



天津中德应用技术大学
Tianjin Sino-German University of Applied Sciences

本科生毕业设计

航空发动机涡轮叶根结构优化设计及分析

**Optimization Design and Analysis of Aero Engine Turbine Blade
Root Structure**

姓 名 余沛哲

学 院 航空航天学院

专 业 飞行器制造工程

指导教师 福巍

职 称 讲师

完成时间 2022年6月3日



天津中德应用技术大学
Tianjin Sino-German University of Applied Sciences

本科生毕业设计

航空发动机涡轮叶根结构优化设计及分析

Optimization Design and Analysis of Aero Engine Turbine Blade
Root Structure

姓 名 余沛哲

学 院 航空航天学院

专 业 飞行器制造工程


指导教师 福巍

职 称 讲师

完成时间 2022年6月3日

天津中德应用技术大学

本科生毕业设计（论文）选题申报表

| | | | | | | |
|--|---|-------------|------|----|----|---------|
| 学 院 | 航空航天学院 | 申 报 人 | 姓 名 | 福巍 | | |
| 专 业 | 飞行器制造工程 | | 技术职务 | 正高 | 副高 | 中级 √ |
| 题目名称 | 航空发动机涡轮叶根结构优化设计及分析 | | | | | |
| 题目类型 | 其他 | 题目来源 | 其他项目 | | | |
| 课题来源、背景及意义 | <p>首先根据学院现有涡喷-6 航空发动机实物教具并结合学生兴趣能力，制定叶根优化题目。涡喷-6 航空发动机是我国迄今为止生产数量最大的航空发动机，是中国首型超音速航空发动机。目前在我校航空航天学院三楼发动机实训区有十台退役涡喷-6 航空发动机供学生学习使用。由于涡喷-6 在研发时期我国制造、装配工艺不成熟，许多零部件安装方式及位置不合理，在拆卸维修过程中极其不便捷，所以对其叶根部分进行优化。使其在原有设计基础上进一步优化性能，提升维护便利性。</p> | | | | | |
| 任务及要求 | <p>在各大文库网站搜索近年关于航空发动机叶根的资料，要求阅读 20 篇以上中文资料以及 10 篇以上英文资料。根据所查资料与自己的创意以及我国现阶段设计生产能力，用 SOLIDWORKS 软件绘制出各零部件模型，并进行模拟装配工作，要求结构合理可靠，并记录过程。反复检查系统中有无不合理之处，如各零部件配合间隙是否合理、各零部件尺寸是否符合航空标准、整个叶根是否符合航空发动机外形轮廓等。对优化后的叶根进行受力分析，对比结果是否可以达到理想状态。反复进行细节优化。详细记录优化过程及结果。</p> | | | | | |
| 工作条件 | <p>装有 SOLIDWORKS 软件的计算机、E4-3 发动机实训区，涡喷-6 航空发动机，量具，自习教室等。</p> | | | | | |
| 知识与能力要求 | <p>发动机原理与构造，钳工基础，装配工艺，自学 SOLIDWORKS 软件操作书籍，具有阅读英文论文的能力。</p> | | | | | |
| <p>系（教研室）审查意见： 同意</p> <p style="text-align: right;">负责人(签名)：  2021 年 12 月 1 日</p> | | | | | | |

任务书填写要求

1. 毕业设计（论文）任务书由指导教师根据各课题的具体情况填写，经专业负责人审查签字后生效。此任务书应在毕业设计（论文）开始前一周内填好并发给学生；

2. 任务书内填写的内容，必须和学生毕业设计（论文）完成的情况相一致；

3. 任务书内有关“学院”、“专业”等名称的填写，应写中文全称，不能写数字代码。学生的“学号”要写全号（如：16014010101）；

4. 有关年月日等日期的填写，应当按照国标 GB/T 7408—94《数据元和交换格式、信息交换、日期和时间表示法》规定的要求，一律用阿拉伯数字书写。如“2004年3月21日”或“2004-03-21”。

5. 本毕业设计（论文）课题成果的要求，内容要具体化和数量化。如“毕业设计（论文）一套；A0号装配图纸1张；A2号电气控制原理图纸2张；实物样机1台；产品2件”等。

毕 业 设 计（论 文）任 务 书

1. 毕业设计（论文）课题背景及意义

通过对 WP6 发动机涡轮叶片进行拆卸，清楚了涡轮叶根的基本结构以及工作原理，发现点涡轮叶根是通过榫槽结构与轮盘连接，通过实践的反馈总结得知涡轮叶片在运转时叶根会受力集中，且散热效果并不理想。为改善叶根的受力以及冷却能力，提高工作效率，改善结构强度、以及方便生产加工等性能，我决定对涡轮叶根进行系统优化及分析。

