。侧风和涡流是削弱进气性能的例子。在侧风情况下，风越强，风险越大，因为在该区域，唇部的速度可能会超过音速，由于迎风侧进气口的流速增加，可能会危及叶片。地面涡流就是涡流的一个例子。

它可能由于发动机放置在机翼下方而发展，接着被进气口吸入，这可能会对进气性能产生负面影响 [6]。

亚音速气流的进气设计具有圆润的唇缘，如图2.14所示，以防止气流分离，这导致唇缘比超音速气流的尖锐唇缘更厚。至于进气口的截面，对于亚音速，它们通常是圆形或椭圆形，而对于超音速进气口，它们有一个中心锥体以显著降低气流至亚音速，或者是矩形进气口，如图2.15和2.16 [26]所示。



图2.14: 亚音速进气口 [26]



图2.15: 轴对称超音速进气口 [26]



图2.16: 矩形超音速进气口 [26]

2.3.2 压缩机

空气的压缩对于燃气轮机至关重要，而负责确保这一过程的是压缩机。其原理是将涡轮提供的机械能以功的形式转化为压力能。因此，转化效果越好，燃气轮机的整体性能就越好。为了提高性能，有三个重要参数用于表征压缩机的性能。首先，压缩机效率表示在转化过程中能量的损失，换句话说，它显示了压缩机需要多少能量来增加压力能。其次，压缩机压比是压缩机出口总压力与入口压力的比值。第三，气流速率是指压缩机在单位时间内能够处理的气流体积。这三个参数相互关联，在压缩机性能中起着重要作用。例如，压缩机压比直接与推力、燃料消耗和发动机效率相关联 [6]。

2.3.2.1 离心式

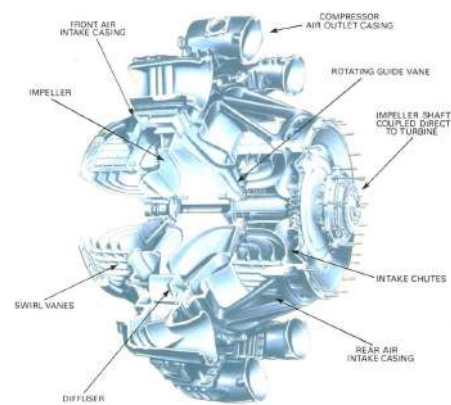


图 2.17: 离心压缩机 [8]

这个压缩机，如图2.17所示，具有一个旋转叶轮用于加速空气和一个固定扩散器，用于产生所需的压力升高。叶轮以高速旋转，持续地将空气引入其中心，产生由叶片导向至叶轮尖端的径向气流，使气流相对于旋转轴变为垂直。叶轮的作用将加速气流，导致压力上升 [8]。在叶轮出口，空气通过一个无叶空间，随后进入由与叶轮相切的叶片构成的有叶扩散器，将动能转化为压力能 [27]。当空气离开叶轮时，气流方向依赖于叶轮的配置。不同类型的叶轮在图2.18中有所展示。

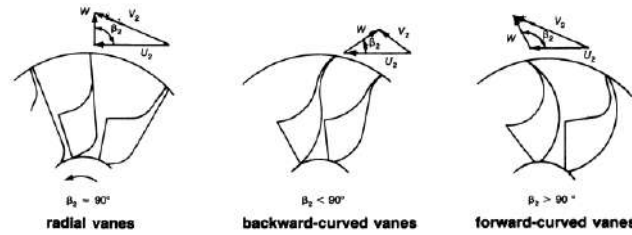


图2.18: 叶轮的类型 [27]

当空气通过叶轮时，压力和速度会发生变化。这些变化可以在图2.19中看到，其中绘制了压力和速度的图形，描述了气流通过压缩机各个元件的过程。

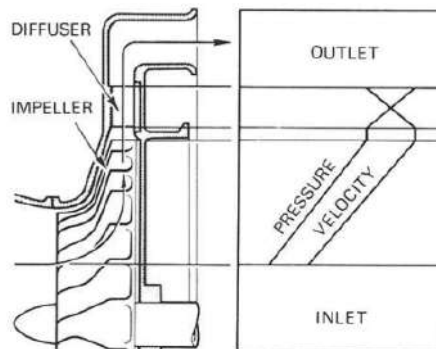


图2.19: 叶轮-扩散器系统中的压力和速度变化 [27]

这种压缩机是小型燃气涡轮机的选择，因为它结构简单，制造成本低，稳定性高，这意味着更大的操作范围。径向压缩机可以获得高压比，例如在实验模式下达到13:1，平均为5:1 [17]。关于这三种叶轮的优缺点的总体平衡可以在表2.1中看到。

表2.1：不同叶轮的优缺点 [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 轴流式

轴流压缩机，如图2.20所示，是当前飞机发动机设计中使用最多的，因为它可以同时提供高压比和高质量流量，从而制造出高推力的发动机。这种压缩机由多个转子组成，这些转子连接到中央轴上，增加动能和静压。每个转子都配有静子，静子是固定的转子，减少动能，从而增加静压并防止流动旋转 [28]。静子叶片作为空气整流器，通过其可变角度去除旋流，校正转子流动并将流动引导到下一个转子的正确方向 [6]。通过降低迎角，可变静子减少失速的倾向 [17]。轴流压缩机的压力和速度如图2.21所示。

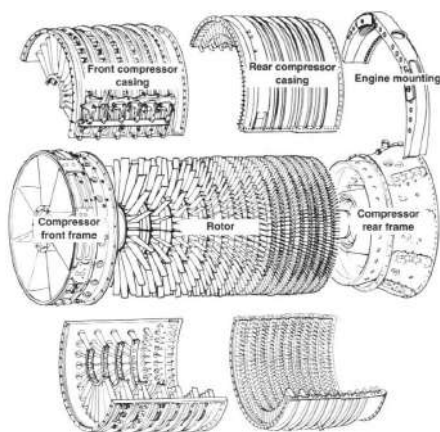


图2.20：轴流压缩机 [6]

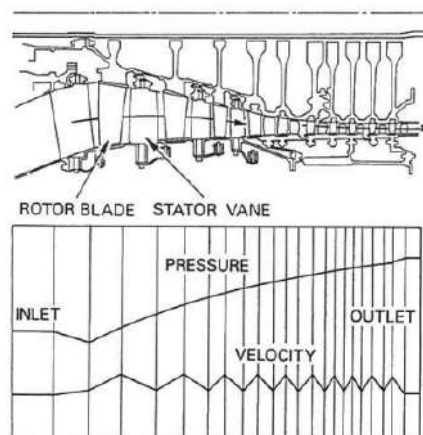


图2.21：轴流压缩机中的压力和速度变化 [8]

一排转子和一排静子叶片被称为一个级。每个级的压力增加都很小。增加小是因为叶片的偏转角度，并且扩散率必须受到限制，以防止空气在叶片处分离，可能导致叶片失速。为了抑制这种效果，创建了“放气阀”以释放部分空气从中间排和可变静子中排出。尽可能多地控制以防止这些损失，压缩机的主体可以建造成多级，

与具有相同前面积的离心压缩机相比，它获得更高的压力比，从而产生更多的推力。这就是为什么轴流压缩机被大多数飞机发动机 [6]选择的原因。其他优点包括由于截面较小而减少的空气动力阻力，并且由于气流以均匀的方向流向涡轮 [8]，不需要改变流向。

这些发动机可以由多个转子轴组成。转子轴是连接压缩机和涡轮的轴，涡轮在其上旋转。如果只有一组压缩机和涡轮，则推进装置被归类为单转子轴，如图2.22所示。多转子轴由两个或更多的转子组件组成，每个转子由其自己的涡轮驱动[8]。多转子轴的一个例子在图2.23中展示。

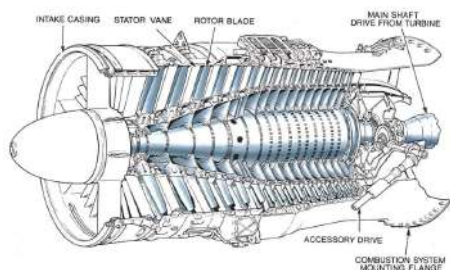


图2.22：单转子轴流压缩机 [8]

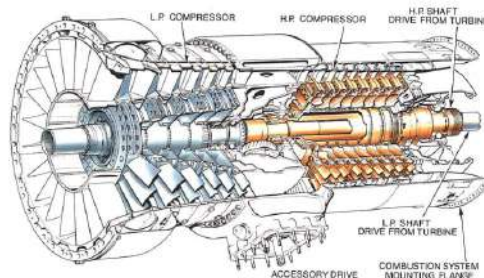


图2.23：双转子轴流压缩机 [8]

如果压缩机以最佳速度旋转，它可以达到更高的压力比。随着高压力比值的出现，燃油效率得到提高，但也有其局限性。机壳往往会膨胀和变形，因此需要更重的压缩机机壳来支持振动应力[8]。

2.3.3 扩散器

扩散器或静子是压缩机系统的一个子组件，它将来自叶轮的高速径向气流重新导向燃烧室，将剩余的速度能量转换为压力能量 [29]。

扩散器系统可以分为两种类型，有叶片和无叶片。无叶片或无叶环形空间易于生产且可能高效。由于没有叶片，正确的叶片角度不再成为流动分离的担忧。然而，无叶扩散器可能不是合适的选择，因为流动通道会变宽，因此存在流动分离的可能性。考虑到伯努利定律，流动的总能量保持不变，换句话说，如果速度增加，压力就会降低。此外，由于根据涡流定律，速度与扩散器直径之间的关系是恒定的，因此得出结论，扩大流动不会对压力转换产生预期的影响，因此流动可能会崩溃[29]。

有叶扩压器的导向叶片可以沿着压缩机旋转方向弯曲，也可以反方向弯曲，甚至可以是加宽形成厚楔形的叶片，这些叶片可以钻孔。后者允许固定螺栓而不干扰气体流动。这些类型如图2.24所示，分别被识别为直扩压器叶片、前弯叶片和楔形叶片扩压器。此外，这种扩散器类型具有叶片

可以抵消气体的扭转运动，通过消除残余的螺旋运动来避免气体压力的下降 [29]。

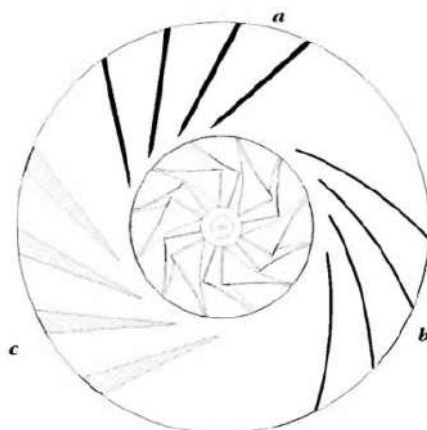


图2.24：扩散器类型 [29]

2.3.4 燃烧室

在燃烧室中（见图2.25），几乎所有的内能增加都是在这里完成的，它是产生推力最重要的组件之一。燃烧室的设计旨在提供高效的燃烧，同时将压力损失限制在最低限度，因为它在运行和范围成本中起着重要作用 [17]。在这里，燃料与压缩机引入的空气混合后燃烧，释放出热能，随后空气将膨胀并通过气流加速 [6]。为了使空气均匀

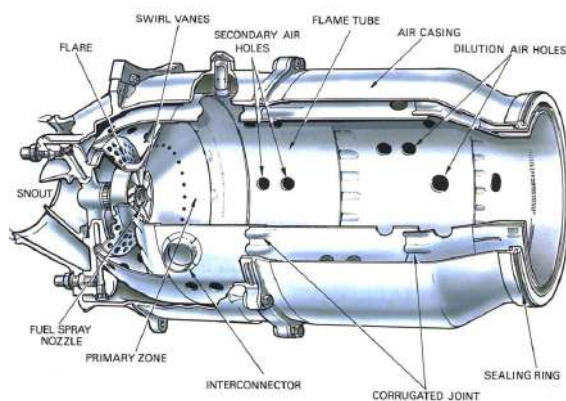


图2.25：燃烧室 [8]

加热时，必须在燃烧时进行温度控制，并使用足够的材料来抵抗整个燃烧过程中的极端温度。燃烧室支持预热空气从650到1150摄氏度的温度差异，进入燃烧室时的温度为250到550摄氏度。然而，只有20%的空气质量流量通过旋流叶片进入燃烧室的初级区（燃料燃烧的地方），以刺激热气体的再循环和支持旋流发生器的小孔盘。这种再循环是由属于喷嘴的旋流叶片产生的，它降低了气流速度，使其达到所需的值，以便在整个操作范围内持续保持火焰燃烧。此外，

还有另外20%的空气通过二次空气孔，与热气体结合以降低温度，然后再到达涡轮 [8]。

在二次空气孔中，空气通过火焰管的外壁和内壁进入，在相邻气流通过初级区后进入内部。这两股气流结合，形成低速回流，产生环形涡流，以实现稳定的火焰 [8]。

在如此高的温度下，材料要保持相同的性能并不容易，无论温度多高。因此，为了使材料正常工作，燃烧室被设计为引导气流的路径。这使得材料和热气体得以冷却。为了防止燃烧室性能不佳，火焰管中设计了间隙，使气流冷却火焰管壁，防止其过热。平均而言，为了冷却目的，60%总空气中有40%不用于燃烧 [6]。然后，另有20%的空气通过二次空气孔进入稀释区，将热气体温度从1800到2000摄氏度降低，然后到达涡轮 [8]。燃烧器内的空气分布如图2.26所示。

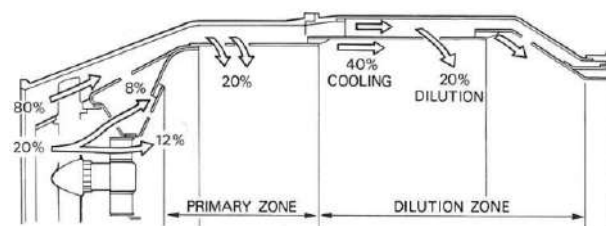


图 2.26：燃烧器内空气的分布 [8]

燃烧室的类型

- 多燃烧室或罐式燃烧室

它有多多个单独的燃烧室并行排列，围绕中央轴形成一个圆圈。燃烧很容易实现，因为只需在一个或两个燃烧器上点火即可。通过一个名为连接器的连接链，火焰可以从一个火焰管传播到另一个火焰管，使燃烧器在均衡的压力下运行[6]。这种燃烧室的一个例子如图2.27所示。

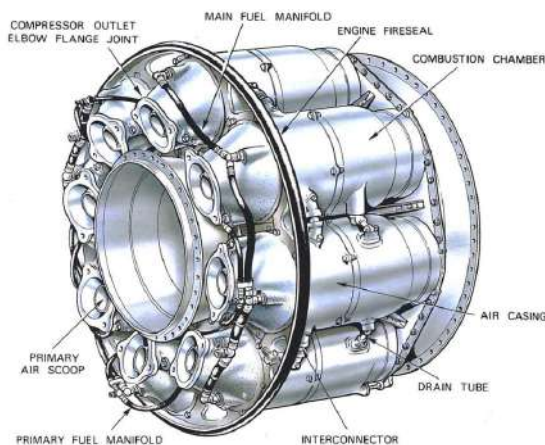


图2.27：多燃烧室 [8]

- 管环形或罐环形燃烧室

作为罐式和环形燃烧室的中间形式，结合了两者的优点，改善了各自的缺陷。这种燃烧室如图2.28所示，与多燃烧室不同的是，它有一个外壳包围着多个燃烧室，用于次级空气供应，使其在机械上比以前更稳定。这一改进使得可用空间的利用更加高效 [6]。

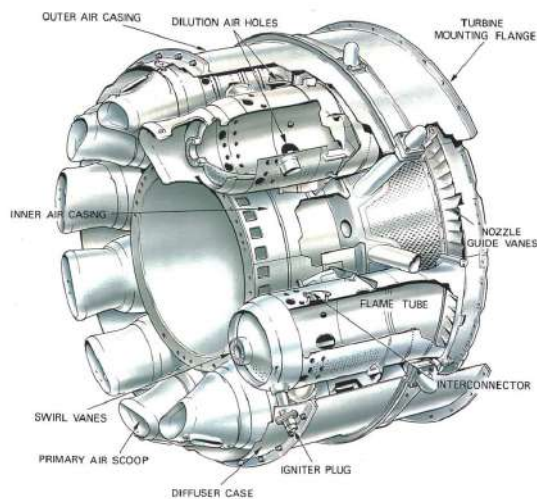


图2.28：管环形燃烧室 [8]

- 环形燃烧室

如图2.29所示，它是一个单一的火焰管，呈环形结构，更有效地利用了体积空间，实现了均匀的燃烧过程。其更简单的设计有助于整体重量的减少，因为通过燃烧器释放的能量相同，但长度减少了25%。因此，生产成本也随之降低[8]。

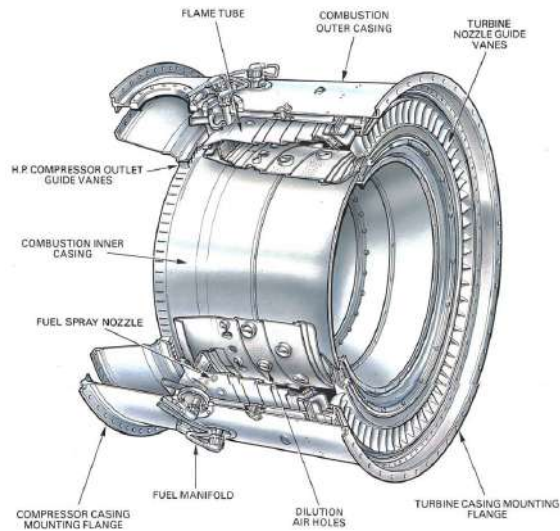


图2.29：环形燃烧室 [8]

2.3.5 涡轮

涡轮是燃气发生器的主要部件，驱动压缩机。其功能的优先任务是通过吸收气流与叶片碰撞时的能量，从燃烧产生的热气中提取能量。当高温热气达到涡轮可用空间的极限时，提取能量。这个循环反复进行，将促进涡轮以高速旋转，足以以机械轴功率的形式驱动压缩机，这通过将动能转化为压力能和功来实现 [8]。

2.3.5.1 轴流式

大多数飞机发动机采用轴流涡轮，因为其进气质量流量较高。这种类型的涡轮的特点是由一个静子和一个转子按顺序组成。静子是一个带有翼型截面导向叶片的固定喷嘴，通过理顺流动路径、加速气体、产生喷嘴效应来调整从燃烧室到涡轮的流动，这也是其名称的由来。接下来是一个利用动能产生运动的旋转轮 [8]。

为了成功提取能量，涡轮叶片在气流中引入旋涡，以便在叶片长度上获得均匀的功率。叶片的设计会影响从涡轮排出的流动，使其在进入排气系统之前更多地转向轴流 [6]。

为了成为高效的涡轮，其设计和开发必须符合发动机的规格。其中一个重要的规格是功率需求，这将影响涡轮的级数。然而，必须增加的级数不仅取决于功率需求，还取决于转速、最大允许涡轮直径和压缩机转子的数量。例如，具有高压缩比的发动机通常使用两个轴来驱动低压和高压压缩机 [6]。

微型涡轮喷气发动机的设计与制造

转动运动会在涡轮盘中产生应力，并随着速度的平方而增加 [8]。

为了支持高温和高压，开发了新材料和冷却技术。通常用于叶片速度的一种材料是镍基高温合金，因为它具有高抗蠕变性和高温强度 [30]。即便如此，仍在努力防止和管理涡轮的任何部件和功能中的损失。然而，要防止诸如摩擦、流动转向或尖端间隙等损失是极其困难的 [6]。

涡轮转换能量的方式决定了其类型，可分为三种类型：冲动型、反应型和冲动-反应型。

如图2.30所示，冲动涡轮类似于水轮，通过气体对涡轮叶片的冲击从气流中提取能量。气体通过喷嘴导向叶片流出时速度更高，压力和温度降低。在转子级，加速的气流将冲击转子叶片，由于气体向叶片传递的能量，速度会降低。这种动量交换将导致轮子的旋转[6]。

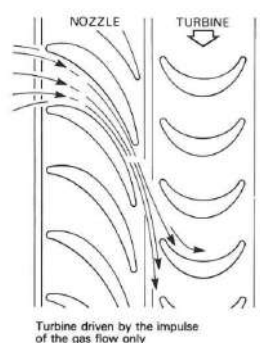


图2.30：冲动涡轮 [8]

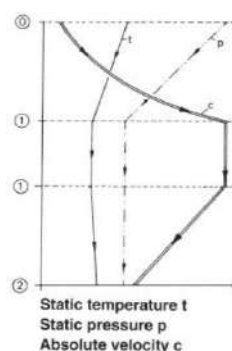


图2.31：整个过程中的属性变化 [8]

观察图2.31，可以看到三个不同的阶段。当气体进入喷嘴导向叶片时，对应于阶段零到一，气体经历了压力和温度的下降，同时速度增加。随后，在阶段一，气体离开喷嘴导向叶片并到达转子叶片时，温度、压力和速度保持不变。然后进入转子叶片路径，阶段一到二，能量以功的形式被提取，减少了气体流速。由于摩擦的结果，可以观察到温度略有上升 [8]。

反应涡轮与冲动涡轮的区别不大。区别在于转子叶片。换句话说，由于叶片的设计，转子叶片路径产生了喷嘴效应，加速了气体流动。由于其设计，除了气体对叶片冲击产生的动量外，还产生了空气动力，使转子旋转 [8]。

流动路径截面的收缩导致了之前解释过的喷嘴效应。此外，温度和压力的降低略小于冲击涡轮中的情况。

2.3.5.2 径向

从1930年底首次用于喷气发动机飞行，到涡轮增压器的应用，径向流入涡轮被用于各种目的，例如石化工业中的气体液化膨胀机、小型燃气涡轮为直升机提供动力或作为发电单元 [27]。

径向涡轮在工作产出方面具有很大优势。这种类型的涡轮提供的动力比两级或多级轴流涡轮更强。此外，其制造成本低于单级或多级轴流涡轮。然而，在效率方面，这种涡轮不如轴流式涡轮，这也是轴流式涡轮主要应用于飞机发动机的主要原因 [27]。