2. 毕业设计（论文）课题任务的内容和要求

工作内容：

1. 分析涡轮叶根结构的不足

首先对涡轮叶根结构进行一比一 3D 建模，分析系统中结构的不足之处。

2. 优化涡轮叶根结构分析

对涡轮叶根结构进行初步优化分析并进行 3D 建模，对比优化前后系统，对初步优化分析查漏补缺。发现优化后系统结构进行改进，进行二次优化。

3. 优化后与模型对比分析

将最终优化系统与原系统进行总体的 3D 仿真对比分析，比如材料、强度、等性能测试得出最优方案。

毕 业 设 计（论 文）任 务 书

3. 毕业设计（论文）课题成果（包括毕业设计论文、图表、实物样品等）：

毕业设计 1 套

4. 推荐参考资料：

- [1] 龙伦, 张红晓, 成晓鸣, 陈光炯. 榫连接结构叶片盘振动特性研究及验证[J]. 科学与技术, 2021, 21(16):6908-6912.
- [2] 王小东, 张云, 陈志同, 刘瑞松, 刘随建, 吴志新. 涡轮叶片榫头侧边圆角阵列加工工艺研究[J]. 航空制造技术, 2020, 63(07):92-95+101.
DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.07.092.
- [3] 艾兴, 米栋, 李坚, 王佰智, 魏巍, 张志佺. 叶根倒角模拟件设计[J]. 航空发动机, 2021. 11. 25
- [4] 闻腾炬, 王宏卫, 梁鹏. 某型发动机涡轮叶片榫头裂纹故障分析[J]. 航空维修与工程, 2020.
- [5] 谢非. 多失效模式下的涡轮叶片疲劳寿命预测与灵敏度分析[D]. 电子科技大学, 2020.
- [6] Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A:
Journal of Power and Energy Volume 235, Issue 5. 2021. PP 1173-1186
- [7] Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A:
Journal of Power and Energy Volume 235, Issue 5. 2021. PP 1019-1038
- [8] 瞿红春. 民用航空燃气涡轮发动机原理. 北京: 兵器工业出版社, 2006.
- [9] 席雷, 高建民, 徐亮, 赵振, 李云龙. 涡轮叶片厚壁带肋通道流动与传热性能的预测和优化[J/OL]. 西安交通大学学报, 2021(12):1-11[2021-11-25]
- [10] 杨钊. 提高涡轮叶片榫齿疲劳试验合格率的工艺研究[J]. 机械管理开发, 2020.
- [11] International Journal of Heat and Mass Transfer Volume 178, 2021.
- [12] Journal of Thermal Science Volume 30, Issue 4. 2021. PP 1376-1387

所在专业审查意见：

同意

负责人：姚莹涛

2021年12月6日



天津中德应用技术大学
Tianjin Sino-German University of Applied Sciences

本科生毕业设计（论文）开题报告

题 目：航空发动机涡轮叶根结构优化
设计及分析

学 院： 航空航天学院

专 业： 飞行器制造工程

学生姓名： 余沛哲

学 号： 18414020129

起止日期： 2021年12月3日～2022年6月3日

指导教师： 福巍

开题日期： 2022年3月5日

一、与本课题有关的国内外研究（应用）情况、课题的目的、意义及主要内容

（一）国内外研究情况

我国的涡喷 6 发动机是通过榫头上的凸肩和锁片固定，以防止叶片脱出，但是叶片上做凸肩会使榫头的加工复杂化。美国普拉特惠特尼公司的 J57 发动机采用一头带盲孔的长铆钉来固定。而英国在 60 年代中期研制的斯贝发动机采用锁板固定。俄罗斯采用的是其特有的销钉连接方式。美国的叶片榫头结构为大圆弧少齿，具有小的应力集中，对工况的变化具有良好的适应力，榫头结构具有一定的干摩擦阻尼作用，加工也相对简单。俄罗斯的叶片榫头结构为小圆弧多齿，应力分布较为均匀，也具有较好的温度分布，而且径向销钉连接有工艺要求简单、便于保证热定心、维护修理简便、可靠性高等特点，但是因为加工采用了拉刀一次成型技术，所以加工难度大。我国的 WP6 发动机涡轮叶根是通过枞树形榫头榫槽结构与轮盘连接，承力截面积大，承拉截面积接近等强，而且榫头在轮缘所占的周向尺寸较小，因此可以在轮盘上安装较多叶片，但是通过分析反馈总结得知涡轮叶片在运转时叶根会受力集中，且散热效果并不理想。

涡轮叶根的工作环境有巨大的离心力且高温，所以设计要求榫头可以有间隙的插入榫槽并且允许榫头受热后能自由膨胀，以减小热应力，榫头热传导性也要好，能使叶片叶根热量快速传走，减少热应力，强度高。

本设计采用 WP6 涡轮叶片作为验证对象，选择不同连接及散热方式进行建模，探究工艺对 WP6 涡轮叶根的使用寿命和冷却能力的影响。

（二）课题的目的和意义

随着航空技术不断进步，航空发动机也在不断的在发展和改进。WP6 发动机是我国目前为止生产数量最大的航空发动机，现在依然有相当的数量在役。涡轮叶片是燃气涡轮发动机中涡轮段的重要组成部件。航空发动机在运行时，高速旋转的叶片负责将高温高压的气流吸入燃烧室内，以维持发动机的工作。涡轮叶片需要在高温高压的极端环境下稳定长时间工作，而涡轮叶根轮缘温度可达 500°C 到 600°C ，所以涡轮叶片和叶根往往采用高温合金锻造，并采用不同方式来冷却如内部气流冷却、边界层冷却、或采用保护叶片的热障涂层等方式来保证运转时的可靠性，还可以利用榫头的装配间隙通入冷却空气，对榫头和轮缘进行冷却。在涡轮发动机中，叶片的金属疲劳是发动机故障最主要的原因。强烈的震动或者共振都有可能金属疲劳。工程师往往采用摩擦阻尼器来降低这些因素对叶片带来的损害。在 WP6 发动机中涡轮叶根的主要受力来源与运作时的离心力，所以连接结构对应力集中的

要求尤其严格。本课题主要为研究优化 WP6 发动机的涡轮叶根结构, 经过对 WP6 发动机涡轮段的拆装, 熟悉涡轮叶片及涡轮叶根的基本结构、工作原理以及工作过程, 总结结构不足以及可以改进和优化的部分, 结合所学的理论知识来提出优化方案并使用 SolidWorks 软件进行建模, 通过增加榫头结构连接齿的圆弧大小以及减少齿数来减小应力集中严重的问题, 并且通过对叶片增加散热通孔来加速叶片整体散热。将学习到的理论知识与结构优化设计结合, 对我之后的学习和应用也有着重要的帮助。通过研究不同的榫槽结构与轮盘连接的方式对叶根受力集中的影响和增加散热通孔对叶片及叶根的散热能力的影响, 以期改善叶根的受力情况以及提高冷却能力, 增加工作效率, 延长使用寿命等性能, 以达到方便生产加工、能自由膨胀、热传导性好、使叶片热量快速传走, 减少热应力, 强度好的要求。

(三) 主要内容

研究内容 1: 对 WP6 发动机机涡轮叶根结构分析;

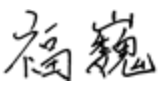

研究内容 2: 涡轮叶根结构优化设计与原始模型比较及分析;

研究内容 3: 结构改进对涡轮叶根的总体结构性能影响的分析。

为了优化涡轮叶根的连接方式, 保证使用可靠性, 以改善散热方式使其能拥有更长的使用的寿命。通过 SolidWorks 软件将改善后的涡轮叶片和叶根整体结构进行建模, 在经过对涡轮叶片和叶根的总体结构分析以及对两者的外形和结构进行一定的改造, 将原本的多齿数、小圆弧结构, 改进为少齿数、大圆弧结构, 以达到减小叶根榫连接圆齿的应力集中的目的, 并对涡轮叶片的叶身增加竖直的散热通孔, 使得叶片在运作过程中有良好的散热, 最后通过对模型的前后对比以及软件模拟的受力分析得出结果, 最后将涡轮叶片及涡轮叶根的结构优化, 达到改善受力情况, 利于结构散热, 延长使用寿命, 便于生产制造的目的。


(四) 参考文献

- [1] 张银波, 闫国华. 航空发动机原理及制造
- [2] 王小东, 张云, 陈志同, 刘瑞松, 刘随建, 吴志新. 涡轮叶片榫头侧边圆角阵列加工工艺研[J]. 航空制造 2019.10 术, 2020, 63(07):92-95+101. DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.07.092.
- [3] 艾兴, 米栋, 李坚, 王佰智, 魏巍, 张志佺. 叶根倒角模拟件设计[J]. 航空发动机, 2021.11.25
- [4] 闻腾炬, 王宏卫, 梁鹏. 某型发动机涡轮叶片榫头裂纹故障分析[J]. 航空维修与工程, 2020.
- [5] 谢非. 多失效模式下的涡轮叶片疲劳寿命预测与灵敏度分析[D]. 电子科技大学, 2020.
- [6] Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy Volume 235, Issue 5. 2021. PP 1173-1186

| | | |
|--|---|--|
| <p>[7] Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy Volume 235, Issue 5. 2021. PP 1019-1038</p> <p>[8] 龙伦,张红晓,成晓鸣,陈光炯.榫连接结构叶片盘振动特性研究及验证[J].科学技术与程, 2021,21(16):6908-6912.</p> <p>[9] 席雷,高建民,徐亮,赵振,李云龙.涡轮叶片厚壁带肋通道流动与传热性能的预测和优化 [J/OL].西安交通大学学报,2021(12):1-11[2021-11-25]</p> <p>[10] 杨钊.提高涡轮叶片榫齿疲劳试验合格率的工艺研究[J].机械管理开发,2020.</p> <p>[11] International Journal of Heat and Mass Transfer Volume 178, 2021.</p> <p>[12] Journal of Thermal Science Volume 30, Issue 4. 2021. PP 1376-1387</p> | | |
| <p>二、进度及预期结果</p> | | |
| <p>起止日期</p> | <p>主要内容</p> | <p>预期结果</p> |
| <p>2021.12.11- 2022.01.01 2022.01.08- 02.24 2022.02.25- 04. 15 2022.04.16- 06.01</p> | <p>进行初步建模及优化</p> <p>查询涡轮叶根及涡轮叶片和榫头相关资料</p> <p>对论文内容进行完善及补充</p> <p>对论文进行查重及后期修改完善</p> | <p>完成设计建模，方案科学、合理、完整、充分 查找内容详细具体</p> <p>进行模型对比并得出结论</p> <p>找出并修改结论的不足，完善论文</p> |
| <p>完成课题的 现有条件</p> | <p>航空发动机实训场地</p> <p>WP6 发动机及其配套的专用发动机拆装检测工具</p> <p>SolidWorks 软件</p> | |
| <p>指导教师 意见</p> | <p>同意</p> <p>指导教师:  2022 年 3 月 5 日</p> | |
| <p>开题答辩 小组意见</p> | <p>同意</p> <p>组 长:  2022 年 3 月 5 日</p> | |