径向流涡轮分为两种类型：

- 悬臂径向流涡轮

这种涡轮，如图2.32所示，由于流体在涡轮内没有加速，类似于低反应或冲动涡轮。其特点是不使用径向进气角，并具有二维悬臂叶片。低效率值和制造复杂性是其使用较少的原因 [27]。

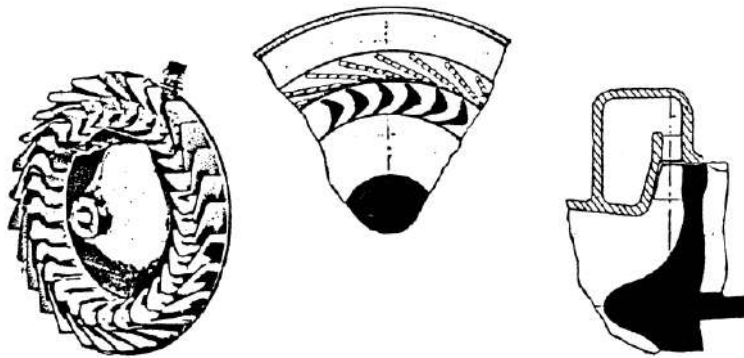


图2.32：悬臂径向流涡轮 [27]

- 混流径向流涡轮

如图2.33所示，这个涡轮首先由一个涡壳组成，它从单一管道收集流动，流向通常用作无叶喷嘴的喷嘴叶片，就像在涡轮增压器中，由于废气中有多余的能量，效率并不重要。通过叶片设计，流动被叶片引导，加速流动。这些叶片与轮毂或圆盘合并，产生垂直于流动导向线的力。当流动到达叶片或排气口的弯曲末端部分时，部分切向速度力被去除。最后，流动进入出口扩散器，在那里，来自排气口的高绝对速度被转化为静压[27]。

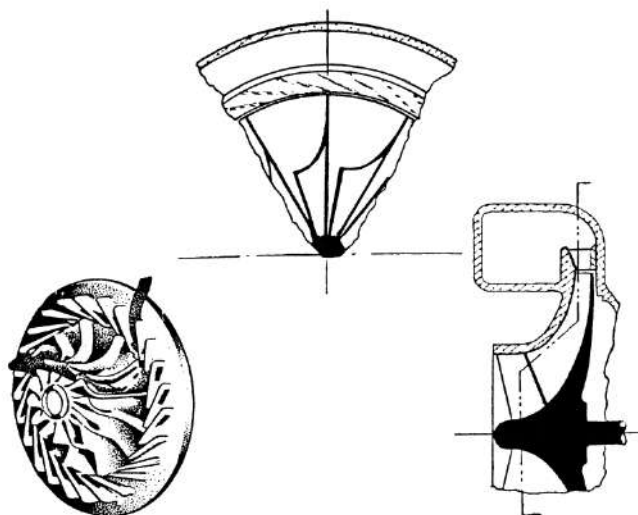


图2.33：混合径向流涡轮 [27]

2.3.6 排气喷嘴

涡轮喷气发动机的最后一个组件负责产生推力，使涡轮喷气发动机不再仅仅是一个燃气发生器，如前所述。其产生推力的方法是将剩余的焓转化为排气速度 [29]。

喷嘴根据所需性能开发，并采用各种形状。在设计方面，区分为三种类型：

- 收敛喷嘴

管道的横截面积沿流线方向逐渐减小，最终以较小的横截面积结束，从而加速流动。加速是由于喷嘴入口处的压力高于环境压力，流动排放直到达到环境压力，此时气体将完全膨胀。如果该喷嘴以音速排放，质量流量达到最大，则认为喷嘴处于阻塞状态。它主要应用于高亚音速的商用和军用飞机 [6]。

- 扩散喷嘴

横截面积增加，在出口处达到最大尺寸。这导致流体流经喷嘴时扩散，减缓了流速 [31]。

- 收敛-发散喷嘴

其特征在于横截面积的变化。在前部，横截面积减小，随后横截面积进一步增加。通过控制收敛和扩散部分，使得可变几何喷嘴常用于增加更多的推力[6]。图2.34是收敛和扩散喷嘴的示意图。

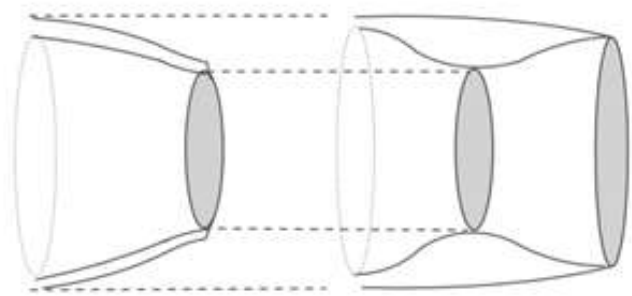


图2.34：收敛-发散喷嘴

2.3.7 燃油系统

2.3.7.1 燃料

为小型涡轮喷气发动机选择合适的燃料取决于每千克燃料的最大可用能量 [10]。具有高燃烧比热的燃料包括汽油、煤油、柴油、JP1到JP8（不同类型的航空汽油）、丙烷和丁烷气体。如果可能，使用四号航空汽油类型的煤油和汽油是燃烧过程的最佳选择。这两种燃料中挥发性烃类的丰富存在使它们成为首选 [29]。然而，柴油燃料与煤油相似，具有高能量密度，使其更受欢迎，因为它易于获得，在每个加油站都能找到 [10]。此外，柴油蒸气-空气混合物的点火温度较低，大约为300摄氏度，而汽油蒸气-空气混合物需要超过600摄氏度的温度才能点燃 [10]。

对于小型涡轮喷气发动机，最合适的燃料是气体燃料，特别是丙烷或丁烷。除了这些气体外，还可以考虑使用甲醇，尽管其低能量密度对其选择不利。对于这种燃料类型，燃油泵是可有可无的，因为加压气体会自发地流经发动机 [29]。在所述的气体燃料类型中，丙烷被认为更适合用于静态测试或开发工作 [10]。尽管有这些优点，由于其低能量密度，这种气体需要一个体积为柴油燃料同等质量的两倍的压力罐 [10]。所讨论的燃料差异可以在所示的表格中辨别，见表2.2。

表2.2：燃料 [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 燃油喷射模式

空气和燃料的混合可以通过燃料雾化或汽化来进行。前者是全尺寸飞机中常用的技术，其中燃烧质量在很大程度上依赖于雾化燃料的液滴大小。对于小型发动机的喷射来说，这种技术的复杂性超过了其带来的好处 [29]。

燃料汽化由称为汽化器的小管组成，预热气体在其中流动，在到达初级区之前汽化部分燃料。燃料通过细管被推送，每个细管连接到一个单独的钩形管。该系统的优点在于燃料在进入燃烧区之前与空气混合。不幸的是，这种方法的有效性只能通过系统实验来确认，例如，如果汽化器过度延伸，温度往往会上升 [29]。燃油喷射的类型可以在图2.35中看到。

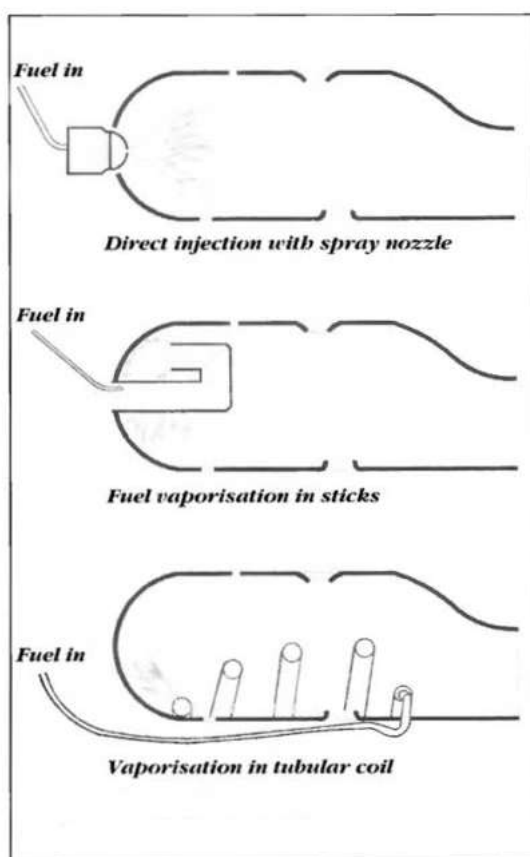


图2.35：燃油喷射模式 [29]

2.4 涡轮增压器基础

涡轮增压器的起源可以追溯到1885年，当时戈特利布·戴姆勒创造并获得了进入发动机的空气预压缩的机械过程专利。然而，被认为是涡轮增压器的创造者是一位瑞士工程师，阿尔弗雷德·比希，他在1915年为他的发明申请了专利，如图2所示36 [32]。

This 设备由一个通过共同轴连接的压缩机和涡轮组成，强制

e

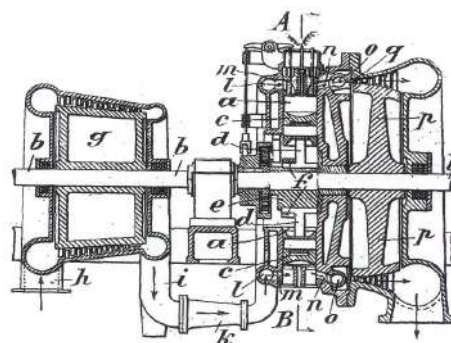


图2.36：涡轮增压器，阿尔弗雷德·比希的专利 [32]

空气进入内燃机的燃烧室。涡轮增压器的组件如图2.37所示。

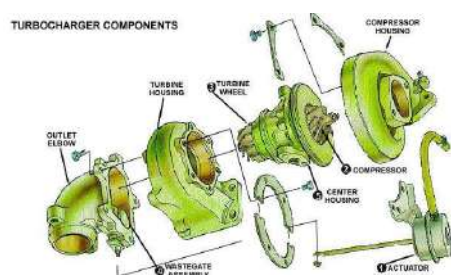


图2.37：涡轮增压器组件

涡轮利用发动机的废气作为产生必要功率的方式，通过轴驱动压缩机开始旋转。压缩机对空气加压，将其供应到燃烧室。在燃烧室中，燃油空气混合物的流量增加，因为燃油的量与多余的空气成比例 [33]。

随着更多燃料的燃烧，功率输出随着内燃机效率的提高而增加。这个循环在图2.38中展示。这些结果最初由阿尔弗雷德·比希在他的首次成功应用中发现，获得了超过40%的功率提升 [32]。这种提升，无论是在功率上还是在效率上，都使得涡轮增压器成为车辆中广泛使用的设备。

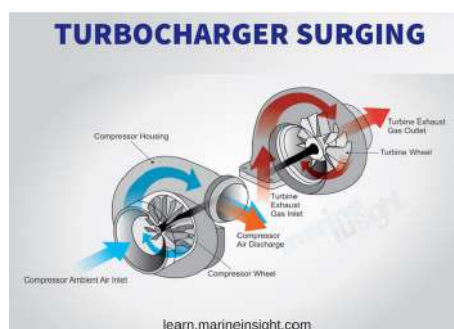


图2.38：涡轮增压器工作[35]

涡轮增压器的开发涉及到压缩机和涡轮叶片及其外壳的设计。叶片设计通过计算流体力学（CFD）进行分析，以了解空气的流动情况。至于外壳设计，转子之间的间隙必须足够小，以便转子能够引导气流。如果间隙过大，气流可能会滑动。

在转子边缘和外壳之间 [33]。

一般来说，如果需要了解特定涡轮增压器的更多信息，制造商会提供一张描述涡轮压缩机性能的图表，其中包括压力比、质量流量、涡轮转速和效率区域。这张图表被称为压缩机特性图，提供了重要的细节，使我们能够知道在特定压力比下，这个压缩机的气流速率是多少。图2.39展示了图表中不同的性能特征。下面是对观察到的特征的简要说明 [34]。

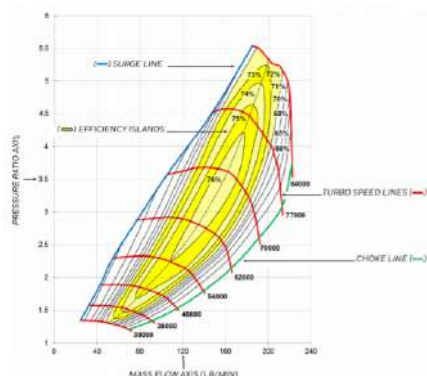


图2.39：压缩机特性图示例[34]

- 压力比：绝对出口压力与绝对进气口压力的比率 [34]。
- 质量流量：在给定时间段内通过压缩机的空气质量[34]。
- 喘振线：描绘出一条线，该线将稳定操作（位于线的右侧）与可能导致因大推力负载而引发的流动不稳定区域（可能导致涡轮故障）区分开来 [34]。
- 阻塞线：是分隔压缩机能够处理的最大质量流量的线，位于线的左侧，由于在转子进气口处流速达到音速，导致压缩机无法处理流量，从而阻碍流量增加 [34]。
- 效率岛：在压缩机特性图上对应压缩机效率的同心区域，区域的大小不同代表不同的效率。区域越小，效率越高[34]。

本论文获得的压缩机特性图如图2.40所示，尽管这并不是压缩机性能的真实图形，这使得在给定压力比下很难获得准确的质量流量。该图形代表了涡轮模型RHB31 VZ21的压缩机特性图，类似于涡轮IHI RHF3 [36]。

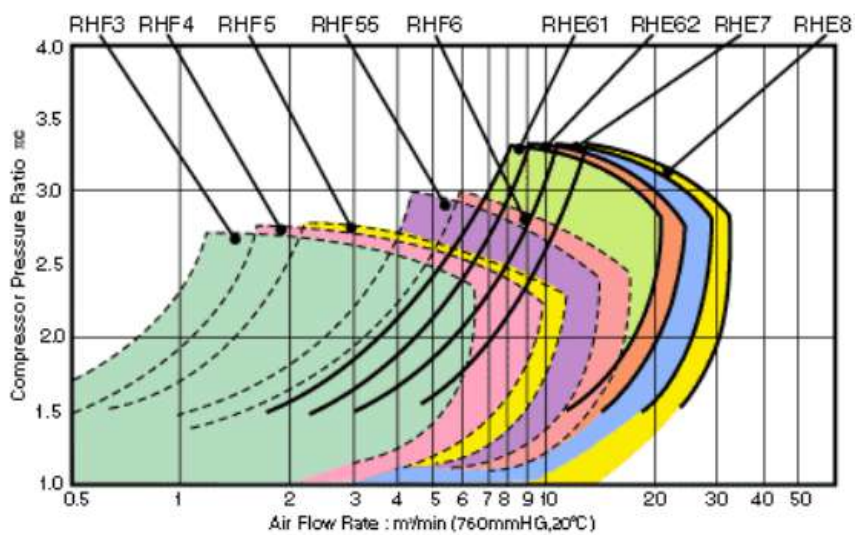


图2.40：RHB31VZ21压缩机特性图 [36]

第三章

方法论

本章指出了微型涡轮喷气发动机各个部件的设计和制造工艺是如何进行的。它设计了发动机的每个部件，解释了设计尺寸是如何获得的，以及每个部件的材料是什么。第二部分描述了所选择的制造工艺。方法论的流程图在图3.9中展示，位于第三章的末尾。

3.1 尺寸确定过程

3.1.1 压缩机

该发动机尺寸设计的起点是压缩机。为此实验项目选择的压缩机来自IHI公司的涡轮，型号为RHB31 VZ21。

从文献研究中得知，在类似项目中使用的压缩机，例如Kamps的涡轮喷气发动机或WPI涡轮喷气发动机，通常是离心式的，因为它们提供更高的压缩比和效率。此外，涡轮或压缩机/涡轮组在网上很容易获得，价格相对较低，与其他涡轮相比更具成本效益。由于已经购买了该压缩机，因此用于开发本论文。

压缩机的设计应精确测量，以确保设计的准确性。为此，联系了涡轮生产商。然而，他们无法提供这些尺寸，因为这是机密信息。通过研究，压缩机特性图的信息在ECOTRON技术规格文件中找到 [36]，，如图2.40所示。

基本尺寸如基座厚度、叶轮/叶片高度以及叶轮进气口/出口直径是通过卡尺测量的。然而，只需要叶轮出口直径。

根据Kamps的说法，可以使用他的涡轮喷气发动机尺寸模型，通过压缩机直径36.6毫米与Kamps的压缩机直径66毫米之间的比例因子来生产涡轮喷气发动机模型，[29] 其值大约为0.55。根据这个值，得到了发动机部件的估计尺寸。

3.1.2 进口法兰

这部分是发动机在压缩机一侧的盖子，用于将扩散器固定到外壳上。它的设计基于伍斯特理工学院项目 [37]，，并根据该发动机的压缩机罩和外壳尺寸进行了调整，以便设计能够以非常小的间隙适合外壳。此外，螺栓孔

被设计成与扩散器和外壳的孔对齐，以便更好地耦合这两个组件。

铝被选为制造该部件的材料。然而，由于该材料取自一个备用发动机缸体，因此无法指定金属的类型。

3.1.3 压缩机罩

该部件是根据扩散器叶片的直径设计的，以避免罩过大，并使螺钉孔与扩散器叶片孔对齐。然后，进行到容纳压缩机的部分。压缩机周围进气口的间隙不得超过0.3毫米，以达到可接受的效率 [29]。

然而，为了在设计压缩机罩时符合公差要求，应该对压缩机进行3D扫描，以确定旋转压缩机的曲率。由于无法获得3D扫描，罩的设计是通过绘制压缩机的排气口和进口直径的圆周来完成的。在图3.1中，可以看到该设计的起点。

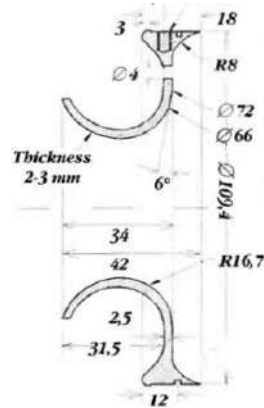


图3.1: 压缩机罩 [29]

在所研究的文献中，推荐用于此部件的材料是铝。因此，决定使用这种材料进行制造。然而，由于铝材是从备用发动机块中取出的，无法知道铝材的具体规格。

3.1.4 扩散器

设计中最棘手和具有挑战性的部件是扩散器。首先要做的是选择扩散器的类型：无叶片或有叶片，如果是有叶片，则需在直叶片、前弯叶片或楔形叶片之间进行选择。根据文献中观察到的例子，决定设计一个楔形叶片扩压器，并考虑到固定螺栓，这样可以使压缩机罩紧贴扩散器，防止气体流动泄漏[29]。

首先，扩散器的尺寸是根据Kamps的扩散器来确定的。Thomas Kamps的书中[29] 指出了扩散器的尺寸，并包括轴流式叶片的轮廓，如图3.2和3.3所示。

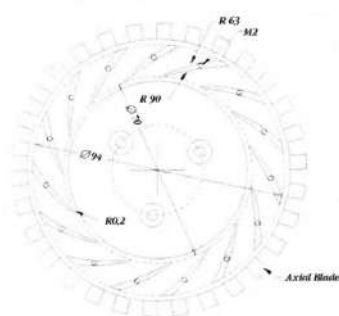


图3.2: 扩散器 [29]

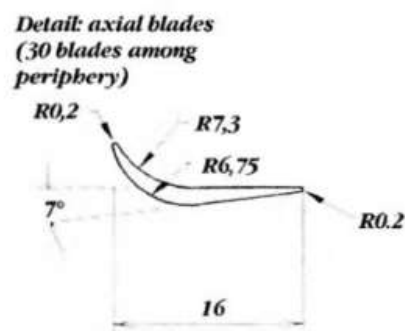


图3.3: 扩压器叶片轮廓[29]

3.1.5 轴和轴壳

在审视KJ66、AMT Olympus或Kamps的发动机等微型涡轮喷气发动机的轴设计时，发现这些设计相对相似。因此，轴的尺寸是通过缩小图3.4中描述的Kamps的轴的尺寸来确定的。

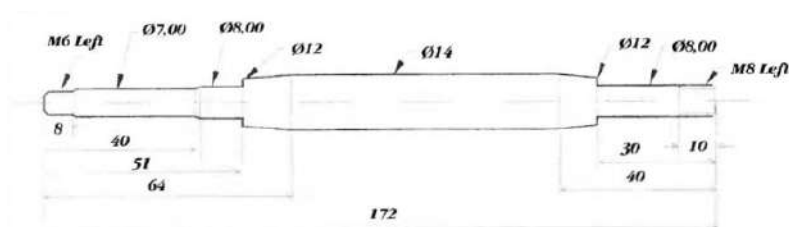


图3.4: 轴 [29]

该轴配有两个轴承，位于轴承座上，将轴承定位在轴的两侧。台阶用于紧密配合轴承，以防止其移位。为了制造这个轴，决定使用不锈钢棒材作为进一步加工的材料。

轴壳的设计与轴相似，用于容纳轴和两个轴承，并通过螺栓将扩散器与轴壳固定在一起，同时也将静子壳通过螺栓固定在轴壳上。尽管轴壳的设计多种多样，但确定的设计将是简单直线型，两端加宽以便为固定扩散器和静子壳的螺栓提供空间。尺寸的确定是通过将图3.5中所示的轴壳尺寸适应我们的比例来完成的。

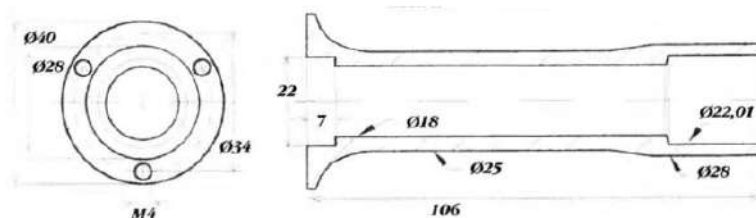


图3.5: 轴壳 [29]

铝是构成轴壳的材料，但由于它是从一个备用发动机块中取出的，因此无法确定其类型。

3.1.6 燃烧室

被认为是最佳的燃烧室设计是环形燃烧室。根据所查阅的文献，这种设计因其简单和实用性被认为是最佳选择，换句话说，与其他类型相比，它能更好地促进制造工艺。此外，燃烧室的设计通常基于经验数据，由于目标不是改进设计，因此选择一个已成功履行其功能的燃烧室是最明智的选择。因此，决定基于Kamps的燃烧室进行设计，调整其尺寸和孔以适应这个燃烧室。它由一张0.5毫米厚的不锈钢板制成，形成所需直径的管状，并有一系列不同直径的孔。下图3.6和3.7展示了依赖的燃烧室设计 [29]。燃烧室