天津中德应用技术大学
本科生毕业论文（设计）的声明

本人郑重声明：所呈交的毕业设计，是本人在指导教师指导下，进行研究工作所取得的成果。除文中已经注明引用的内容外，本毕业设计的研究成果不包含任何他人创作的、已公开发表或没有公开发表的作品内容。对本设计所涉及的研究工作做出贡献的其他个人和集体，均已在文中以明确方式标明。本毕业设计原创性声明的法律责任由本人承担。

毕业设计作者签名：

2022 年 6 月 3 日

本人声明：该毕业设计是本人指导学生完成的研究成果，已经审阅过设计的全部内容，并能够保证题目、关键词、摘要部分中英文内容的一致性和准确性。

毕业设计指导教师签名：

2022 年 6 月 4 日

摘 要

航空发动机的涡轮叶片是保证航空发动机机械传动系统正常工作的主要部件之一，因此航空发动机是航空器结构中不可分割的一部分，也是每个国家为之重视的重大研究。随着我国航空发动机技术的不断发展进步，对涡轮叶片的研究也在逐渐深入，对其结构研究发展也在不断进行改进。

本论文研究的对象是涡轮喷气 6 型航空发动机的涡轮叶根叶片。在上学期的航空发动机实训课上进行的拆装实践，我认识到了涡喷 6 航空发动机是个复杂与精密的系统。在拆装涡轮段部分时，观察学习到了由叶身、中间叶根及榫头三个部分组成涡轮叶片。通过查询相关资料并结合课上所学理论知识后，我发现涡喷 6 涡轮叶根的连接方式仍有可以改进的地方。与老师沟通之后，决定将涡喷 6 的涡轮叶根作为论文研究对象，并进行数据测量以及建模，使用 solidworks 绘图软件，对涡喷 6 发动机的涡轮叶根和叶片结构进行模型绘制，将原叶根的小圆弧多齿数榫头连接结构优化为大圆弧少齿数结构。改变涡轮叶片原有两股气流对流冷却的散热方式，优化时对叶片进行开设散热通道，将涡轮叶片散热方式改善为三股气流对流冷却。

本次毕业设计理论与实践的结合将帮助我了解涡喷 6 航空发动机的各个结构，利于我进一步理解航空发动机的工作原理。最后，使用仿真软件来进行模拟实验，验证优化设计的可行性，通过对比优化前后的叶根连接方式，可以发现优化后的叶根拥有更好的抗疲劳以及抗扭能力；对比优化前后的叶片散热方式，可以发现优化后的叶片散热更好。

关键词：涡轮叶根；涡轮叶片；榫头连接；散热

ABSTRACT

The turbine blade of aero-engine is one of the main components to ensure the normal operation of aero-engine mechanical transmission system. Therefore, aero-engine is an integral part of aircraft structure, and it is also a major research that every country attaches importance to. With the continuous development of aero-engine technology in China, the research on turbine blades is also gradually in-depth, and the research and development on its structure is also constantly improved.

The research object of this paper is the turbine root blade of turbojet 6 aeroengine. Through the disassembly and assembly practice in the aero-engine training course last semester, I realized that the turbojet 6 aero-engine is a complex and precise system. When disassembling the turbine section, it was observed that the turbine blade was composed of blade body, middle blade root and tenon. After inquiring relevant information and combining the theoretical knowledge learned in the class, I found that the connection mode of turbine blade root of turbojet 6 can still be improved. After communicating with the teacher, it was decided to take the turbine blade root of turbojet 6 as the research object of the paper, conduct data measurement and modeling, use SolidWorks drawing software to model the turbine blade root and blade structure of turbojet 6 engine, and optimize the tenon connection structure of the original blade root with small arc and multiple teeth to the structure with large arc and few teeth. Change the original cooling mode of turbine blades by convection cooling with two streams of air, set up cooling channels for the blades during optimization, and improve the cooling mode of turbine blades to convection cooling with three streams of air.

The combination of theory and practice in this graduation project will help me understand the various structures of turbojet 6 aeroengine, and help me further understand the working principle of aeroengine. Finally, the simulation software is used to carry out simulation experiments to verify the feasibility of the optimized design. By comparing the connection modes of the blade root before and after optimization, it can be found that the optimized blade root has better anti fatigue and anti torsion ability; Compared with the optimized blade heat dissipation mode, it can be found that the optimized blade heat dissipation is better.