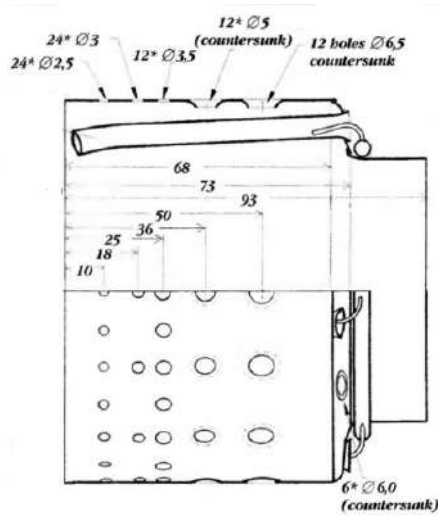


图3.6: 外火焰管 [29]

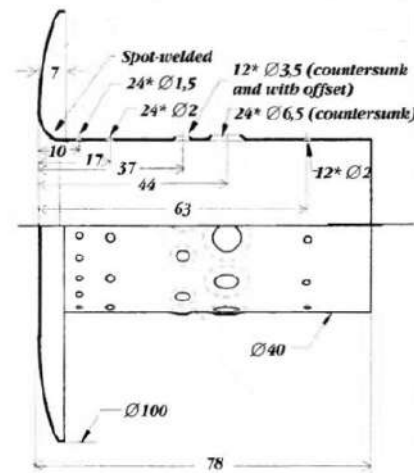


图3.7: 内火焰管[29]

有两个管子，一个较小的管子位于较大的管子内部。孔的直径和孔之间的距离根据这台微型涡轮喷气发动机被缩小到合适的大小和距离。

3.1.7 燃料分配器

正如其名，燃料分配器将燃料分散到燃烧室的汽化管中。从所见的小型燃气涡轮机来看，设计几乎相同。因此，为设计的燃烧室设计了一个合适直径的喷油环。喷油环设置在涡轮一侧燃烧室的内侧，并且有多个喷油器对应每个汽化管。燃料来自一个外部来源，该来源连接到一根穿过外壳到达燃烧室的管道，并在燃烧室中连接到喷油环。燃料分配器由直径为3毫米的不锈钢管制成[29]。

3.1.8 喷嘴导向叶片系统

固定在外壳上的导向叶片或静子将气流引导至涡轮。外壳除了固定导向叶片外，还设计有足够的空间供涡轮旋转，保持两个组件之间的间隙恒定，以免影响效率。

微型涡轮喷气发动机的设计与制造

大多数喷嘴导向叶片系统的设计是为轴流涡轮而做的。然而，该喷嘴导向叶片系统是基于其他设计并使用径向涡轮[38]而设计的。

尺寸设计考虑了其设计所影响的组件，如燃烧室、燃料分配器和轴壳。设计理念是将外火焰管与喷嘴导向叶片紧密结合，其中燃料分配器将固定在内火焰管的法兰上。

3.1.9 涡轮

涡轮和压缩机一样，都是从RHB31 VZ21涡轮中取出的。

3.1.10 排气喷嘴

该组件负责产生推力。尽管如此，本论文的主要目标并不是优化产生的推力，而是设计和制造一个自给自足的小型燃气涡轮。喷嘴设计为简单的收敛喷嘴，确保了从该组件的尺寸设计出发的简易构造，该设计基于文献综述。图3.8展示了排气喷嘴的尺寸，尽管如此，它已缩小并适应于此喷气发动机。推荐的材料为厚度为0.5毫米的不锈钢板[29]。

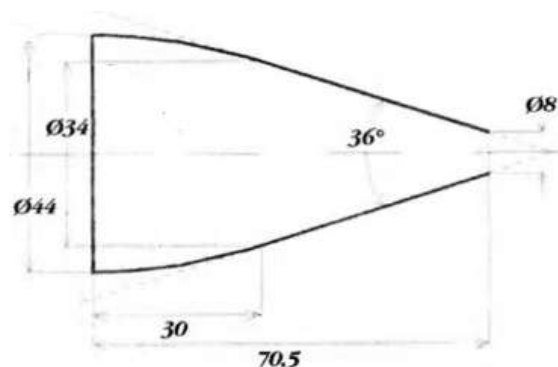


图3.8：排气喷嘴 [29]

3.1.11 轴承、润滑和燃料喷射

选择轴承时必须考虑轴承的用途。对于小型燃气涡轮，轴承必须能够承受高温条件和极高的转速。基于这些要求，轴承制造商被寻找，以找到具有所需尺寸的轴承，以便能够正确安装在轴上。

所选择的轴承是SKF公司生产的不锈钢深沟球轴承，能够承受高达120000转速[39]，并且具有高温耐受性，因为转速越高，轴承的温度也会越高 [40]。为了轴承的正常运作，必须有一个润滑系统，这个系统应通过在轴壳上安装两根细的不锈钢管并连接到油泵来实现。每根管子从轴承的两侧进入，用于输送润滑剂。管子穿过外壳

然后到达扩散器后面，插入轴壳中。

燃料喷射是通过一根燃料管进行的，该管从燃料分配环穿过外壳的涡轮侧，连接到外部燃料源。在分配环处，燃料进入汽化管。燃烧室的设计允许发动机使用不同状态的气态或液态燃料运行。

3.1.12 外壳

该发动机的最后部分由一根厚度为0.5毫米的不锈钢管组成[29]。在压缩机一侧，开了一些孔以便螺栓穿过外壳，连接到扩散器。螺栓被拧紧，将外壳固定在扩散器上。在另一端，外壳固定在喷嘴导向叶片上。由于该组件是最后设计的组件之一，因此无需根据文献进行缩小设计。在其他组件设计完成后，外壳必须适当地覆盖燃气发生器。

3.2 制造工艺

本论文的构建指南基于所查阅的文献和模型喷气发动机制造的在线视频，分为两个小节，按用于生产发动机所需组件的两种主要材料区分。一种是铝，另一种是不锈钢。

基于铝的组件包括进口法兰、压缩机罩和扩散器。这些部件的生产是在UBI的FABLAB制造实验室的五轴数控铣床的帮助下完成的。选择在那里进行生产是因为其生产精度是手工操作的铣床无法达到的。为了让五轴数控铣床生产出所需的组件，需要从设计软件（在本例中为CATIA软件）的保存选项中获得一个.stp格式文件。通过这一过程，铝制圆块被转化为预期的形状，操作误差极低。然而，轴壳是通过车床的手动操作制造的。

这些不锈钢组件是通过立式钻床、车床、滚轮和水刀机制造的。首先使用水刀机切割为每个组件设计的零件。这些零件是从不锈钢板上切割下来的，因此，设计的组件必须先绘制成平面形状，然后再加工成所需的形状。接下来的步骤是在属于内外火焰管和燃烧室的平面零件上钻孔。这些孔是使用立式钻床钻的。

“平垫圈”将固定在相应的组件上，具体来说是喷嘴导向叶片系统、燃烧室的后端和外壳。接下来的步骤是将燃烧室、喷嘴导向叶片系统和外壳的平片模制成所需的直径。在完成模制后，“平垫圈”被焊接以获得管状和扁平环。最后一个组件，轴，在

微型涡轮喷气发动机的设计与制造

二维草图设计的帮助下，用车床制造完成。

通常，各部件的设计和制造过程与用于扩散器的程序类似，如图3.9所示。

微型涡轮喷气发动机的设计与制造

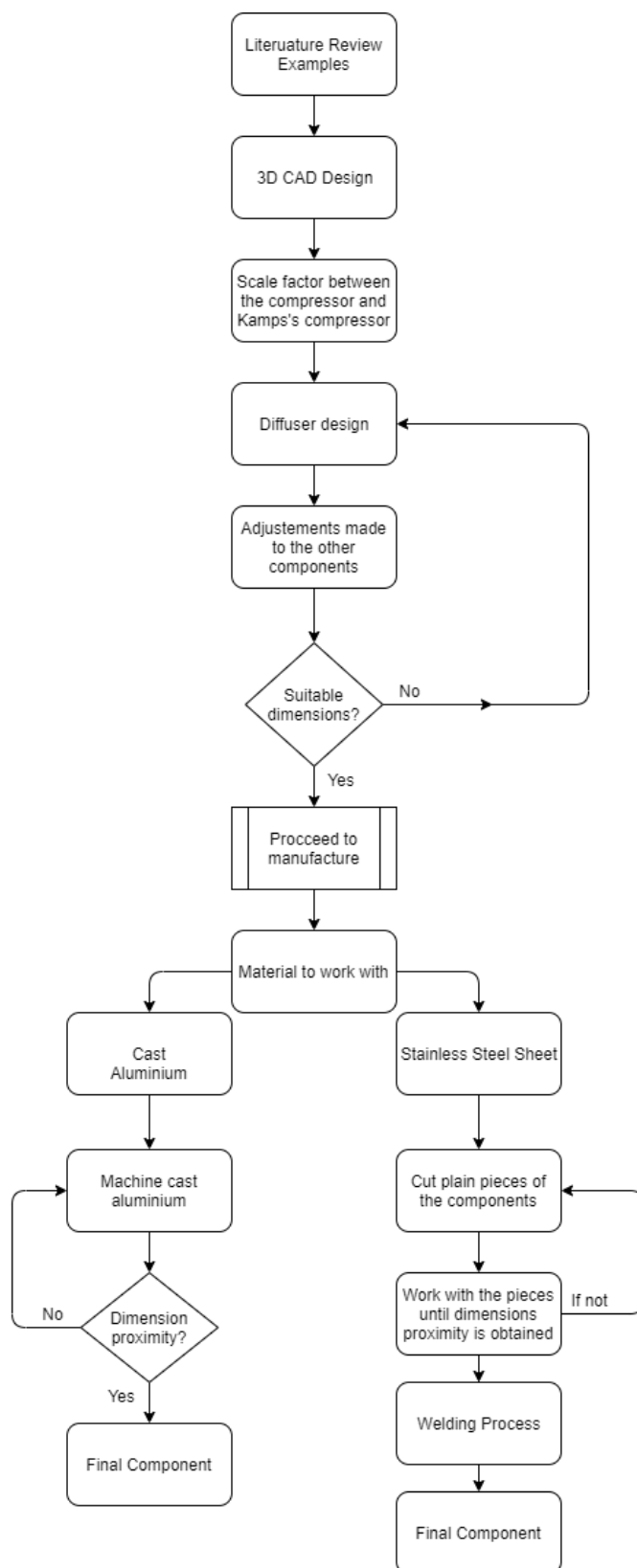


图3.9: 扩压器设计程序

第4章

实际案例

在本章中，将展示组件尺寸设计的结果及其设计过程。还将深入解释为获得这些组件所遵循的制造过程，以及它们是如何加工的。

4.1 尺寸设计结果

微型涡轮喷气发动机的最终尺寸及其装配设计在附录B和C中描述。正如之前所述，尺寸设计是通过对比经验数据进行的，并将其应用于本设计。有些部件由于在设计所有组件时进行了调整，因此未严格遵循比例因子。设计在部件组装后最终完成，以验证所有组件是否对齐并正确安装。

4.2 微型涡喷原型设计

在前面的第三章中，已经简要说明了这台小型燃气涡轮的组件设计，而在本节中，将描述为获得燃气涡轮各个部件的形状和尺寸所应用的设计技术。蓝图将通过达索系统的CATIA V5R18软件绘制。

4.2.1 压缩机

压缩机的设计是一个理解上的挑战，并尝试在CATIA软件中复制它，尽可能少地偏离其物理尺寸。首先绘制了压缩机的基础，如图4.1所示。接着进行轴的计算机辅助设计操作，从视觉角度绘制了图4.2中所见的压缩机叶片轮廓。最后，应用多截面实体从草图中创建实体叶片，完成整体设计，并在压缩机中开一个孔以安装轴。最终产品如图4.3所示。

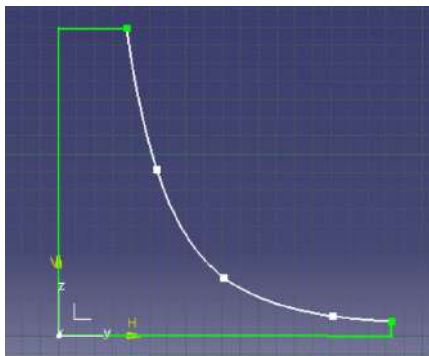


图4.1：压缩机CAD轴操作

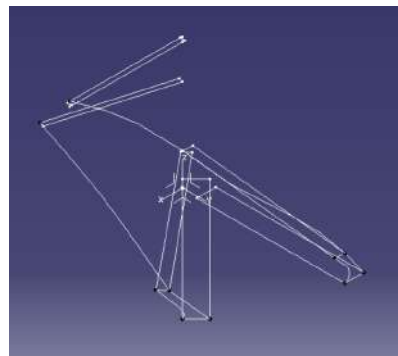


图4.2：压缩机CAD叶片草图

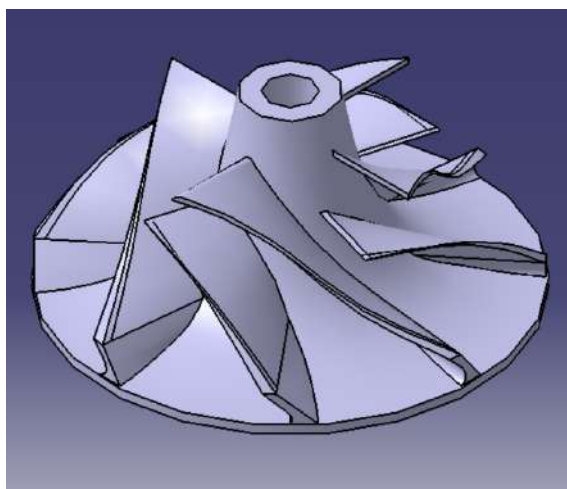


图4.3：压缩机CAD视图

4.2.2 进口法兰

该组件的设计简单直接。首先，设计了草图，遵循压缩机罩的尺寸，以确保其合适。此外，留出了足够的空间用于扩散器和外壳的连接。进口法兰草图如图4.4所示，应用于轴操作，将其塑造成图4.5、4.6和4.7中展示的实体，并配有孔以固定到扩散器（前侧）和外壳（侧视图）。设计件的等轴测视图如图4.8所示。



图4.4：压缩机CAD视图

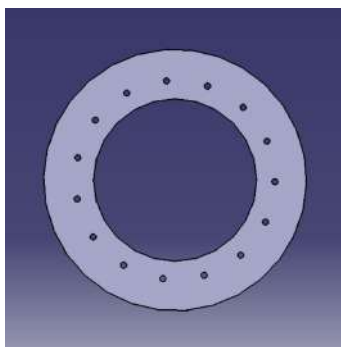


图4.5: 入口前视图

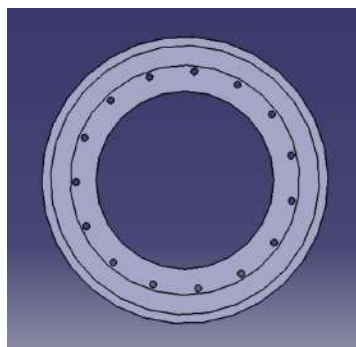


图4.6: 入口后视图



图4.7: 入口侧视图

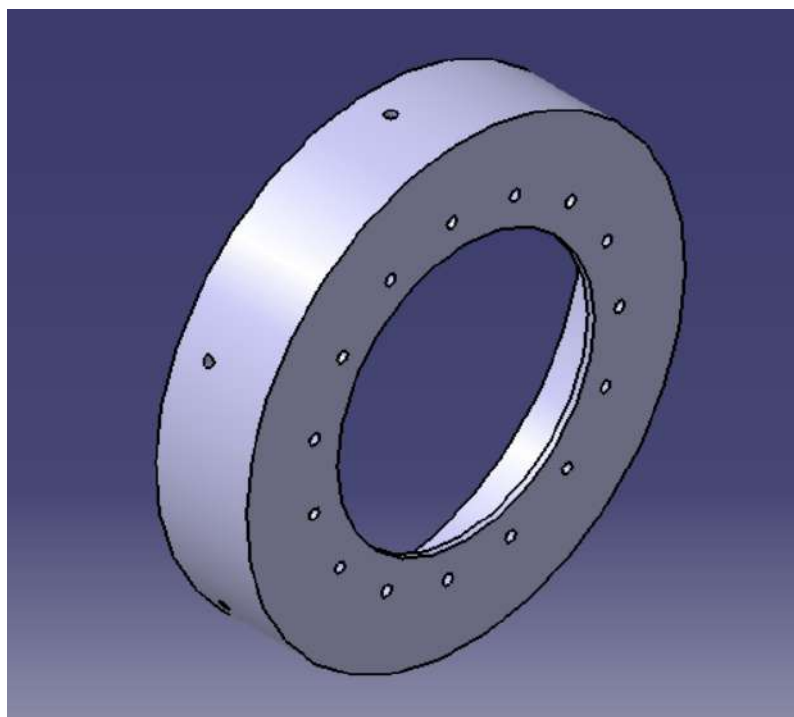


图4.8: 入口等轴测视图

4.2.3 压缩机罩

该设计基于压缩机的排气口和进口直径。它采用多截面实体设计，利用图4.9中展示的草图。内圆周是在考虑到转子与压缩机罩内壁之间0.3毫米的公差间隙后绘制的。外圆周在应用多截面实体并移除实体功能时设计，以确保推荐的2毫米厚度[29]。圆周的高度是根据压缩机叶片高度和排气口高度绘制的。图4.10描述了带有高度测量的圆周草图。此外，孔是在设计出实体产品后制作的，直径正确以便固定到扩散器上。压缩机罩的设计如图4.13所示，并附有侧视图（图4.11）和后视图（图4.12）。



图4.9: 压缩机罩草图

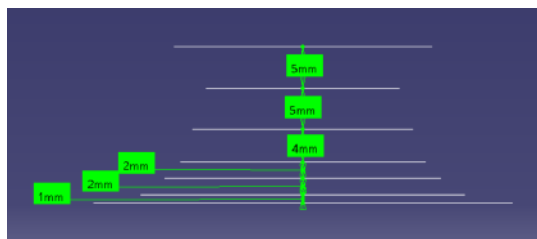


图4.10: 压缩机罩设计平面高度



图4.11: 压缩机罩侧视图

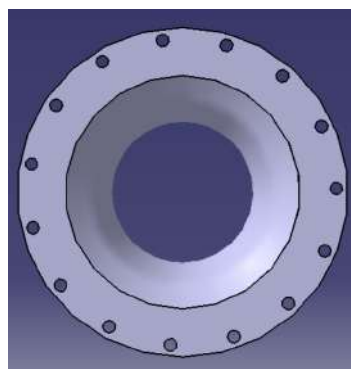


图4.12: 压缩机罩后视图

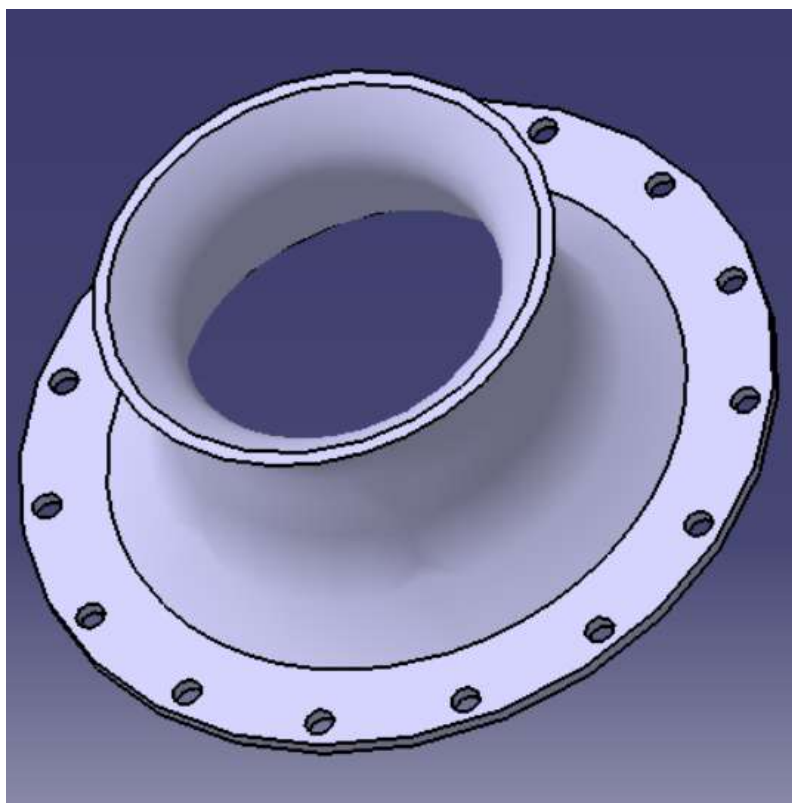


图4.13: 压缩机罩等轴测视图

4.2.4 扩散器

这一部分的起点是一个小圆柱体，其中轴流式和楔形叶片的创建遵循了之前提到的Thomas Kamps的书中第三章建议的尺寸和角度。基础设计为压缩机预留了空间，通过轴操作，接着是楔形和轴流式叶片的设计，如图4.15和图4.16所示。