Key words : Turbine blade root; Turbine blade; Tenon connection; Heat dissipation

目 录

| | | |
|-----|------------------------|----|
| 第一章 | 绪论..... | 1 |
| 1.1 | 论文选题背景..... | 1 |
| 1.2 | 国内外涡轮叶根结构研究分析..... | 1 |
| 1.3 | 论文研究内容..... | 1 |
| 第二章 | 总体方案介绍..... | 3 |
| 2.1 | 课题研究对象简介..... | 3 |
| 2.2 | 发动机涡轮叶片结构的组成..... | 3 |
| 2.3 | 叶根优化思路..... | 3 |
| 2.4 | 研究过程简述..... | 4 |
| 第三章 | 涡轮叶根结构分析及优化..... | 5 |
| 3.1 | SolidWorks 软件介绍..... | 5 |
| 3.3 | 涡轮叶片结构优化..... | 8 |
| 第四章 | 原模型及优化模型仿真结果对比..... | 13 |
| 4.1 | Simulation 应用组件介绍..... | 13 |
| 4.2 | 涡轮叶根热力学分析..... | 13 |
| 4.3 | 涡轮叶根静应力分析..... | 17 |
| 4.4 | 仿真计算结果分析..... | 21 |
| 4.5 | 流体分析..... | 22 |
| 第五章 | 总结和展望..... | 25 |
| | 参考文献..... | 27 |
| | 致 谢..... | 28 |

第一章 绪论

1.1 论文选题背景

航空发动机是指提供航空动力的发动机。作为的飞机核心，它对飞机的飞行性能、可靠性以及经济性有着直接的影响，是国家科技实力、工业实力和国防实力的重要体现。燃气涡轮航空发动机中涡轮叶片是其中一个重要技术。涡轮叶片由工作叶片和中间叶根构成。当涡轮叶根出现连接或疲劳问题时，应尽快判断出故障的原因及位置，维持飞机正常工作效率及提高安全性能。

航空发动机涡轮叶根是涡轮叶片的叶身与榫头之间的一段横截面积较小的过渡段，叶根可以减小榫头应力分布不均匀的情况以及减少叶片对榫头的传热量，并且可以帮助盘边缘远离高温区域。

本论文选择涡喷 6 航空发动机作为研究对象。涡轮叶片是燃气涡轮发动机涡轮段中必不可少的重要部件，而涡轮叶根作为涡轮叶片与轮盘的连接部分，所以格外重要。榫连接是通过轴向固定，工作环境离心力大且处于高温如果改善叶根与轮盘的连接方式，将会大大改善叶根的受力提高冷却能力，并且提高工作效率，延长使用寿命、以及方便生产加工。

1.2 国内外涡轮叶根结构研究分析

我国的涡喷 6 发动机的涡轮叶片是通过榫头与榫齿的枞树型榫槽结构以及锁片来固定的，用以防止叶片脱出，但是叶片上做凸肩会使榫头加工复杂化。涡喷 6 发动机第一级叶片在底部开槽，采用锁片固定，第二级叶片向前靠承力环上的篦齿环挡住，向后靠锁片固定。涡喷 6 发动机的第二级叶片靠底槽的两个锁片固定。美国普拉特惠特尼公司的 J57 发动机采用一头带盲孔的长铆钉来固定。而英国在 60 年代中期研制的斯贝发动机采用锁板固定^[1]。俄罗斯采用的是其特有的销钉连接方式，径向销钉连接有工艺要求简单、便于保证热定心、维护修理简便、可靠性高等特点。

我国和美国的叶片榫头结构为大圆弧少齿，具有小的应力集中性，对工作环境的变化具有良好的适应能力，这种榫头的加工精度要求也相对较低。俄罗斯的叶片榫头结构为小圆弧多齿，应力分布较为均匀，也具有较好的温度分布，但是因为加工采用了拉刀一次成型技术，所以加工难度大。

1.3 论文研究内容

本文主要通过 solidworks 三维模型软件对涡轮叶根的榫头连接结构进行建模并分析，然后依据查阅的资料和设计构思，对叶根结构进行优化设计。在优化设计完成后，对原叶根结构和优化叶根结构分别进行仿真实验。在发现第一

次优化的不足之处后，进一步设计可以改善的结构。然后对优化前后仿真实验的结果进行比较，得出最优方案。

本文主要编写优化涡喷 6 涡轮叶片结构的以下内容：

内容 1.研究并阐述原涡喷 6 涡轮叶根结构的不足之处；

内容 2.对原涡喷 6 涡轮叶根结构进行优化设计；

内容 3.将优化前后涡轮叶片及叶根结构进行仿真实验，并对比结果，得出结论。

第二章 总体方案介绍

2.1 课题研究对象简介

本次毕业设计选择的研究对象是学院内的涡喷 6 航空发动机的涡轮叶根结构。我在课上学习了航空发动机涡轮叶根的理论知识，并且大量查阅了涡轮叶根的相关资料，最后在实训课上对涡轮叶片进行拆卸，这些准备工作都有利于我对涡轮叶根结构进行分析和优化设计。在对涡轮段进行实际拆装的课程中，我了解涡轮叶片的各个组成部分及其功能，在此过程中对涡轮叶片各处进行测量，记录尺寸数据，便于仿真建模。

涡喷 6 航空发动机简介：涡喷 6 系列航空发动机是中国生产的第一台轴流式单转子带加力燃烧室的涡轮喷气式发动机，样板为前苏联的米格-19 战斗机的发动机，在此基础上进行仿制，后期不断发展改进形成的，前苏联只提供技术资料，由中国自主制作以及进行全部实验过程。

2.2 发动机涡轮叶片结构的组成

航空发动机涡轮是与气流进行能量交换的叶片机，因此涡轮叶片是燃气涡轮发动机中涡轮段的重要组成部分。航空发动机涡轮叶片包括三个主要部分，涡轮的工作叶片一般由叶身、中间叶根及榫头组成。下面简单介绍各部分的功能。

涡轮叶片叶身：高速旋转的叶片将高温高压的气流吸入燃烧室，以维持航空发动机的工作。其中带冠涡轮叶片用于转速较低的转子，而不带冠的涡轮叶片常用于高速转子。

中间叶根：作为涡轮叶身和榫头间的横截面积较小的过渡段，可以减小榫头应力分布不均匀以及对榫头的传热量，并可使盘缘避开高温区域，大大降低榫头和轮缘的温度，减小轮盘的热应力。

涡轮叶根：用于连接涡轮叶片与涡轮盘。

涡轮作为航空发动机的重要组成部分，在航空发动机在运行时，高速旋转的叶片会将高温高压的气流吸入燃烧室内，当工作叶轮受到燃气的冲击以及燃气在相邻工作叶片之间的通道中膨胀，工作叶轮便开始转动向外输出功，将一部分热能转化成为机械能，带动压气机和附件，以维持发动机的工作。

2.3 叶根优化思路

这次毕业设计主要研究涡喷 6 航空发动机的涡轮叶根结构，并对此结构进行优化设计，涡轮叶根在飞机涡轮段叶片连接以及飞机运作中作为不可缺少的构件，必须拥有良好的工作稳定性。因此在设计改进的方案时，总结了以下要素：

1. **散热性：**航空发动机在运行时，叶片高速旋转，将高温高压空气吸入燃烧室以保持发动机运转，涡轮叶片需要在这样的极端环境下工作相当长

的时间，叶片会受到极大的热应力，这时涡轮叶根轮缘温度可达 500°C 到 600°C ，因此及时散热格外重要。

2. 榫头疲劳耐用：涡喷 6 发动机中的涡轮叶根在运作时会承受巨大的离心力、剪切力和振动载荷，所以连接结构对应力集中的要求尤其严格。此外还需要榫头能在一定范围内自由膨胀，以减小热应力。
3. 使用耐久性：在飞机服役的过程中，保证涡轮叶片及叶根连接的使用耐久性能。
4. 环境适应性：涡轮叶根在发动机运作时要能够适应遇到的各种飞行环境，比如冲击、湿热、盐雾、震动、加速度、高温高压等。
5. 适航性：是指飞机适应飞行的能力，最终目的是保证飞行的安全性。

2.4 研究过程简述

本次论文主要研究的是涡喷 6 航空发动机的涡轮叶根叶根结构。首先进行理论学习，再对涡喷 6 航空发动机进行拆解，分离出涡轮段结构，拆卸下涡轮叶片。对涡轮叶片和榫头进行尺寸测量。涡轮叶片主要分为三部分，一般由叶片的叶身、中间叶根及榫头组成。接下来在计算机上使用 solidworks 制图软件，对叶片进行三维模型的绘制。在查阅资料并对涡轮叶根的结构进行分析后，找到可优化的部分，并与导师进行交流，讨论构思的实际性。然后绘制出优化模型。再对优化前后的结构进行仿真实验，通过对比数据以及结果分析，最后得出结论。

根据所收集的资料以及与导师的讨论后的结果，初步考虑叶根可以参照后期的涡喷发动机设计的大圆弧少齿数结构。对比可如图 2-4-1 所示。



图 2-4-1 叶根优化设计思路对比

优化叶片叶根散热的思路可以参考后期发动机涡轮叶片三股气流对流的冷却方式，在内部开设散热通道。如图 2-4-2 所示。

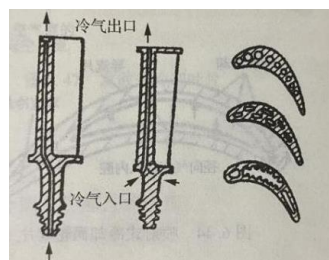


图 2-4-1 叶片叶根散热优化思路参考

第三章 涡轮叶根结构分析及优化

3.1 SolidWorks 软件介绍

这一章使用 SolidWorks 软件对涡轮叶根叶片进行模型绘制。SolidWorks 软件是法国达索系统（Dassault Systemes）下的子公司，负责研发与销售机械设计软件的视窗产品，总部位于美国马萨诸塞州。Solidworks 软件组件繁多，但是使用方便，因此有着功能强大、易学易用和技术创新三大特点。SolidWorks 可以给出多种设计方案、减少设计过程中的错误，提高产品质量。

本章用到了此软件的草图绘制功能以及实体建模功能等。简单灵活的草图绘制方式使得操作者在绘制草图时更加容易；在建模方面功能完备，可以通过拉伸、抽壳、旋转等指令来完成对零件的设计。

之所以选择使用 SolidWorks 软件来进行模型绘制和优化仿真以及力学性能分析，是因为我在本科学习中有此软件的课程，在课程中老师讲解细致，我同时认真完成作业，所以对此软件有一定的了解以及熟练度，并且此软件拥有结构绘制和仿真分析两者的组件，所以将此软件作为论文的编写工具之一。