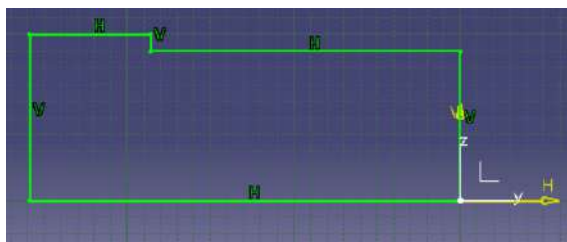


图4.14：扩压器基座

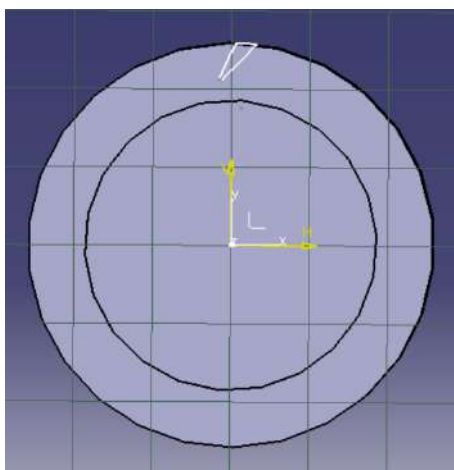


图4.15：扩压器楔形叶片

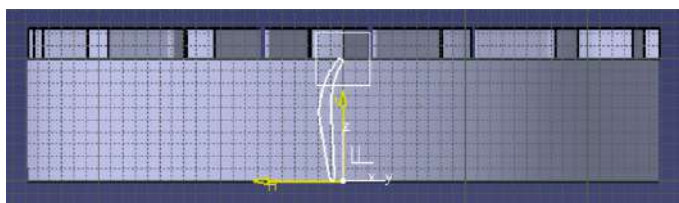


图4.16：扩压器轴向叶片翼型

如图4.15所示的楔形叶片，其间隙设定为压缩机叶轮直径的1.15倍[29]。扩散器在图4.17中通过在轴壳和外壳上打孔固定而最终定型。

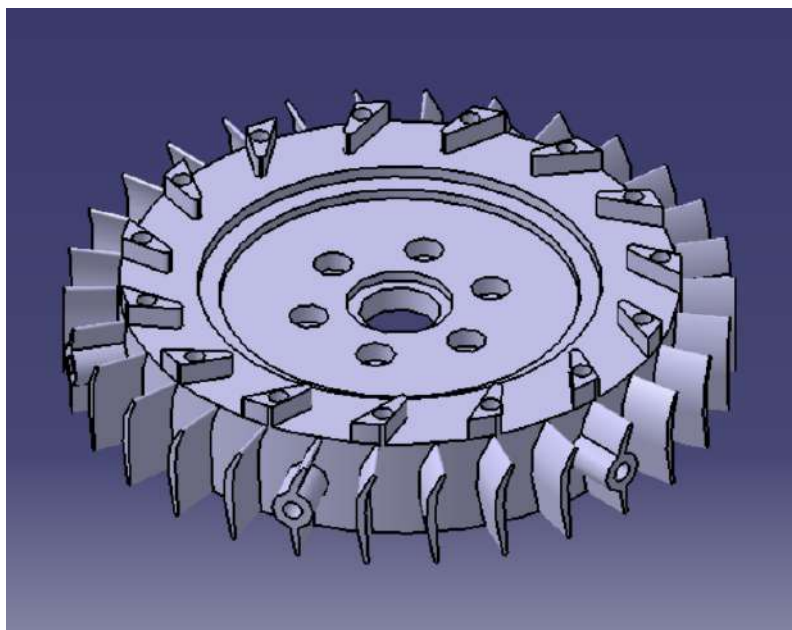


图4.17：扩压器等轴测视图

4.2.5 轴和轴壳

轴壳是首先设计的部件，这是在完成喷嘴导向叶片、燃烧室和扩散器的设计后进行的。其目标仅是设计一个连接喷嘴导向叶片和扩散器的刚性结构，遵循用于小型涡轮喷气发动机建造的其他壳体结构的一般设计。首先，选择了一个较直的设计，因为这种设计更便于用螺钉和螺母作为固定元件将其固定到扩散器或喷嘴导向叶片上。在设计构思完成后，进行了草图绘制。它由两个厚环组成，通过一根紧凑的杆连接，设计中使用了轴操作。这一操作应用于图4.18中展示的草图。



图4.18：轴壳草图

随后，开孔以将外壳固定到扩散器和喷嘴导向叶片上，同时为轴与轴承的贯穿提供空间。外壳内部在涡轮一侧被延伸，以提供绳索和套筒的空间。第二部分，轴，也是通过应用于图4.19所示草图的轴操作创建的。

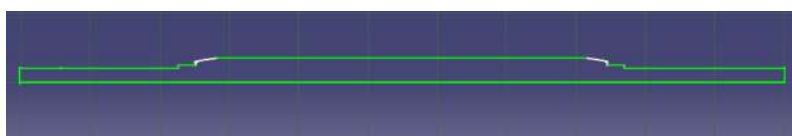


图4.19：轴草图

当所有被轴穿过的部件设计并组装到正确位置时，轴的长度就得到了。使用了组装模式，并测量了轴所需的必要长度。随后，实际组件的设计完成，见附录C。

4.2.6 燃烧室

这一部分的设计相对简单，由两个管组成，总共有132个孔，其中72个孔分布在初级区，48个孔在中间区，剩下的12个孔在稀释区。首先需要确定外火焰管的直径和长度。对于内火焰管，采用相同的步骤进行设计，但在设计中增加了燃烧室一端的盖子以及燃料分配环的支撑。设计通过轴操作完成，基于他们的初步草图，如图4.44和图4.43所示。燃料环分配器的支撑也被进一步添加到设计中，具有适当的直径以便后续焊接，如图4.22所示，图4.23展示了外火焰管的概览。

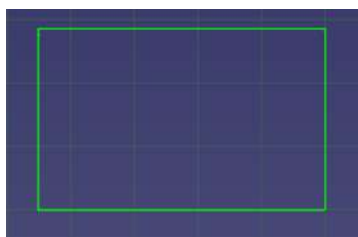


图4.20：外火焰管草图

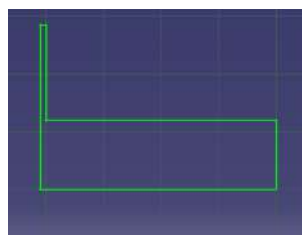


图4.21：内火焰管草图

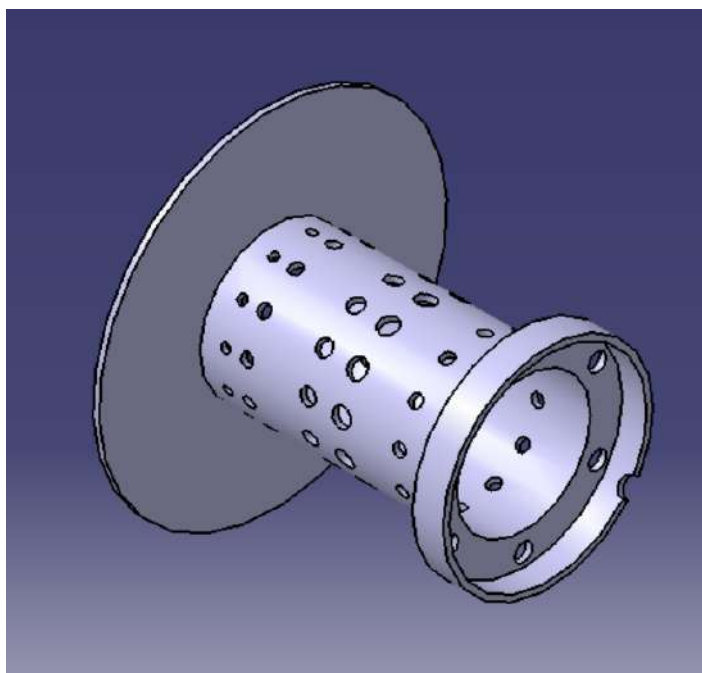


图4.22：内火焰管等轴测视图

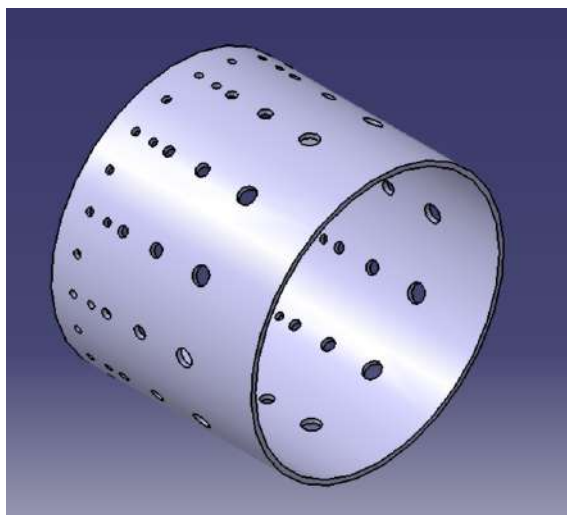


图4.23：外火焰管等轴测视图

4.2.7 燃料分配器

该设计从绘制一个直径为3毫米的管开始。在管的基础上，使用CAD软件的填充和口袋功能创建了6个针，用于将燃料分配到汽化管。这些针类似于真实的针，进一步用于小型涡轮喷气发动机的构建。燃料环的图像如图4.24所示。

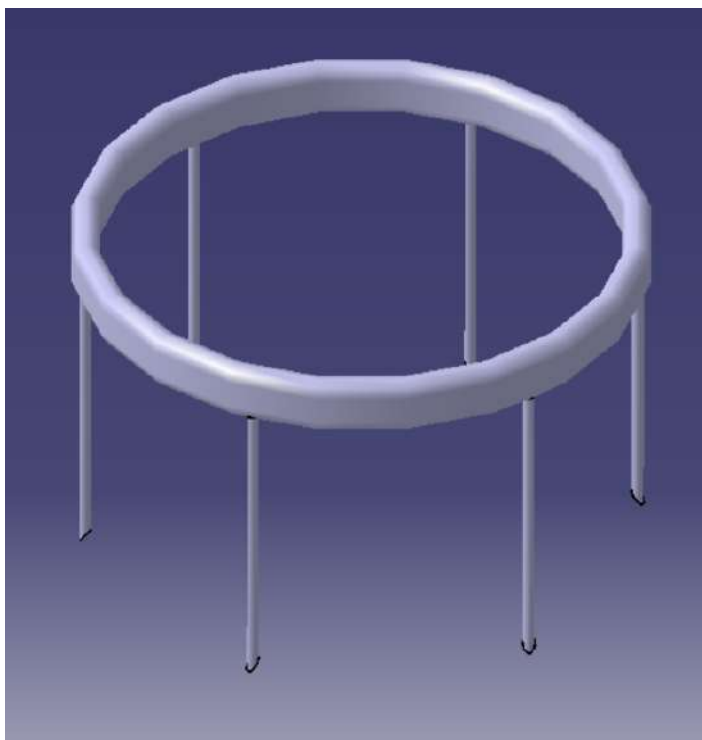


图4.24：燃料环

4.2.8 喷嘴导向叶片系统

这一部分是根据从在线视频中观察到的导向叶片系统 [38]设计的。该设计作为一个整体部件，而不是通过不同部件组装而成。首先，创建了一个基座，一端将固定轴壳。围绕基座和导向叶片的部分是通过多截面和去除实体功能创建的，如图4.25所示的草图中展示。

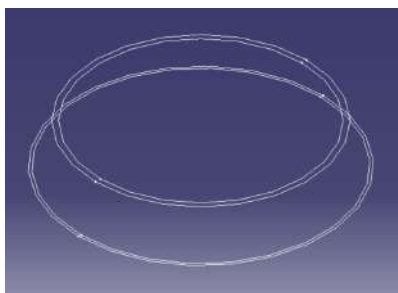


图4.25：导向叶片系统

涡轮叶片的设计与压缩机和涡轮叶片的设计过程相似。唯一的改变是在绘制草图时选择的计划位置。有两个草图，其中一个连接到涡轮的基座，而第二个则连接到一个垫圈。垫圈是设计的最后一部分，定位于与导向叶片系统的周围顶部部分对齐。在实体设计完成后，开孔以便螺栓固定到轴壳以及涡轮侧的间隔件。最终部件展示在图4.26和图4.27中。

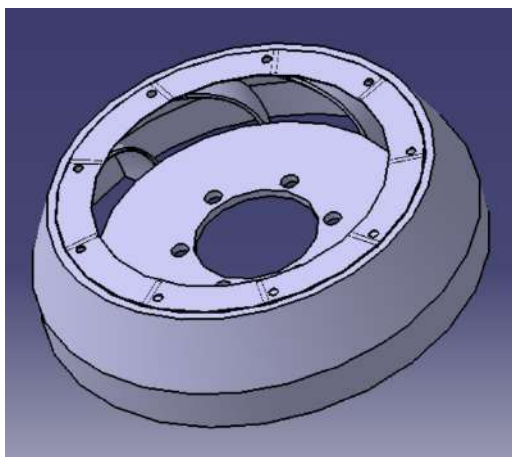


图4.26：喷嘴导向叶片系统视图

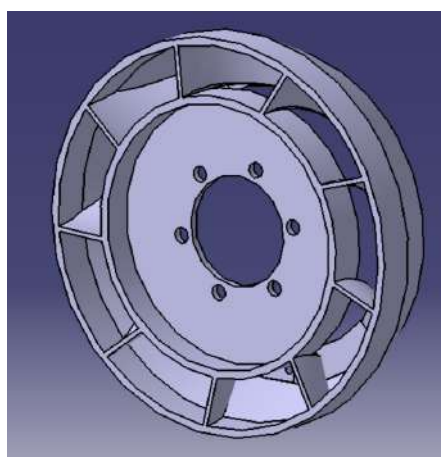


图4.27：喷嘴导向叶片系统视图

4.2.9 涡轮

尝试复制涡轮RHB31 VZ21的涡轮的过程与压缩机设计相似。首先，设计了涡轮叶片的基础，遵循进口直径，如图4.28所示。第二步是从视觉角度设计叶片的草图。叶片的设计分为两个草图，分别对应两种不同的高度，即进口叶片高度和出口叶片高度，如图4.29所示。

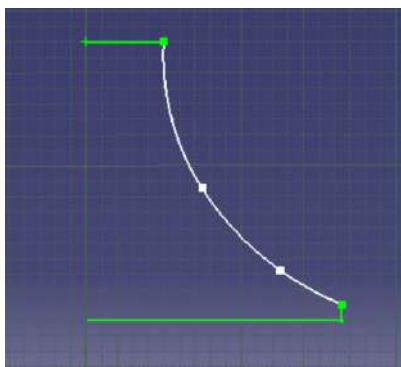


图4.28: 涡轮轴操作草图

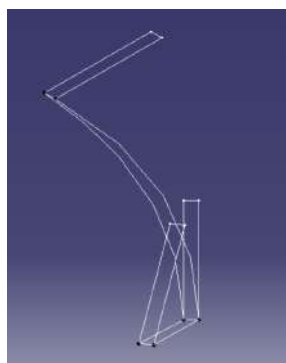


图4.29: 涡轮叶片草图

设计通过依次使用轴和多截面实体功能完成。最终产品如图4.30所示。

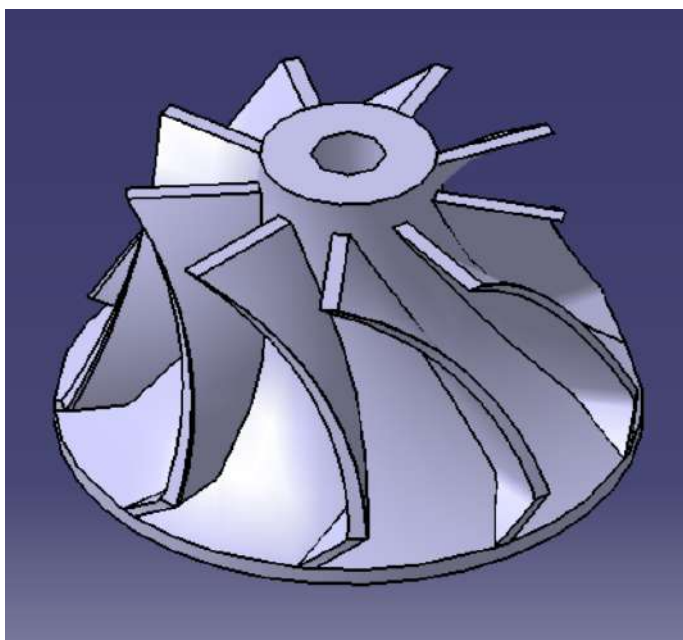


图4.30: 涡轮等轴测视图

4.2.10 排气喷嘴、外壳和轴承

涡轮的测量是从排气口和进口直径开始的，以及叶片的高度，以便根据所提到的直径和高度设计排气喷嘴，首先从圆周的草图开始。接着使用移除和多实体功能，应用于图4.31中所示的草图。此外，在排气喷嘴的底部添加了一个圆形件作为连接器，允许螺栓通过并将导向叶片系统、排气喷嘴和外壳固定在一起。最终产品如图4.32所示。

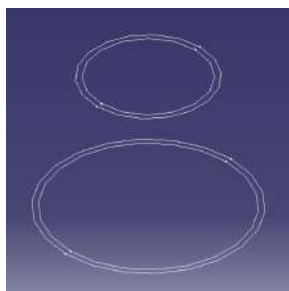


图4.31：排气喷嘴草图

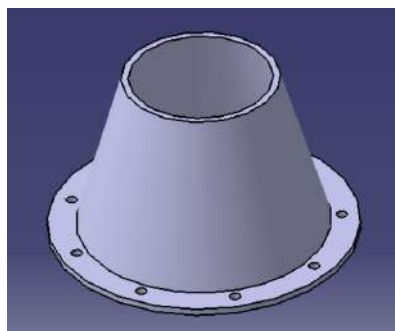


图4.32：排气喷嘴等轴测视图

外壳是最容易设计的组件，因为它与燃烧室的设计程序相同。如图4.33所示。

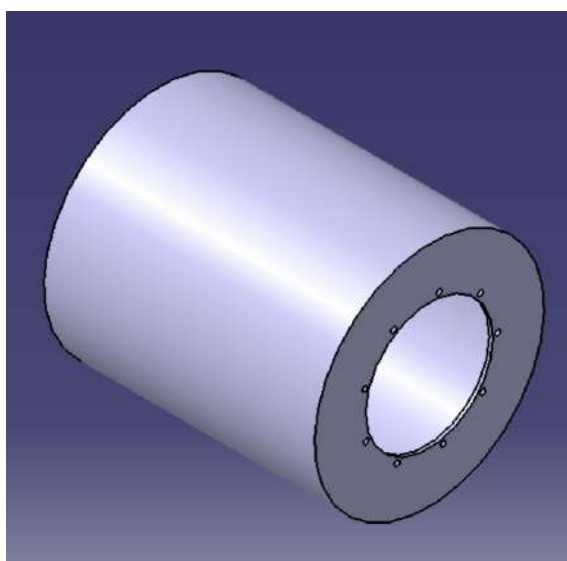


图4.33：外壳等轴测视图

最后的组件，轴承，是根据SKF公司网站提供的型号618/5 [39]的尺寸设计的。首先进行的是围绕球体的环的设计，使用图4.34中描述的草图进行轴操作。接下来也是最后一步是球体的设计。这同样是针对图4.35中的草图进行的轴操作设计，随后应用了一个圆形图案，将球体增加到九个，正确定位。轴承618/5的复制品展示在图4.36中。

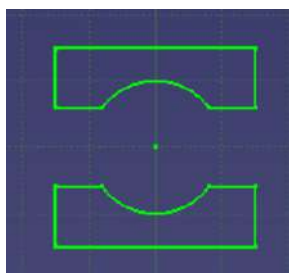


图4.34：轴承壳草图

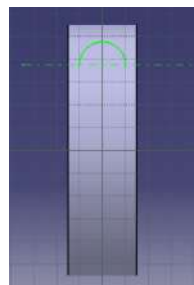


图4.35：轴承球草图

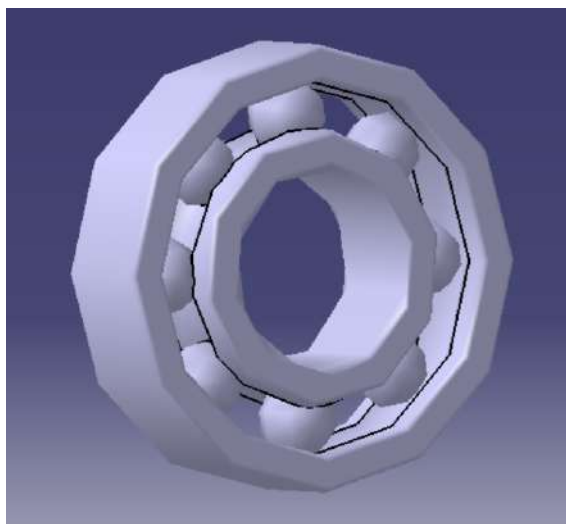


图4.36：轴承618/5示例

4.3 组件制造

在这个阶段，随着多个组件概念设计的完成，制造工艺开始启动。这个过程涉及一系列不同的机器和步骤，以生产所需的零件。大多数组件采用的原材料是不锈钢，以板材形式使用，这是由于这种钢材的物理特性，如耐腐蚀、耐极端温度和高强度 [41]。此外，在所查阅的文献中，这种材料常被用于小型涡轮喷气发动机的某些组件。另一种选择的原材料是铸铝，其特点是重量轻、高强度重量比、耐腐蚀、坚固、易于制造和组装设计 [42]。

生产阶段开始于从可用的发动机缸体残余中铸造铝。第一步是切割足够的铝用于铸造过程。一些钢废料被切割并焊接成一个杯子，用于熔化铝，以及在铝锻造完成后制作模具并填充它们。为了锻造，炉子如图4.37所示加热，火炬放置在底部孔中。为了在铝熔化时获得尽可能少的杂质，使用了一种化学物质碳酸钠，当它与液态铝混合时，会将大部分材料杂质推到铸造杯的顶部。然而，这种净化方法并不完全有效。随后，铸铝被倒入预先获得的钢模中。模具相对简单，由厚大管状钢和底座组成。模具选择了大直径，以便为加工过程留出余地。当铝冷却后，通过用砂轮切割模具将其取出。铸铝如图4.38所示。



图4.37: 炉



图4.38: 铸铝

制造工艺分为不同的部分，每个部分根据用于制造组件的加工程序进行分类，从而解释了如何以及通过相应的工艺制造了哪些零件。

4.3.1 成型工艺

不锈钢是从一家金属加工店获得的，形式为一毫米厚的板材。首次尝试使用不锈钢板时，厚度为0.5毫米，因为 [29]推荐使用这种厚度。然而，该板材的厚度不足以应用所需的制造方法，因此选择了一毫米厚的板材。