3.2.1 涡轮叶根三维建模

本节使用 solidworks 三维建模软件进行结构绘制，主要绘制涡轮叶根的涡轮中间叶根、涡轮叶根的榫头和榫齿、以及阻尼槽。根据对涡轮叶片的尺寸数据测量，来绘制叶片的草图及其实体建模，实体如图 3-2-1 所示。



图 3-2-1 涡轮叶片实体图

接下来介绍对涡喷 6 发动机的涡轮叶根结构的绘制步骤：

1. 在 solidworks 中新建零件图，绘制涡轮叶根部分。先在 Z 方向上做基准面，然后根据测量记录的尺寸数据画出叶根上截面图形，得到长为 40 毫米，宽为 20 毫米的长方形，画出中间叶根的平面草图。对该草图进行拉伸，方向选择

为 Z 方向，拉伸距离设定为 30 毫米，得到涡轮叶根的雏形。

2. 在 X 方向建基准面进行草图绘制，绘制出左右对称的两个梯形，梯形上底长为 3 毫米，下底长为 6.54 毫米，高为 23 毫米，对左右两个梯形进行拉伸切除指令，选择对两个梯形完全贯穿。

3. 因为原涡轮叶根模型是小圆弧多齿结构，所以需在已作出的斜面上做出榫头圆齿结构。在 X 方向的基准面绘制圆弧，圆心位于两侧的斜边上，绘制直径为 3 毫米的圆，并进行线性阵列指令，做出等距的五个圆，再对圆使用镜像指令，左右对称，使左右两边都做出圆弧草图。

4. 从 X 方向对两侧的圆进行切除命令，对切割完的边线进行倒圆角处理，圆角 $R=0.2$ 毫米。做出圆弧榫槽。

5. 再在 Y 方向上建立基准面进行草图绘制，绘制出两个高为 23 毫米、底长为 3.29 毫米的三角形，使用切除指令，选择完全贯穿，最后得到一个四棱凸台形状的涡轮叶片的榫头结构。得到叶根的榫头与榫齿结构。如图 3-2-2 所示。

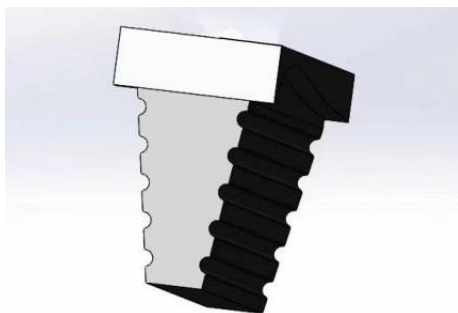


图 3-2-2 涡轮叶根榫头结构

6. 接下来对阻尼槽以及中间叶根进行绘制。从 Y 方向上，在叶根的侧面上建立参考基准面，选择绘制功能，选择样条曲线绘制曲线，画出阻尼槽的轮廓，退出草图绘制，点击特征中的切除指令，将阻尼槽轮廓向下切除 3 毫米，另一侧使用相同方法进行草图绘制及切除。得到阻尼槽以及中间叶根。如图 3-2-3 所示。

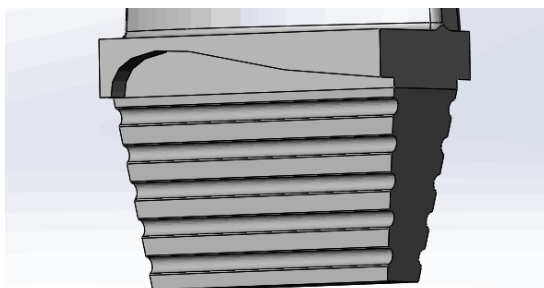


图 3-2-3 涡轮叶根阻尼槽

3.2.2 涡轮叶身三维建模

涡轮叶片的上端为工作叶片的叶身。本节主要简介涡轮叶片工作叶片叶身的模型绘制步骤。

1. 第一步是在涡轮叶根凸肩上绘制叶片下截面。在 solidworks 软件中新建草图，在俯视基准面即 Z 方向上创建平面草图，使用样条曲线及圆弧等工具绘制出工作叶片叶身的下截面轮廓。

2. 选择特征中的参考几何体指令，再选择其中的基准面指令，新建出叶片上表面所在基准面，将第一参考面选择为涡轮凸肩的上表面，将偏移距离设定为 110 毫米，得到工作叶片叶身上表面所在基准面，并使用草图绘制上表面轮廓。结果如图 3-2-4 所示。

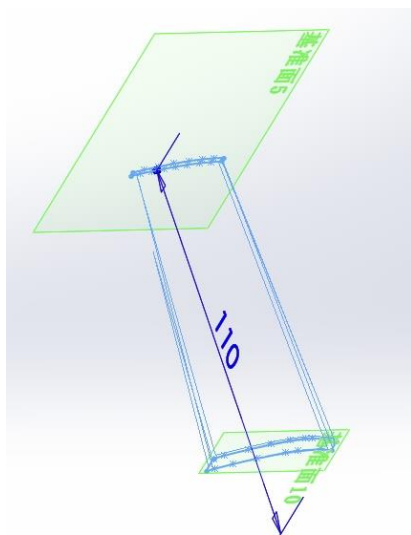


图 3-2-4 涡轮叶片 工作叶片叶身

3. 对工作叶片叶身进行 3D 建模，点击特征选项中得放样凸台指令，再点击轮廓选项，选择轮廓第一个轮廓为工作叶片叶身的下截面轮廓，第二个轮廓为叶片上表面轮廓，创建出工作叶片叶身模型。