首先，利用CATIA V5根据尺寸设计了平面形状的零件。草图或蓝图是通过具有文件格式规范.dxf的保存选项实现的。文件格式.dxf对于水刀切割机的软件来说是必要的，以读取不锈钢板上要进行的切割线条。图4.39展示了一个零件样本。

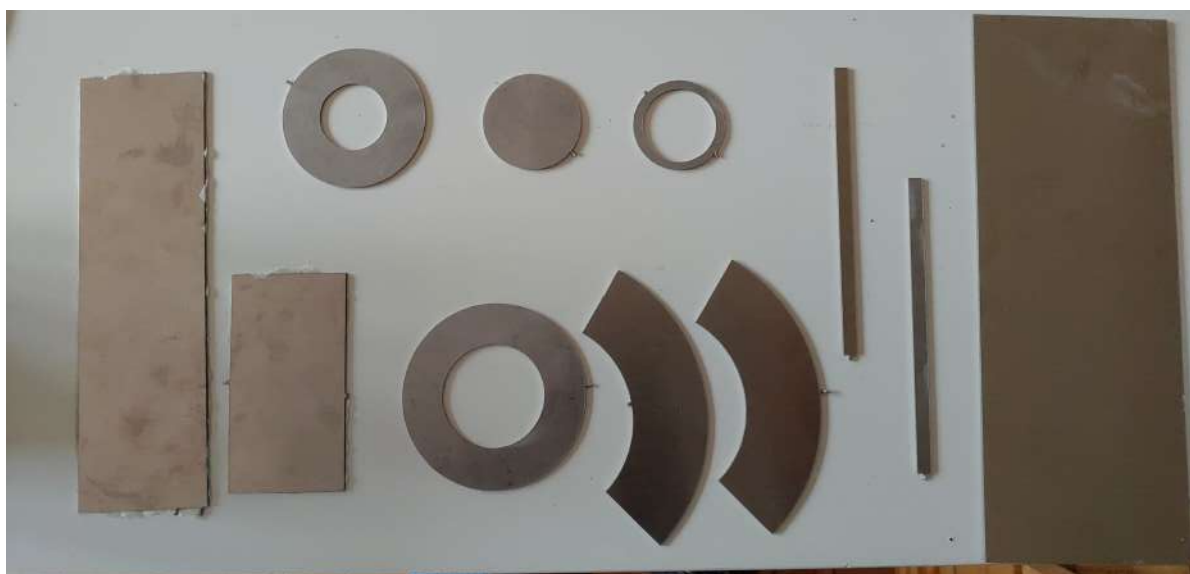


图4.39: 水刀切割样品

接下来的步骤是为燃烧室钻孔，随后在图4.39左端的两个矩形件的盖子上贴上纸胶带。

微型涡轮喷气发动机的设计与制造

在两块矩形件的顶部贴上纸胶带，并用尺子和三角板在纸胶带上画出线条和点。当钻孔位置标记完成后，使用立式钻床和以下直径（以毫米为单位）的钻头进行钻孔：0.75, 1, 1.5, 2, 2.5, 3, 3.5。在第一次尝试中，使用0.5毫米的薄板可以钻孔，但由于钻头厚度较小，导致其过于脆弱。因此，在整个钻孔过程中，较薄的钻头即使采取了适当的钻孔方法（如使用冲子在薄板上标记孔位以使钻头更稳定和精确），仍然断裂。当钻头在钻孔时出现阻力时，使用油来辅助钻孔。即使在钻孔时小心谨慎，由于厚度增加到一毫米，孔的直径被改为2, 2.5, 3和3.5毫米。图4.40和4.41展示了用于钻这两块小薄板的方法和已完成的钻孔。

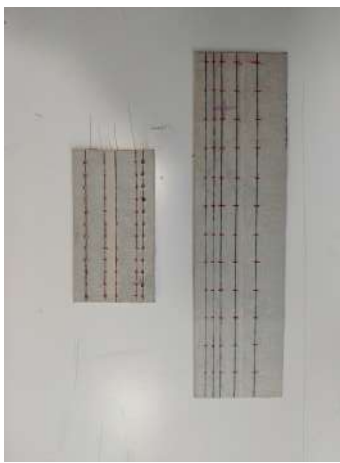


图4.40：普通火焰管上的孔

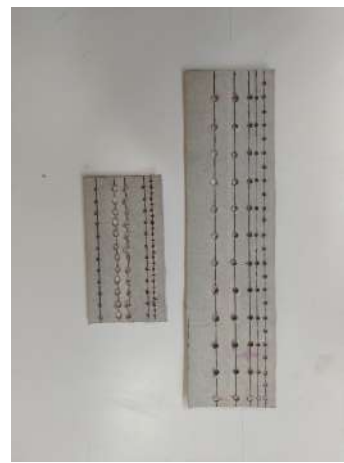


图4.41：已钻孔的普通火焰管

用不锈钢制成的零件是通过使用比加工件更宽的木制敲击块成型的。这是为了确保零件的形成均匀，不会折叠。零件必须围绕一个足够坚固的管子进行成型，以免在敲击时折叠。管子的直径必须略小于所需的直径，尽管这种技术并不完全准确，这导致零件的直径与设计的组件尺寸有所不同。在使用敲击块之前，曾使用滚轮来成型零件，但由于板材的厚度无法在滚轮之间通过，无法使零件成圆形。下面展示了手工成型的零件。



图4.42：排气喷嘴



图4.43：内火焰



图4.44：外火焰



图4.45：外壳管

4.3.2 铣削工艺

涡轮

下一步是拆卸用于本论文的涡轮增压器的核心，拆下压缩机和涡轮与轴的连接。压缩机很容易拆下，因为它只是用螺母固定。在轴的另一侧，涡轮通过摩擦焊接到轴上，使用砂轮将其与涡轮顶部的螺母一起拆除。随后，在铣床上对涡轮的中心进行钻孔，以获得一个好的钻孔，以适应设计的轴。由于涡轮材料经过硬化，使用钻头从一端到另一端穿透涡轮，如图4.46所示。然而，由于选择的钻孔方法无效，钻孔未能与涡轮对中，导致未来无法使用此涡轮，因为在高速下使用此涡轮会将小间隙扩大成巨大的间隙，导致严重事故，危及涡轮周围的生命。最佳的钻孔方法是保留与涡轮连接的轴，并将其固定在车床的正确位置上，以确保钻孔居中。



图4.46：已钻孔的涡轮

喷嘴导向叶片系统

喷嘴导向叶片系统是基于一位有经验的人在网制作小型模型涡轮喷气发动机的程序而设计的[38]。喷嘴导向叶片的周围部件被切割和焊接。虽然，为了完成这个系统，叶片是从另一个涡轮中切割出来的，其中使用砂轮将叶片从转子上逐个分离出来。后来，为了适应周围部件和涡轮的底座，去掉了一些叶片的宽度。从另一个涡轮中取出的叶片如图4.47所示。



图4.47：喷嘴导向叶片系统的叶片

微型涡轮喷气发动机的设计与制造

制造这个组件的最后一步是将叶片焊接在两个金属片之间，如图4.48和图4.49所示。不幸的是，由于焊接技术释放的热量过多，考虑到组件的尺寸和厚度，无法将叶片固定在这个组件中。

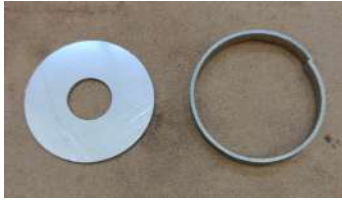


图4.48：涡轮的底座



图4.49：喷嘴导向叶片系统的周围和上部

图4.48中的垫圈是涡轮的底座，与旁边的矩形一起构成喷嘴导向叶片系统的内部部分，叶片的一部分将焊接在此处。图4.49展示了该系统的三个外部部分：一个围绕叶片的下部，一个放置在下部件上的锥形件，然后是焊接在锥形件上部底座的垫圈。

4.3.3 车床工艺

铝

铝组件的加工方式与其他组件不同。这种材料是通过使用车床进行加工的。铝组件的蓝图被打印出来，然后才对铸造材料进行加工。铸块被放置在车床上，并在适当的设置中固定。随后，对铸铝进行加工，去除必要的材料，以获得具有正确形状和尺寸的设计。然而，要加工这些零件并获得设计的精确物理副本是极其困难的，因为即使在操作时非常小心，也无法知道车床是否去除了正确数量的材料。使用车床加工的组件是轴壳和进口法兰，分别在图4.50和图4.51中标示。压缩机罩和扩散器本应在UBI的FABLAB的立式加工中心制造。不幸的是，由于这两个零件的尺寸较小，需要极其精密的机械设备，因此无法生产。



图4.50：轴壳



图4.51：进口法兰

不锈钢

另一个使用车床加工的零件是轴。该组件由不锈钢实心圆柱体制成，按照轴制造所获得的尺寸进行加工。然而，推荐的材料是抗拉等级为12.9或10.6的钢螺钉，因为该组件在涡轮和压缩机工作时需要承受巨大的张力 [29]。图4.52展示了经过上述制造过程后获得的轴。



图4.52：轴

4.3.4 钎焊工艺

环支架被钻了六个孔，借助转移和穿刺标记了孔的位置。随后，用三毫米钻头进行钻孔，以便汽化管能够嵌入孔中。这些管子是用直径三毫米的不锈钢切割而成的。小管子被焊接到燃料环支架上，以便后续安装燃料环分配器，如图4.53所示。分配器由与汽化管相同的管子制成，必须被塑造成一个小圆圈以适应环支架。钢丝贯穿整个管子的长度，以防止管子折皱，影响燃料的均匀分配。塑造管子方法被极其小心地应用，以防止管子折皱。尽管在处理管子时采取了谨慎措施，但仍无法将其塑造成合适的尺寸，如图4.54所示。



图4.53：燃料环支架



图4.54：燃料环

4.3.5 焊接工艺

成型件的两端被焊接，在这个过程中，只有一些被塑造成最终形状。使用的焊接类型是钨极气体保护电弧焊或TIG。焊接过程是选择较厚不锈钢板的原因之一。焊接提供的热量可能会熔化部分零件，使用较薄的板材时这种可能性更大。然而，即使厚度增加，也只能焊接下图所示的组件。其余组件无法焊接，因为零件的两端必须无缝对接。使用砂纸打磨零件的末端，磨去不平整的部分，以防止在连接对接时出现空气泄漏。然而，正如所示，焊接所有零件是不可行的。

焊接件：



图4.55：排气喷嘴



图4.56：外壳



图4.57：内火焰管前视图



图4.58：内火焰管后视图



图4.59：外火焰管



图4.60：喷嘴导向叶片外部零件



图4.61：喷嘴导向叶片系统的内部零件

第5章

结论

本论文的主要目标是构建一个小型涡轮喷气发动机，首先对涡轮喷气发动机的组件和工作循环进行了研究。喷气发动机的研究本身就是一个挑战，因为可用的信息量非常大，这使得在开发涡轮喷气发动机之前选择最重要的概念变得困难。

这篇论文给作者提供了学习这种发动机背后部分科学原理的机会，以及如何构建涡轮喷气发动机的实践知识，这些知识不是每天都能学到的，当然也不可能在课堂上学到。这篇论文实现了两个目标中的一个。设计已经完成，并给出了说明，以便未来的工作可以基于所采取的步骤进行。不幸的是，由于缺乏适当的制造手段，这台发动机的建造未能实现。

5.1 缺点

本项目的设计主要基于Thomas Kamps的书籍[29]，作者对此深表感谢。关于如何制造涡轮喷气发动机，特别是带有径向压缩机/涡轮组的发动机，除了Kurt Shreckling和前述的书籍外，几乎找不到相关信息。尽管如此，他们的发动机并未涉及径向涡轮，而是轴流式涡轮。这两本书详细描述了涡轮喷气发动机的制造过程，所有步骤都明确说明。由于该发动机基于经验数据，其尺寸并不确定，无法保证发动机的尺寸是否适合所用的压缩机。只有通过喷气发动机的建模和测试经验，才能确保组件的尺寸使发动机运行无碍。

在实验阶段，尝试制造这台涡轮喷气发动机时遇到了许多障碍。第一个问题是增加了不锈钢板的厚度。这对零件的制造产生了重大影响，因为这使得手工成型零件更加困难，无法将其调整到设计组件的适当尺寸。由于板材的厚度，无法使用滚轮。使用滚轮本会极大地帮助更精确地滚动零件，并且有助于焊接，因为使用滚轮可以得到一致且对齐的零件。

关于焊接工艺，最关键的障碍无法得到充分解决，因为在第4.3章中提到的技术不允许将零件按预期方式放置，阻碍了本论文主要目标的实现。尽管有该技术，零件的尺寸要求制造的精确度极高，对于一个实验任务的初学者来说，确实很难做到。

5.2 未来工作和建议

由于涡轮喷气发动机涉及的主题范围广泛，基于本论文的进一步研究可以展开。由于该发动机的制造尚未完成，第一个可能的工作是完成该项目，并且如果可能的话，应生成压缩机的立体光刻文件，以便准确设计压缩机罩，遵循压缩机的曲率，这是空气高效引入、压缩和发动机运转的重要因素。

对于发动机的测试，作者建议在可能的情况下进行轴校准。此外，应为这种类型的发动机开发轴流涡轮。这将有助于制造过程，例如喷嘴导向叶片系统的生产。

本论文后续的未来工作可能包括：

- 使用适当的技术完成该发动机的开发。
- 研究和制造与压缩机相匹配的轴流涡轮。
- 对喷气发动机的气流进行计算流体动力学研究，并检查设计组件中可以改进的地方。
- 开发一个测试工作台。

参考文献

[1] Turkey Mehmet、Gurgen Selim、Keskin Goksel、Durmus Seyhun、Kushan Melih Cemal。关于微型涡轮喷气发动机和涡轮喷气发动机的军事无人机应用研究。载于：第21届国际会议AFASES；2019年5月；罗马尼亚巴索夫。v, vii, 1

[2] “飞行历史” [在线]。可在以下网址获取：
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/UEET/StudentSite/historyofflight.html>
(访问于2019-03)。1

[3] “音速” [在线]。可在以下网址获取：
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/sound.html> (访问于2019-03)。
1

[4] “亚历山大的希罗发明了蒸汽机” [在线]。可在以下网址获取：
<https://www.greekboston.com/culture/inventions/steam-engine/> (访问于2019-03)。

[5] “蒸汽球” [在线]。可在以下网址获取：
<https://en.wikipedia.org/wiki/Aeolipile> (访问时间：2019-03)。xi, 3[6] Hünecke Klaus, 喷气发动机：理论、设计与操作基础，第6版，Motorbooks International, 2003。xi, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 18, 19, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 29[7] “牛顿运动定律” [在线]。可在以下网址获取：
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/newton.html> (访问时间：2019-03)。
3[8] 劳斯莱斯公司，喷气发动机，第5版，劳斯莱斯公司，1996。xi, 4, 5, 7, 8, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27[9] “Kurt Shreckling” [在线]。可在以下网址获取：
https://en.wikipedia.org/wiki/Kurt_Schreckling (访问时间：2019-03)。4[10] Shreckling Kurt, 模型飞机用燃气涡轮机，第5版，Traplet Publications, 2003。4, 30[11] El-Sayed Ahmed F., 飞机和火箭推进基础，Springer, pp 531-588, 2016。xi, 6, 15, 16, 17, 18[12] 陈敏，张坤，唐海龙，涡轴发动机整体性能分析的概率设计方法，机械工程进展，2014;1(12), doi: 10.1155/2014/976853, 2014年5月。xi, 6[13] C. Weston Kenneth, 能量转换，电子版，2000。8[14] Çengel Yunus A., Boles, Michael A., 热力学：工程方法，第8版，McGraw-Hill Education, 2015。xi, 9, 10, 11[15] “理想布雷顿循环” [在线]。可在以下网址获取：
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html>。(访问时间：2019-03)。10

[16] “布雷顿循环” [在线]。可在以下网址获取：

<https://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node28.htm> l.

(访问于2019-03)。xi, 11, 12[17] C. Oates Gordon, 燃气涡轮和火箭推进的气动热力学, 第3版, 美国航空航天学会, 西雅图, 华盛顿, 1998年。12, 14, 15, 20, 21, 23[18] Fahlstrom Simon, Pihl-Roos Rikard, 简单涡轮喷气发动机的设计与建造 [硕士论文], 乌普萨拉大学, 2016年。[19] “进气道性能”。可在以下网址获取：

<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/inleth.html>。(访问于2019-04)。

13[20] “压缩机热力学” [在线]。可在以下网址获取：

<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/compth.html>。(访问于2019-04)。

13[21] “燃烧室热力学” [在线]。可在以下网址获取：

<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/burnth.html>。(访问于2019-04)。

13, 14

[22] “燃料质量流量” [在线]。可在以下网址获取：

<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/fuelfl.html>。(访问时间：

2019-04) 。14

[23] “涡轮热力学” [在线]。可在以下网址获取：

<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/powtrbth.html>。(访问时间：

2019-04) 。14

[24] “喷嘴性能” [在线]。可在以下网址获取：

<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/nozzleh.html>。(访问时间：

2019-04) 。15

[25] “马赫数” [在线]。可在以下网址获取：

<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/mach.html>。(访问时间：2019-04)。

18[26] “进气道” [在线]。可在以下网址获取：

<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/inlet.html>。(访问时间：2019-04)。

xi, 19[27] Boyce Meherwan P., 燃气涡轮工程手册, 第二版, Gulf Professional

Publishing, 2002。xi, xv, 20, 21, 28, 29[28] “轴流压缩机” [在线]。可在以下网址获取：

<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/caxial.html>。(访问时间：2019-04)。

21[29] Kamps Thomas, 模型喷气发动机, 第三版, Traplet Publications, 2005。xi,

xii, xv, 22, 23, 29, 30, 31, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 45, 47, 55, 59, 63, 88

[30] 林建贵, Balint Daniel, Pietrzyk Maciej, 编辑, 金属成形过程中的微观结构演变, Woodhead Publishing, 页码384-394, 2012。可从Sciencedirect获取。27[31] C.Lyons William, J.Plisgam Gary, D.Lorenz Michael, 编辑, 石油和天然气工程标准手册, 第三版, 2016。29[32] “废气驱动涡轮增压器的历史” [在线]。可在以下网址获取: <https://en.turbolader.net/Technology/History.aspx>。(访问时间: 2019-05)。xi, 31, 32[33] Tsei Lauren, 汽车涡轮增压器的燃气涡轮发动机的设计与性能 [工学学士], 麻省理工学院, 2004年5月。32, 33[34] “涡轮技术 103| 专家: 压缩机特性图” [在线]。可在以下网址获取: https://www.garrettmotion.com/wp-content/uploads/2019/10/GAM_Turbo-Tech-103_Expert-1.pdf。(访问时间: 2019-05)。xi, 33[35] “涡轮技术 103| 专家: 压缩机特性图” [在线]。可在以下网址获取: <https://www.marineinsight.com/main-engine/what-is-turbocharger-surfing/>。(访问时间: 2019-05)。xi, 32[36] “涡轮增压器技术规格” [在线]。可在以下网址获取: <https://www.ecotrons.com/files/ECOTRONS%20Turbo%20VZ21%20-technical%20spec1.pdf>。(访问时间: 2019-05)。xi, xv, 33, 34, 35, 87[37] Alonzo Daniel, Crocker Alex, James Eric, Kingston III John, 微型涡轮喷气发动机的设计与制造 [理学学士], 伍斯特理工学院, 2018年3月。35[38] “从涡轮喷气发动机的建造到飞行——仅一步之遥” [在线]。可在以下网址获取: <https://www.youtube.com/watch?v=dYFYZ-g7fzA>。(访问时间: 2019-06)。39, 51, 57[39] “深沟球轴承SKF 618/5” [在线]。可在以下网址获取: <https://www.skf.com/units-housings/ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/index.html?designation=618/5>。(访问时间: 2019-10)。39, 53[40] 工业机械用滚动轴承, NSK运动与控制, 2016 39[41] “不锈钢 - 规格、等级和属性” [在线]。可在以下网址获取: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=2874>。(访问时间: 2020-01)。54[42] “铝及铝合金 - 铝挤压的特性优势和有益属性” [在线]。可在以下网址获取: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=4192>。(访问时间: 2020-01)。54

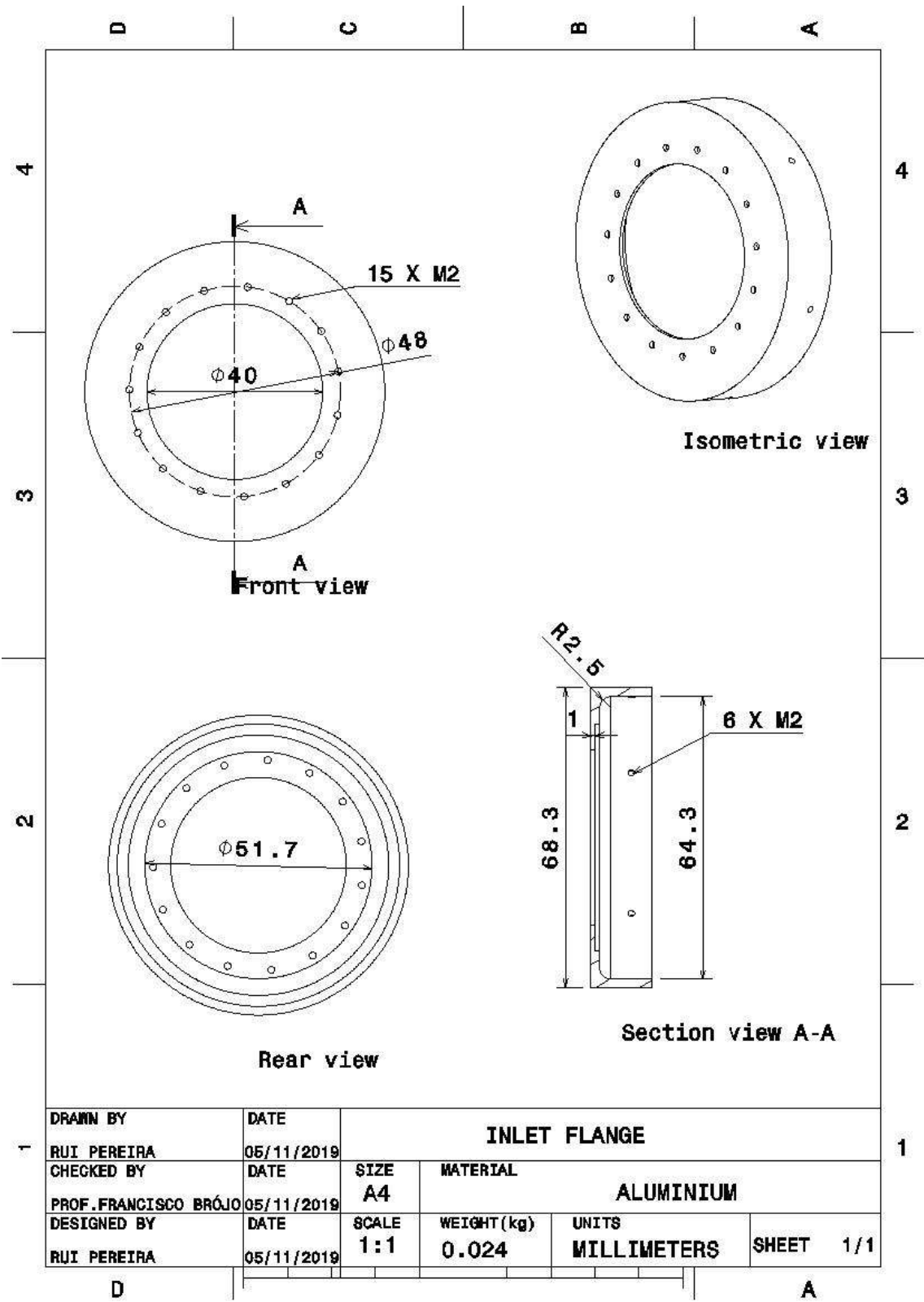
附录

附录A - 零件清单

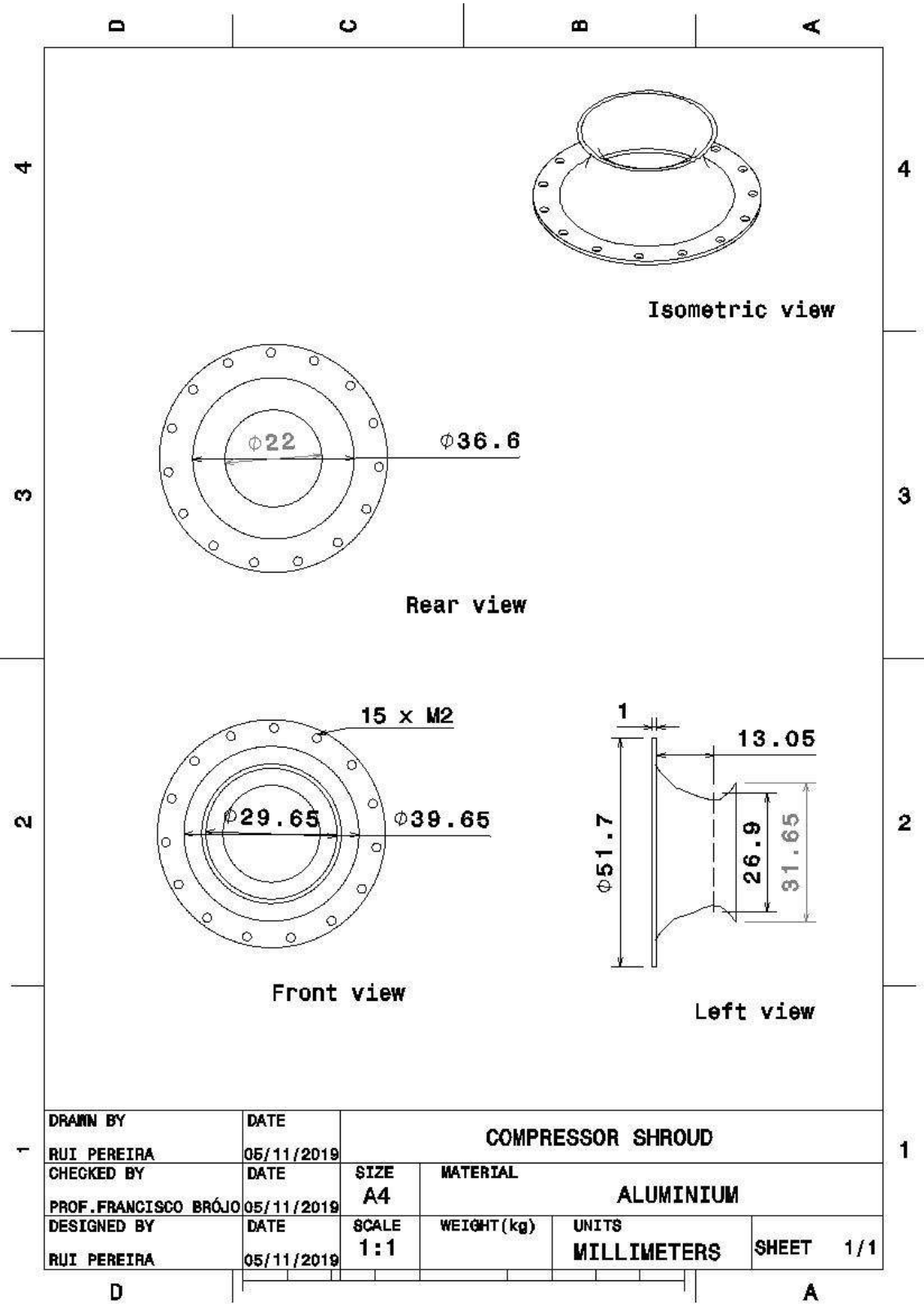
表1：零件清单

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

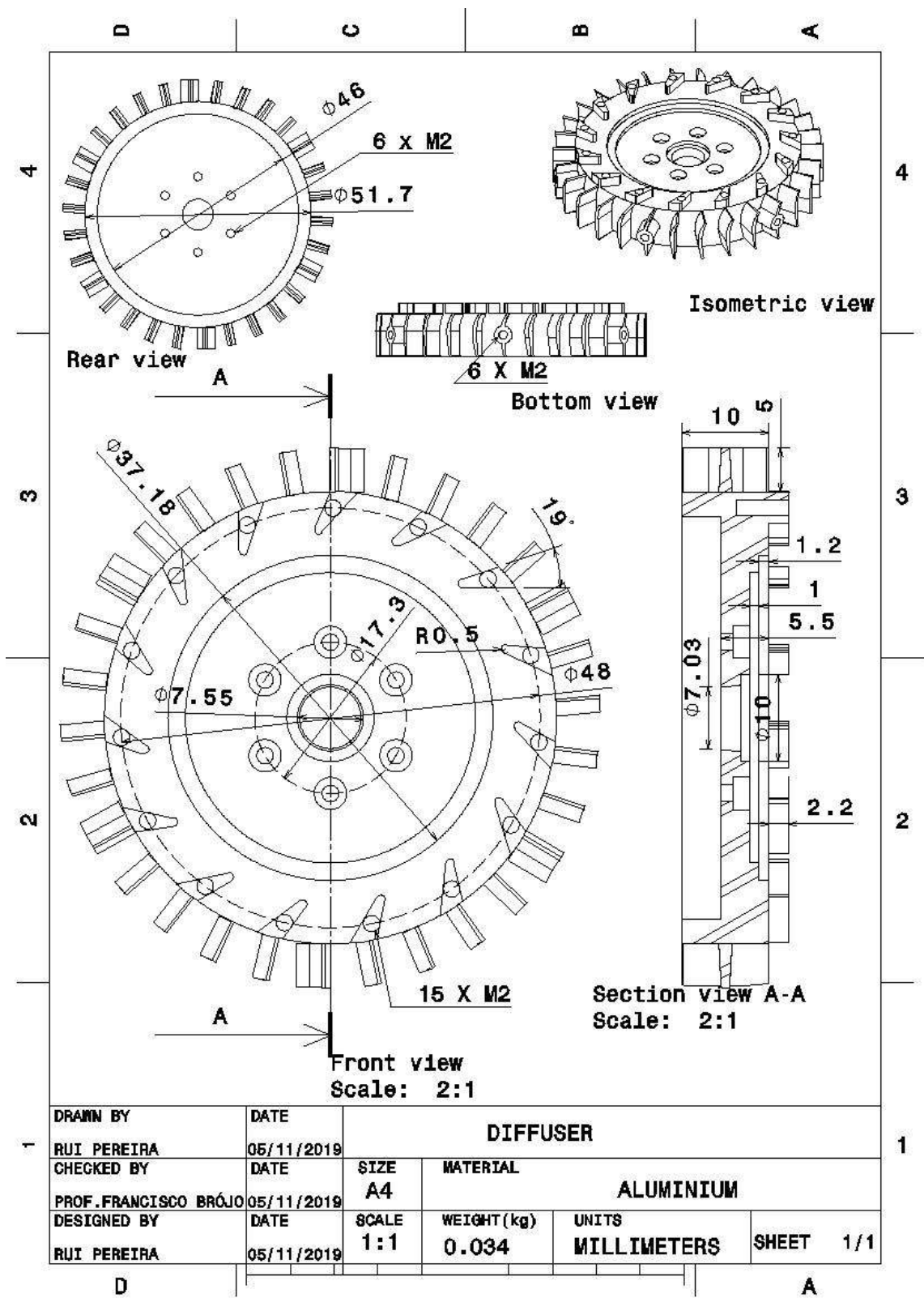
附录B - 涡轮喷气发动机组件的二维图



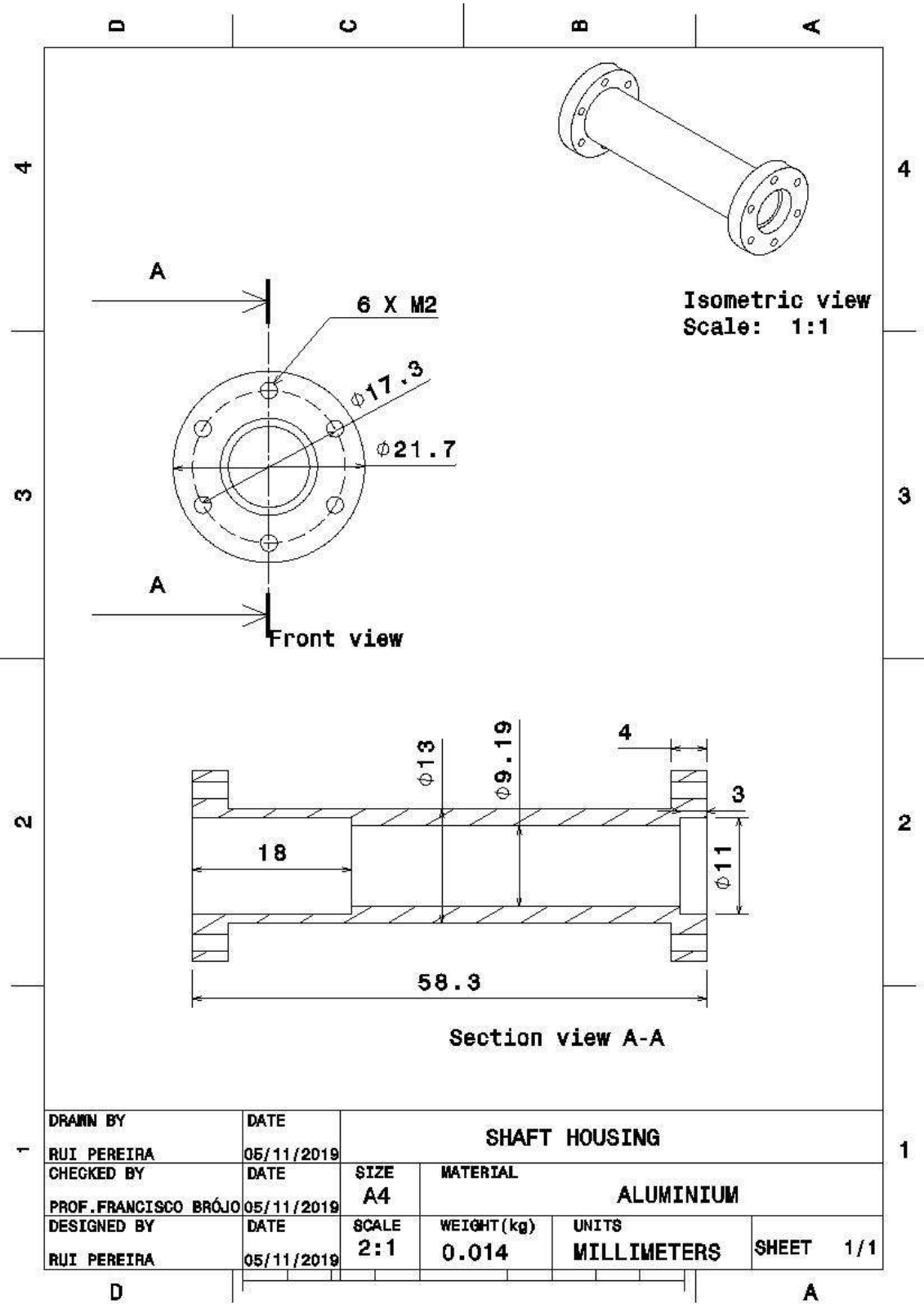
图B.1: 进口法兰



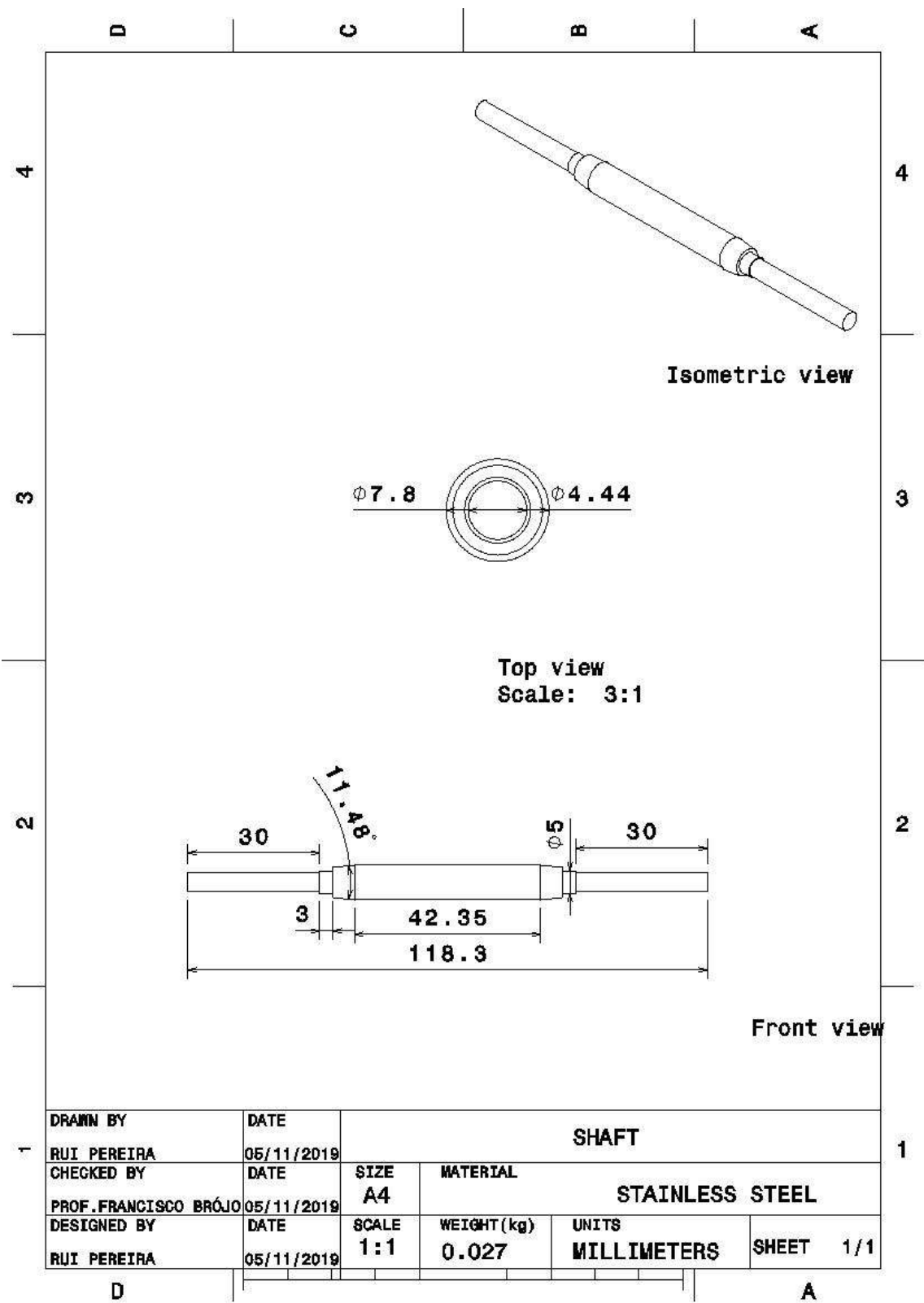
图B.2：压缩机罩



图B.3: 扩散器



图B.4: 轴壳



图B.5: 轴

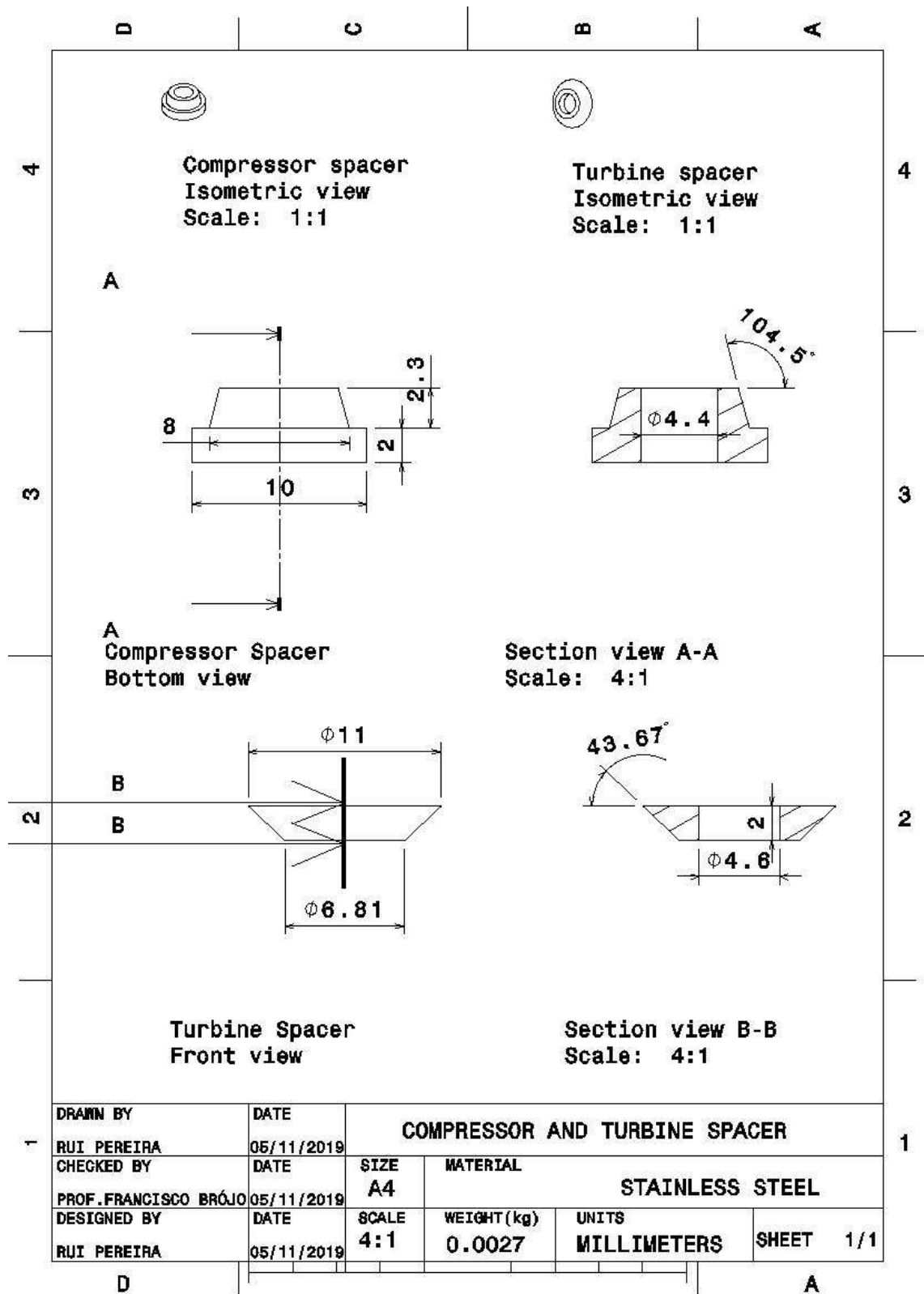
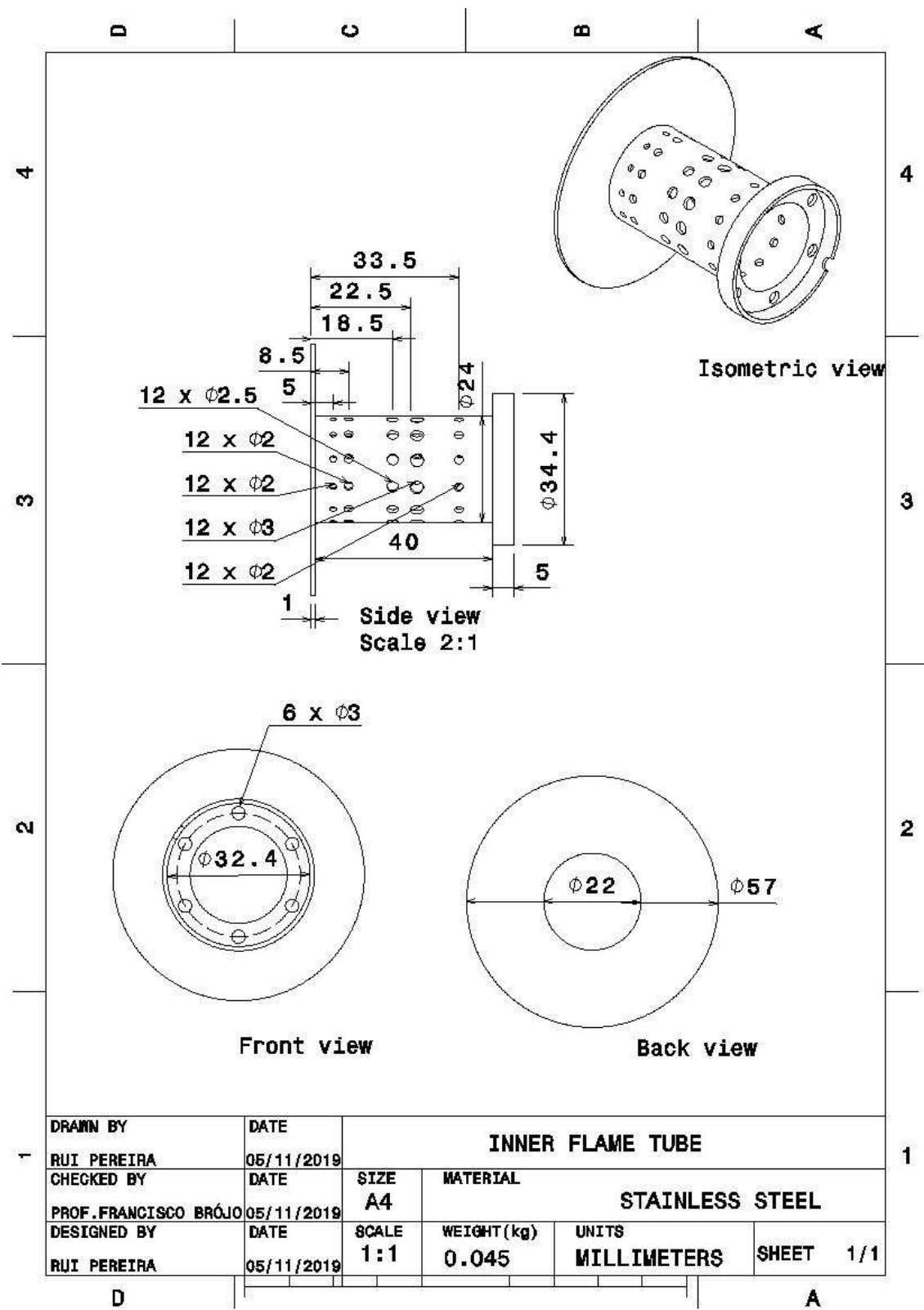
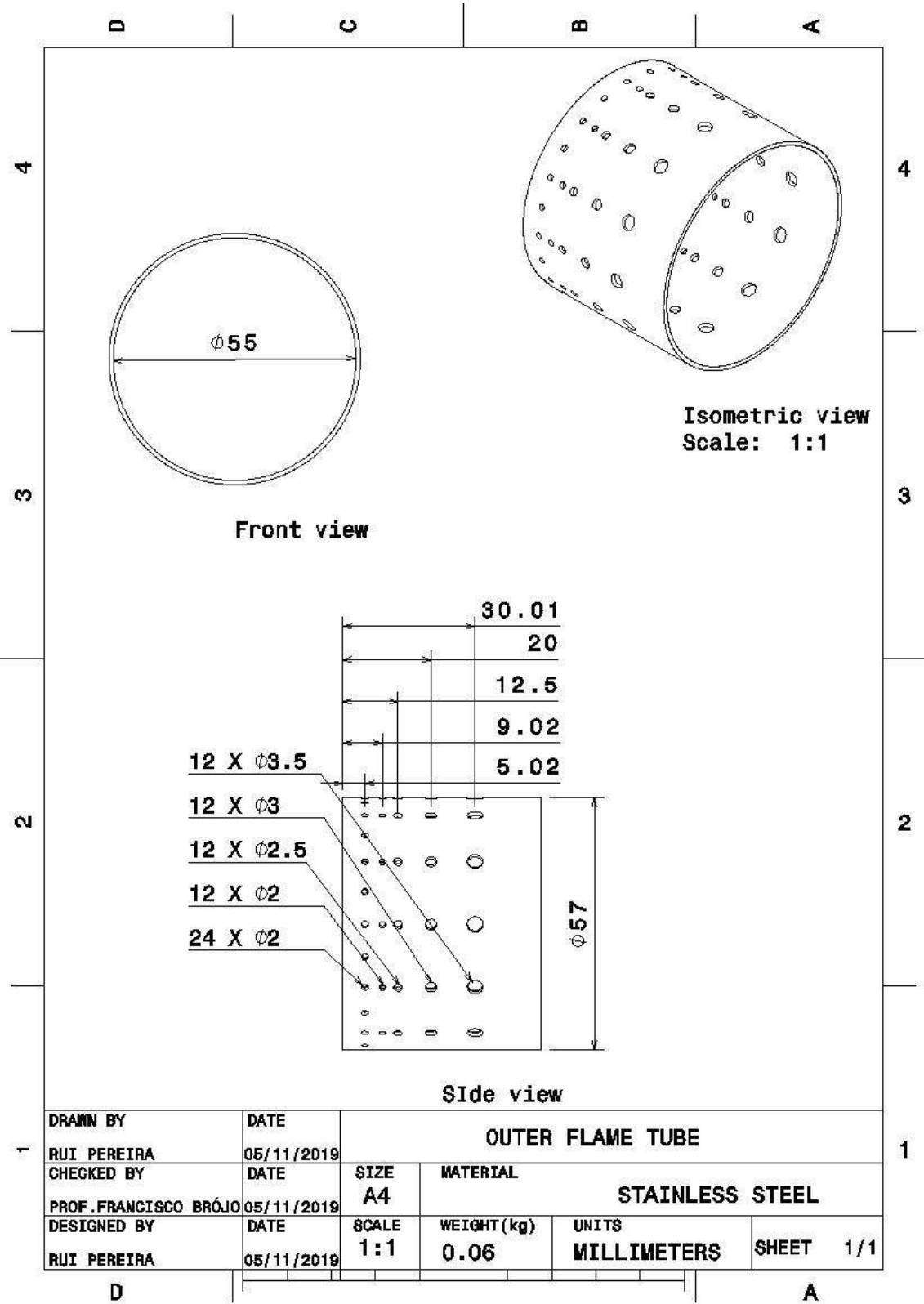


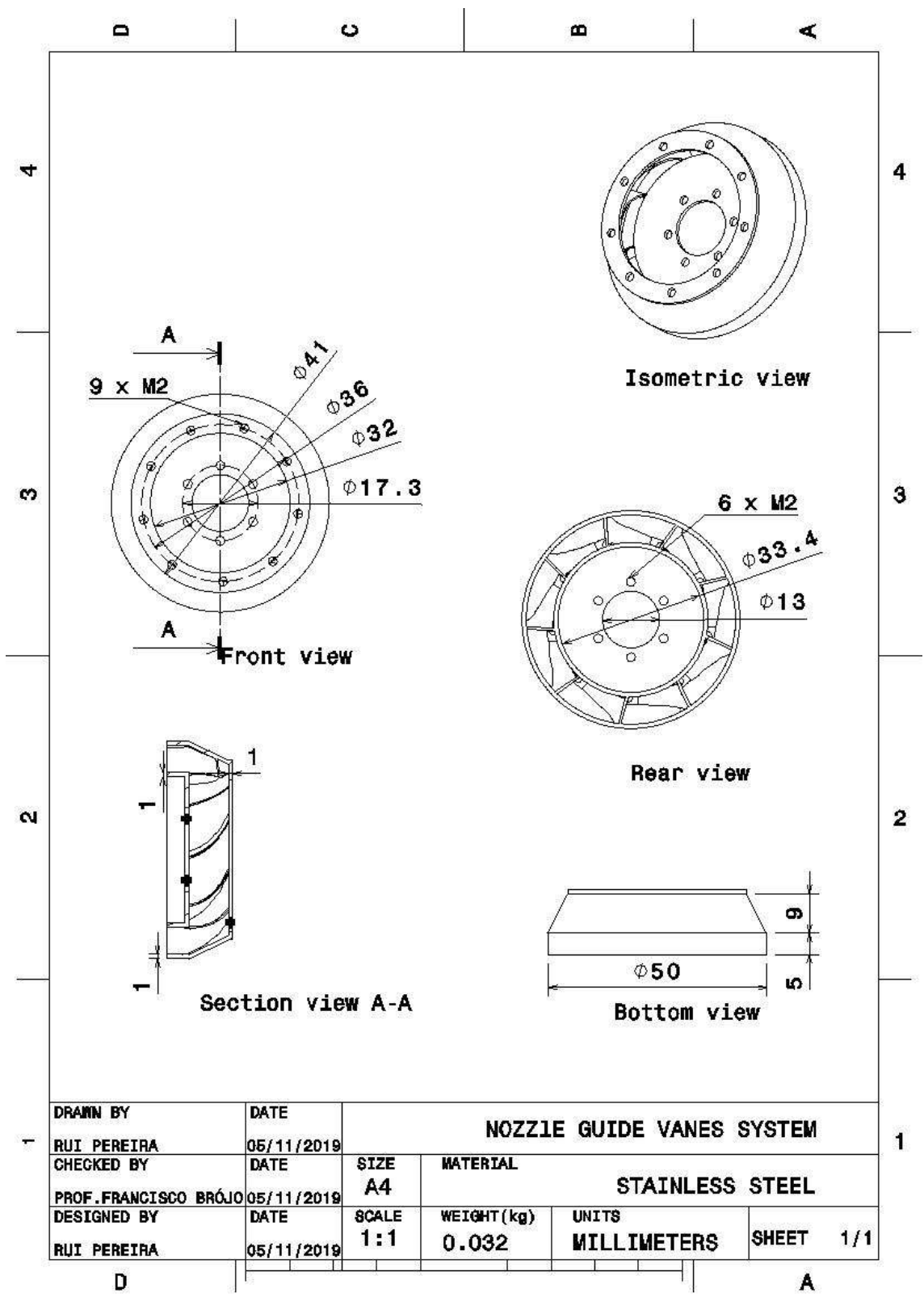
图 B.6: 间隔件



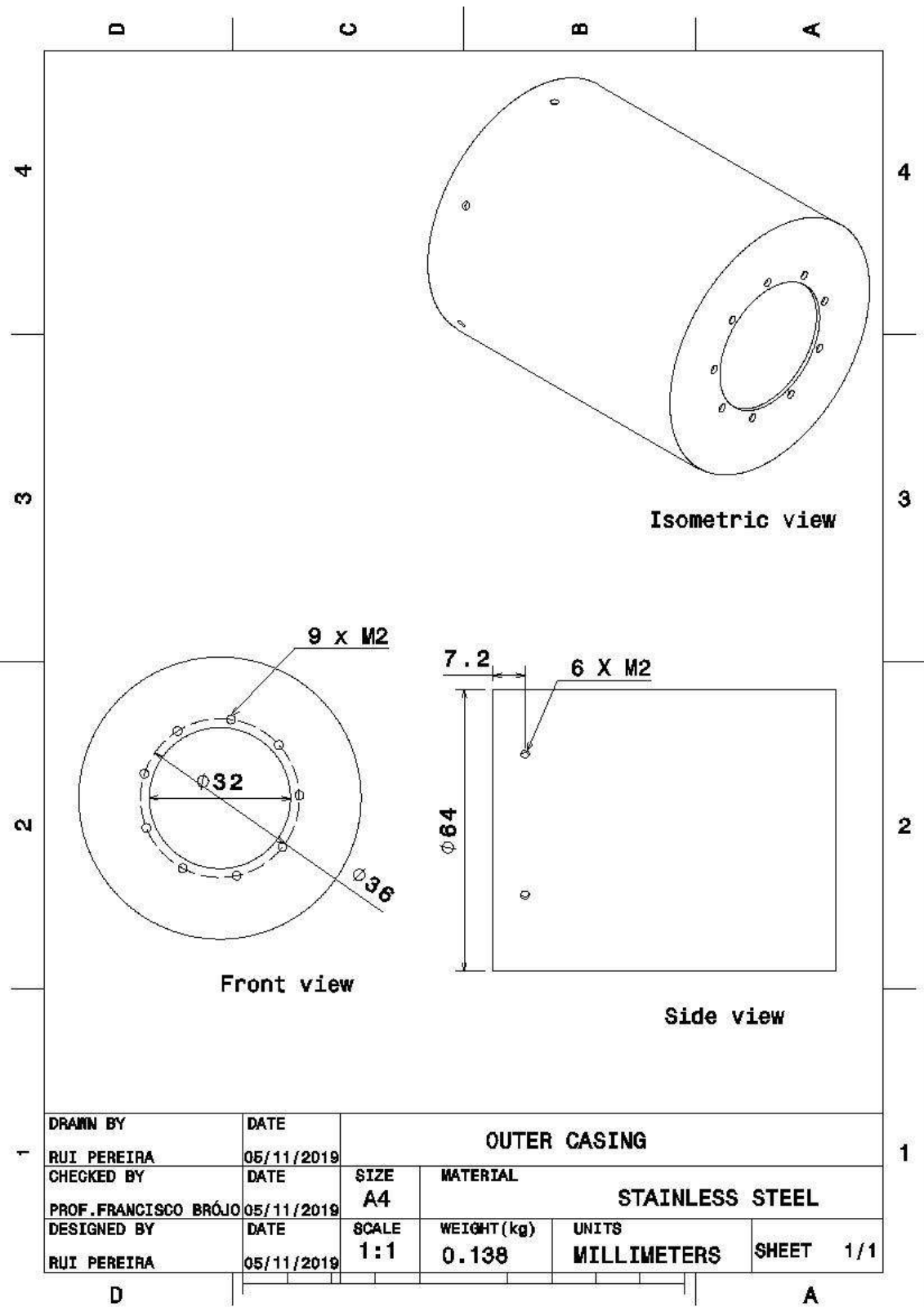
图B.7：带有燃料环支架的内火焰管



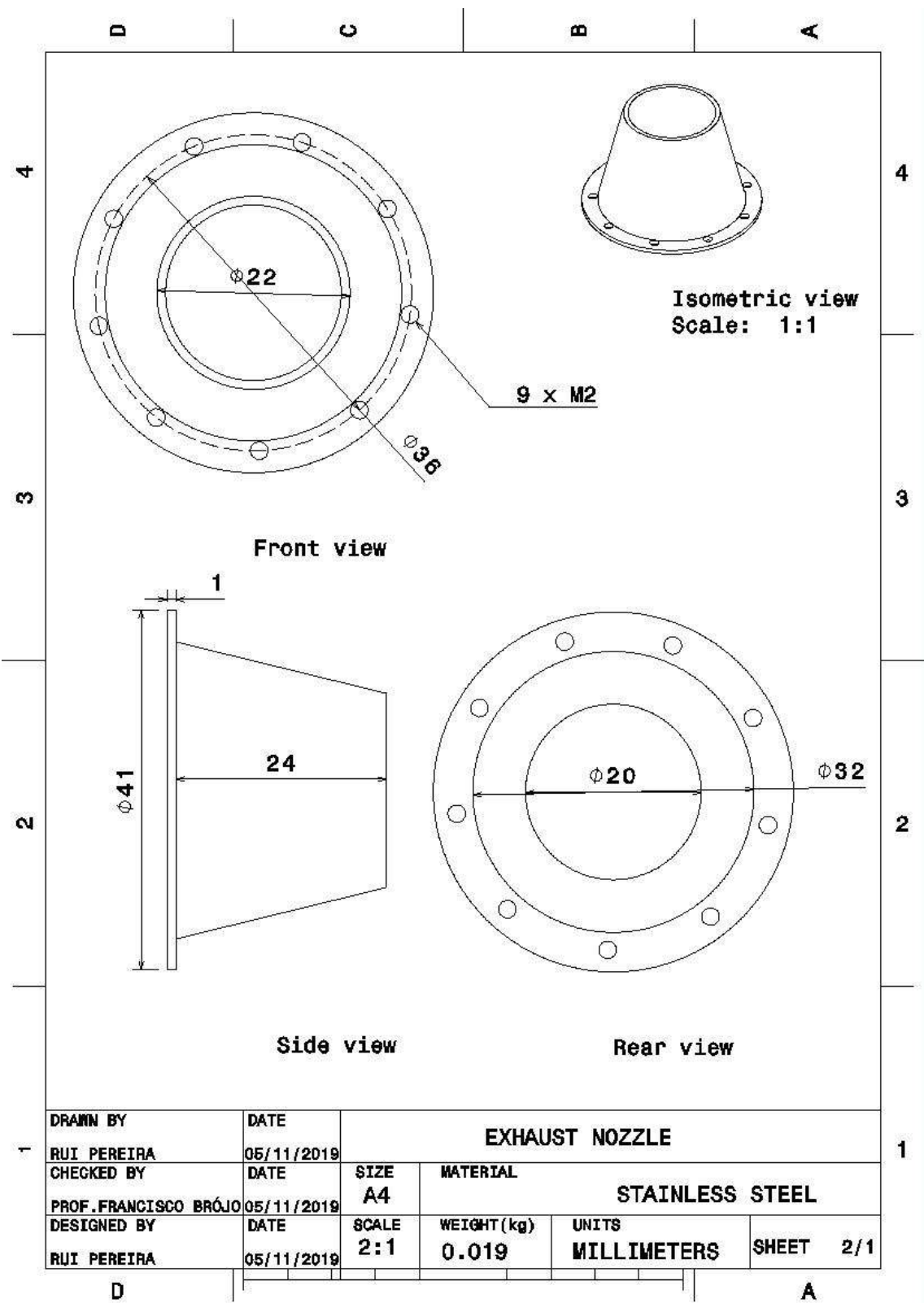
图B.8：外火焰管



图B.9：喷嘴导向叶片系统

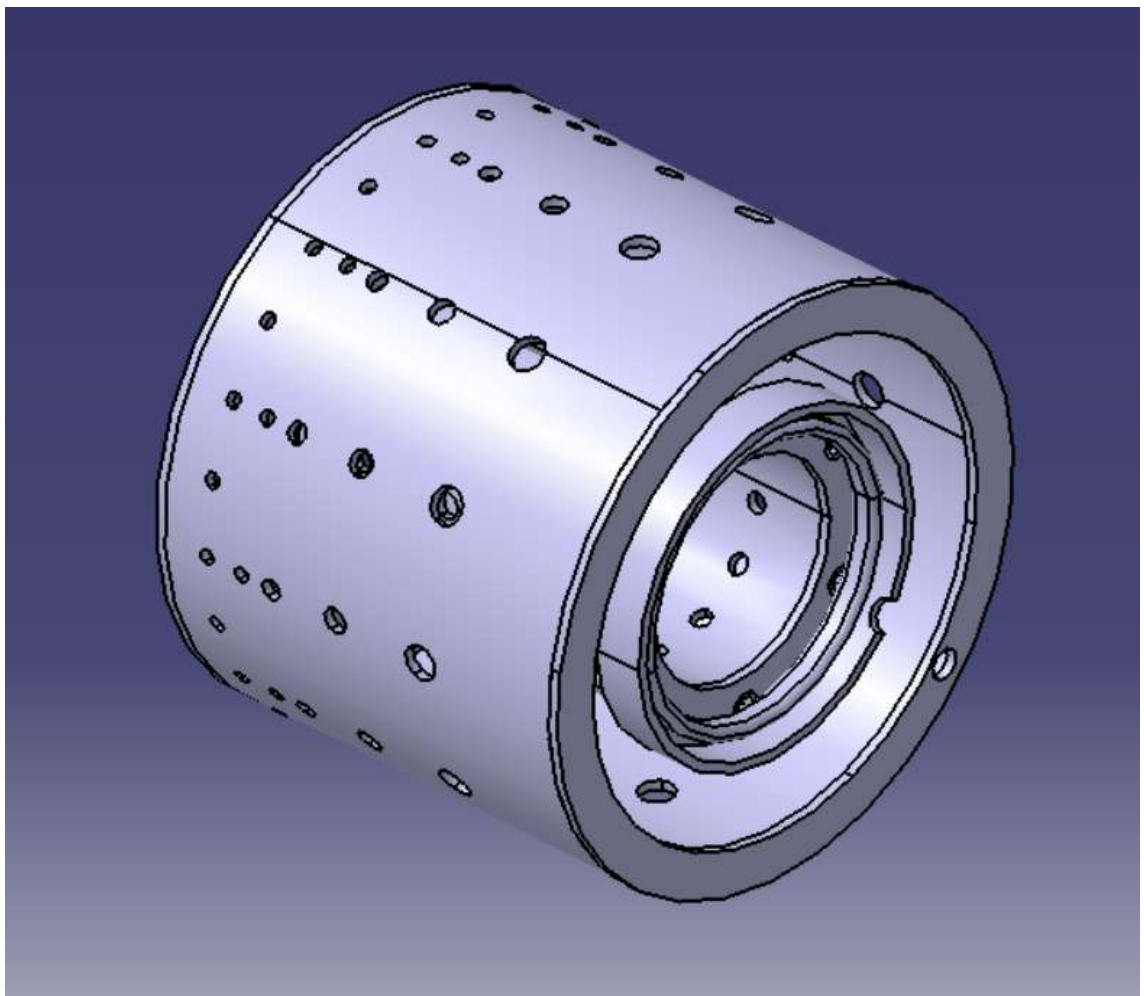


图B.10: 外壳



图B.11：排气喷嘴

附录C - 涡轮喷气发动机的二维、三维视图



图C.1: “燃烧室”

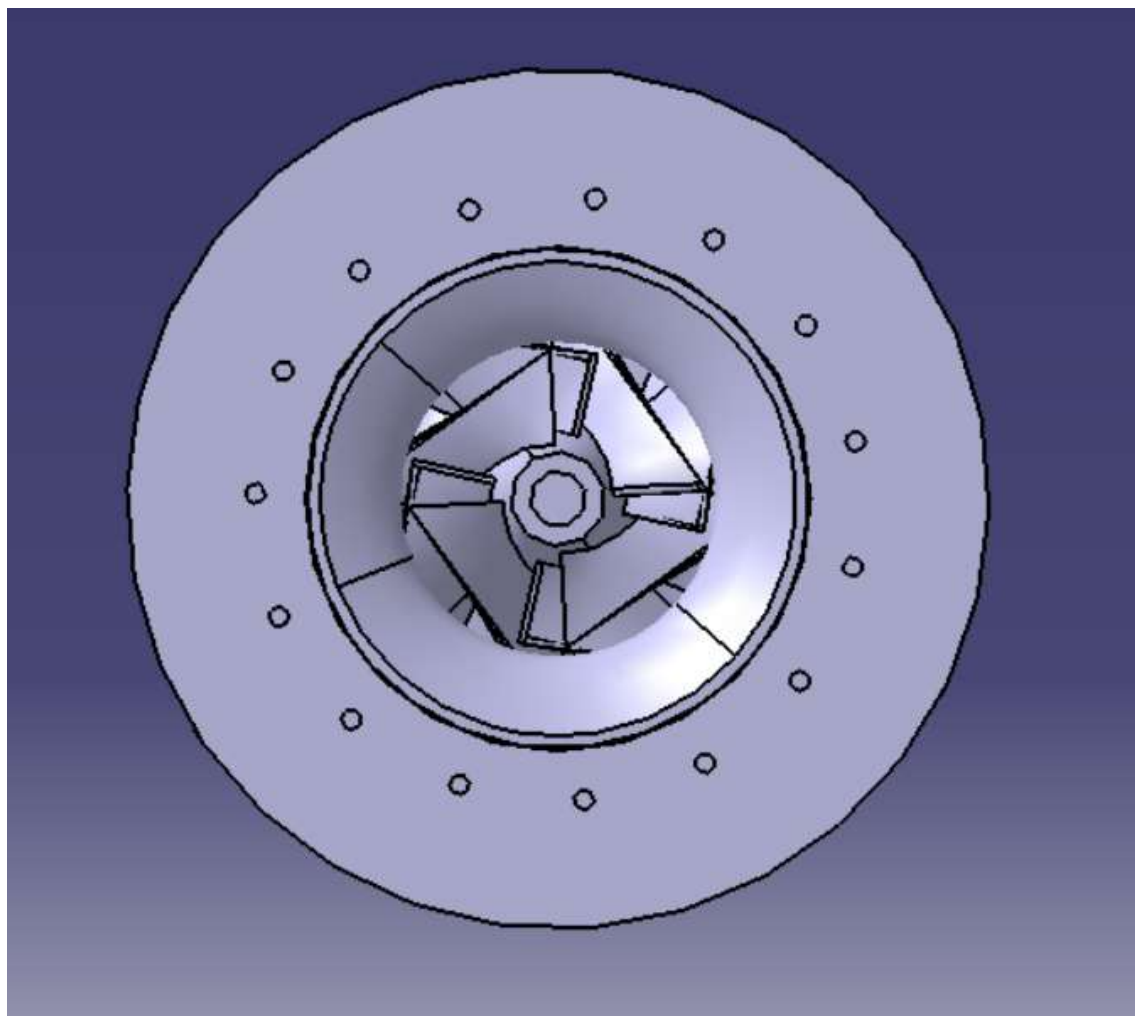


图 C.2: “涡轮喷气发动机前视图”

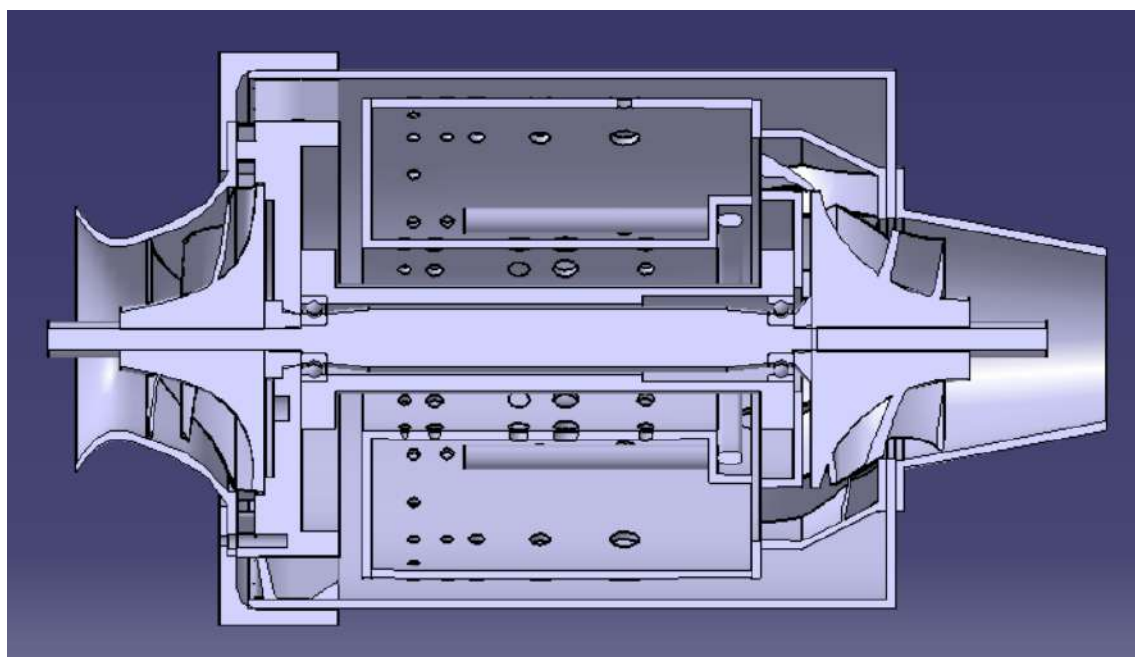


图 C.3: “涡轮喷气发动机中段视图”

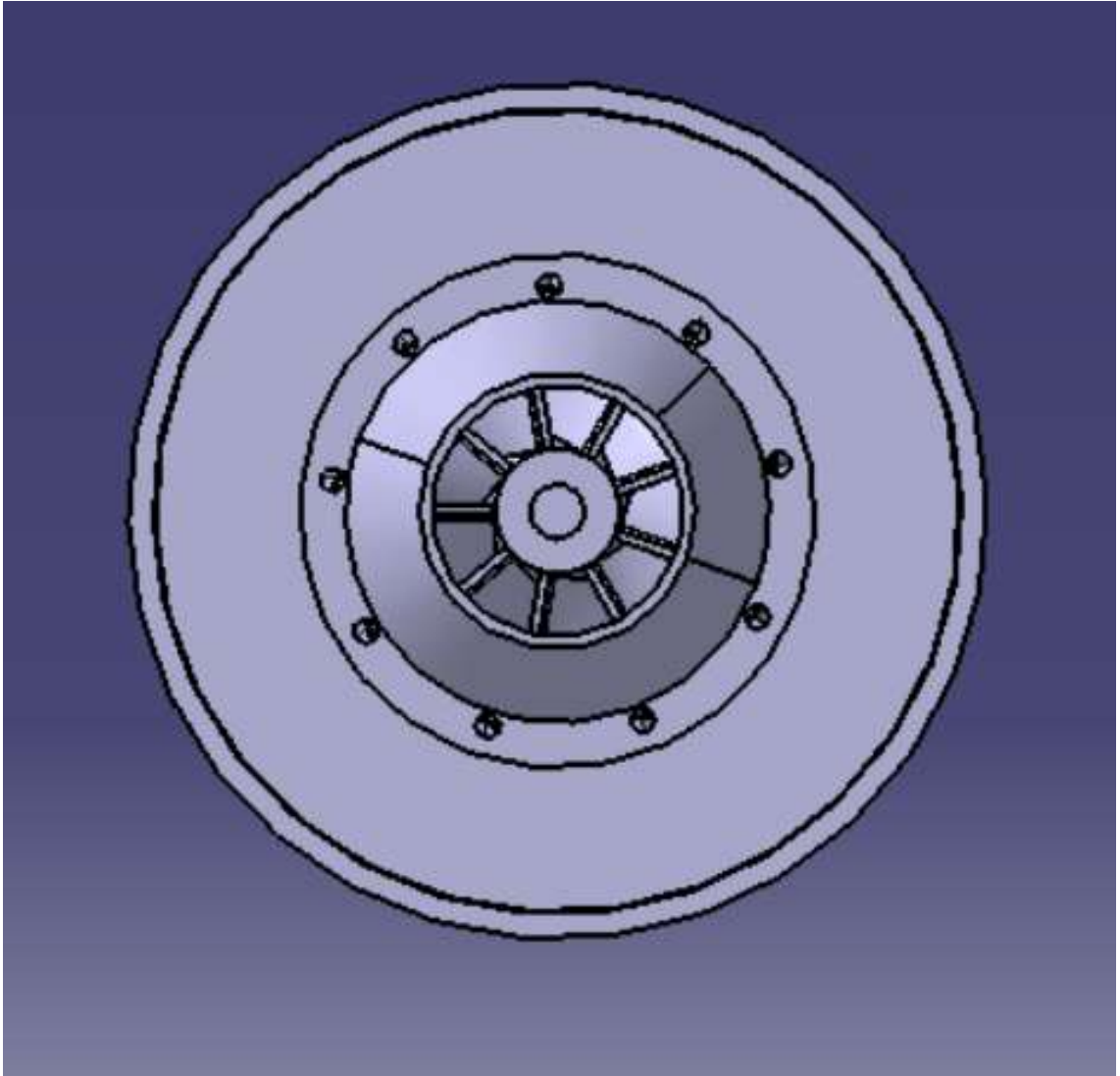
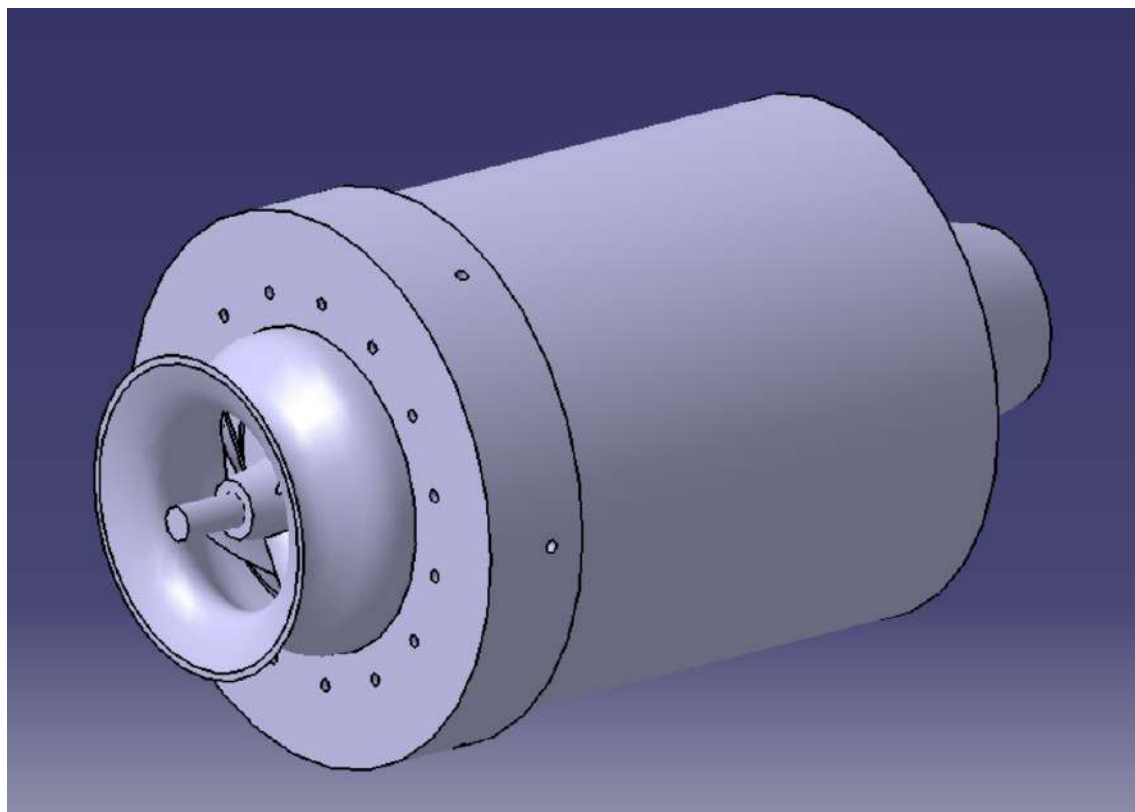
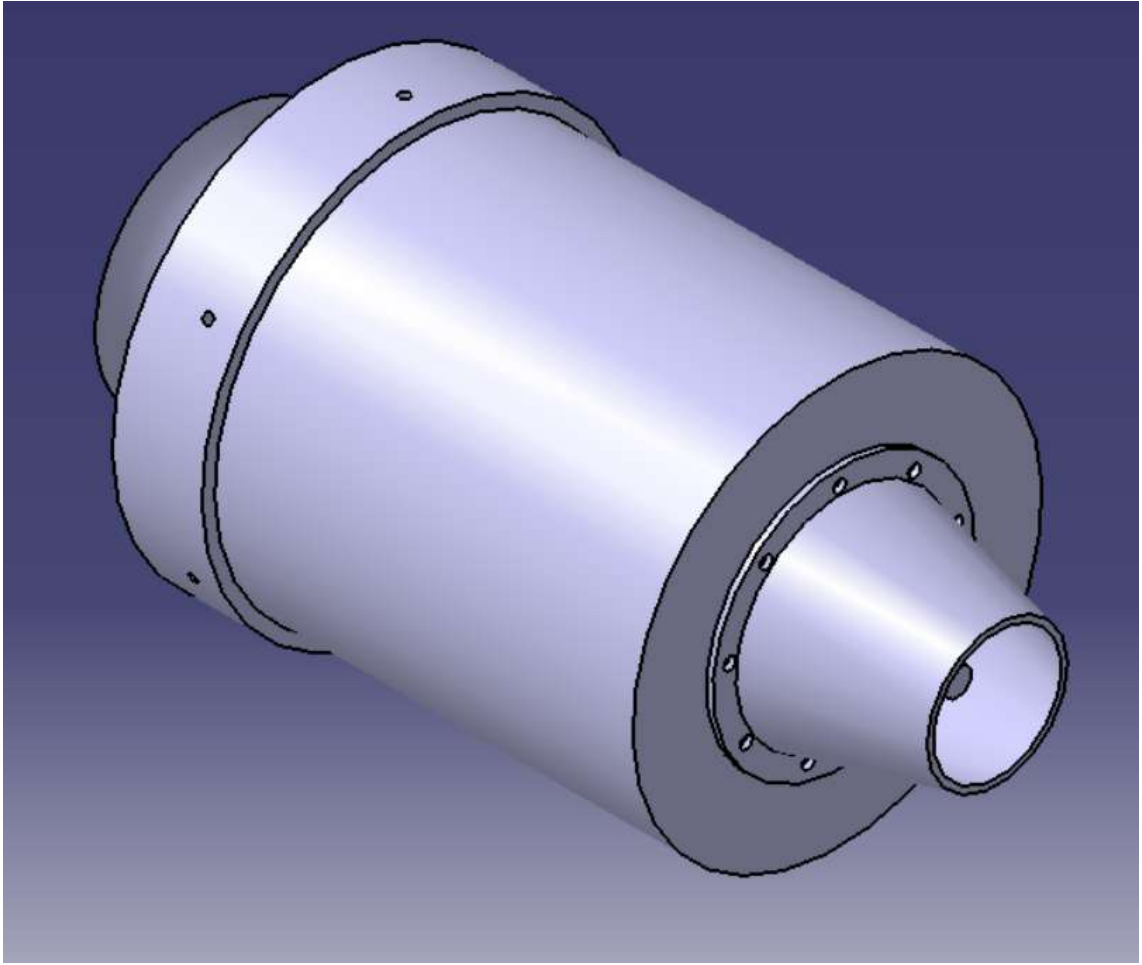


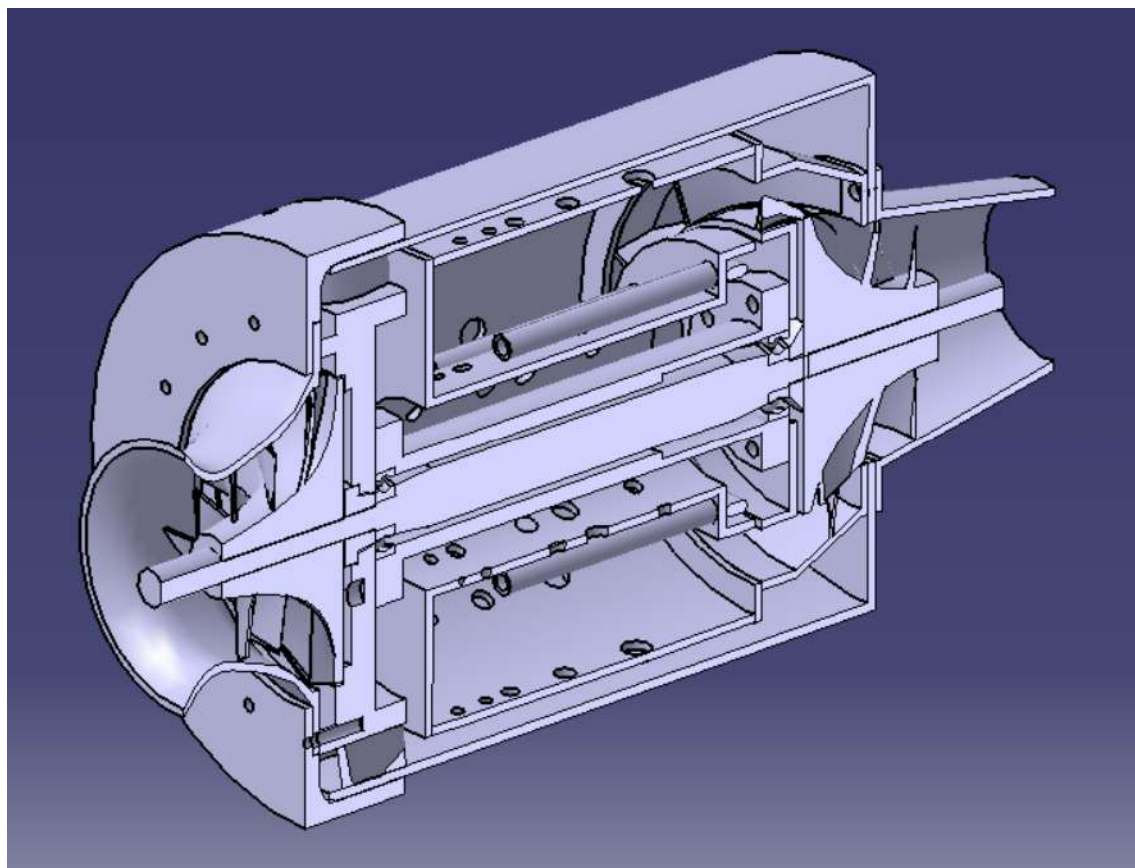
图 C.4: “涡轮喷气发动机后视图”



图C.5: “涡轮喷气发动机等距3D视图1”



图C.6：“涡轮喷气发动机等距3D视图2”



图C.7: “涡轮喷气发动机中段等距3D视图”

附录D - 涡轮喷气实际循环

表2: Turbo VZ21 技术规格 [36]

	Type	RHF3	RHF4	RHF5	RHF55	RHF6	RHE61	RHE62	RHE7	RHE8	
Item	Air Flow Rate (at: $\pi=2.0$)	m³/min ft³/min	0.75~6.3 26.5~222.5	1.0~9.4 35.3~332.0	1.4~10.8 49.4~381.4	2.4~13.5 84.8~476.8	3.1~16.5 109.5~582.7	3.3~17.5 116.5~618.0	4.5~20.0 158.9~706.3	5.5~24.0 194.2~847.6	7.0~30.0 247.2~1069.5
	Maximum Pressure Ratio		2.7	27	2.8	3.0	3.0	3.3	3.3	3.3	3.3
	Maximum Speed	X10³rpm	250	190	180	168	140	140	131	120	107
	Maximum Allowable Gas Temperature	°C	950	950	950	950	950	750	750	750	750
		°F	1742	←	←	←	←	1382	←	←	←
	Weight (without waste-gate valve)	kg lb	(1.9) (4.2)	(2.6) (5.7)	(3.2) (7.1)	(5.1) (11.2)	(6.7) (14.8)	7.8 17.2	10.5 23.2	(11.4) (25.1)	(15.0) (33.1)
	Diesel Engine Application	Ps	20~100	46~130	54~154	85~200	100~40	50~260	70~300	80~360	105~450
	Gasoline Engine Application	Ps	27~135	62~177	73~208	115~270	135~322				
External Dimensions	A	m/m	135	167	170	207	223	238	253	231	251
	B		22	37	27	43	43	47	45	50	52
	C		133	163	167	201	222	234	245	253	270
	D		88	102	110	124	124	136	146	161	175
	E		58	65	70	75	75	78	76	86	95
	F		65	74	80	102	102	100	125	120	130
	G-1 with Waste- Gate Valve		162	180	211	237	237	256	291		
	G-2 without Waste- Gate Valve		(136)	(155)	(167)	(200)	(196)			(246)	(265)
H-1 with Waste- Gate Valve	135	125	138	156	156	175	186				
H-2 without Waste- Gate Valve	(127)	(125)	(138)	(156)	(156)			(195)	(215)		

在实际循环分析中，考虑到压缩机以200000转速旋转。从表2中获得了压缩机压比 π_c 为2.2，空气质量流量 \dot{m}_a 为0.1047kg/s。

假设参数：

M_0	0.05	
V_r	17.35944 m/s	
R	0.287 kJ/kgK	
P_r	101.325 kPa	
T_r	300 K	γ_c 1.
$4\gamma_t$	1.333	c_{pc} 1.
005	kJ/kgK	c_{pt} 1.
148	kJ/kgK	T_{04} 873.
15	K	
FHV	46300 kJ/kg	[29]
η_i	0.7	η_c 0.7
π_c	2.2	λ 0.8
η_b	0.9%	ΔP_c 2
η_t	0.8	η_n 0.8

微型涡轮喷气发动机的设计与制造

• 进气口

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

• 压缩机

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

• 燃烧器

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

• 涡轮

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

• 喷嘴临界压力检查

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

$$P_{06}/P_c > P_{06}/P_a \text{ (未阻塞)}$$

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

喷气发动机性能参数

$$\begin{aligned} \text{Specific Thrust } F/\dot{m} & 5.138204 \text{ N s/kg} \\ TFSC & 10.19647 \text{ kg/Nh} \eta_{th} & \text{热效率} \\ 0.1465787 \eta_p & \text{推进效率} & 0.88348601 \\ \eta_o & \text{总效率} & 0.1319971 \end{aligned}$$