4. 对工作叶片模型进行完善，在特征选项中选择弯曲指令，选择扭曲指令，将弯曲输入选择为叶片的叶身，修改扭曲角度为 25 度，将剪裁基准面 1 选择为叶片上表面，将剪裁基准面 2 选择为叶片与凸肩结构的截面，扭曲完成。

5. 对放样出的叶片叶身边线以及叶身与凸肩的连接处进行圆角处理，圆角参数半径为 2 毫米。结果如图 3-2-5 所示。

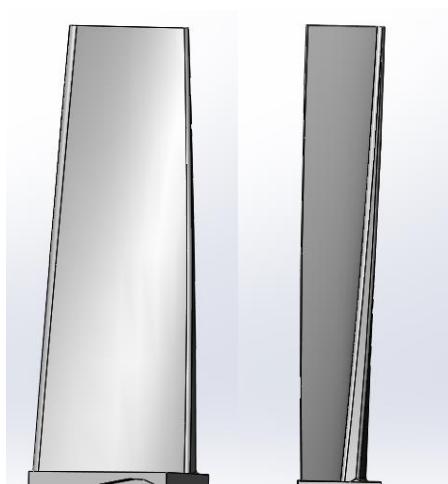


图 3-2-5 工作叶片叶身

6. 最后得到完整的涡轮叶片结构，结果如图 3-2-6 所示。

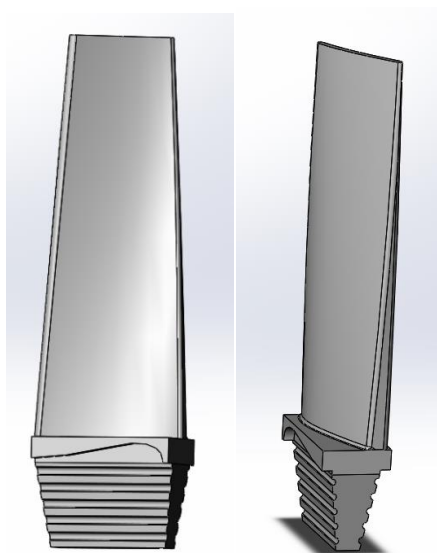


图 3-2-6 涡轮叶片整体结构

上图 3-2-6 可清晰展现涡轮叶片的完整结构。

3.3 涡轮叶片结构优化

我第一次实际接触到涡轮叶片是在航空发动机拆装实训课中，在老师的指导下，我们自行组成六人小组，需要将实训室内的涡喷 6 发动机有条不紊的进行拆卸和安装实践，我和另一位成员负责拆装涡喷 6 发动机的涡轮段。将涡轮叶片从涡轮盘上拆下时，发现涡轮叶片榫头的连接方式以及叶片的散热效果可能不理想，所以在选题时，选择重点优化涡轮叶片榫头连接。根据查询的资料和课本知识，联系自己的构思，我想把榫头的连接方式作出一定优化。在与导师交流后，决定将涡轮叶根的小圆弧多齿数连接改为大圆弧少齿数连接，以及增加叶片的散热方式。

接下来参考所查阅的资料以及设计构思，绘制出涡轮叶片优化结构。

1. 第一步先画出涡轮叶根和中间叶根以及凸肩，先新建零件，在 Z 方向上新建基准面即上视基准面，然后绘制草图。选择绘制直线指令，绘制长方形长为 40 毫米，宽为 20 毫米，得到涡轮叶根的上截面草图。接下来点击拉伸指令，方向为选择 Z 轴，设置拉伸长度为 30 毫米。

2. 选择拉伸凸台指令，沿 Z 方向对第一步绘制的长方形进行拉伸，拉伸长度为 30 毫米，得到涡轮叶根最初的整体长方体结构。

3. 在 X 方向上新建基准面并进行草图绘制，绘制出上底长为 3 毫米，下底长为 6.54 毫米，高为 23 毫米的梯形，绘制对称轴，对梯形使用镜像实体指令，然后对左右两个梯形进行拉伸切除指令，选择完全贯穿。

4. 下一步绘制出榫头的榫齿结构。选择草图绘制，选择圆弧工具里的 3 点圆弧，在 X 方向上的基准面上绘制出半径为 2.3 毫米的榫齿草图，并使用圆弧工具绘制出半径为 1.3 毫米的榫槽草图。点击拉伸切除指令，选择完全贯穿，得到涡轮叶根的榫齿及榫槽结构。

5. 再从 Y 方向上新建立基准面进行草图绘制，在左右两边绘制高为 23 毫米、底长为 3.29 毫米的三角形，选择切除指令，选择深度为完全贯穿，最后得到涡轮叶根榫头结构。

6. 最后绘制中间叶根和涡轮叶根上的阻尼槽。在涡轮叶根正视图上即 X 方向上建立基准面，使用样条曲线工具绘制出阻尼槽草图，选择拉伸切除指令，深度为 3 毫米，另一侧使用相同方法绘制阻尼槽。最后得到完整的涡轮叶根结构。结果如图 3-3-1 所示。

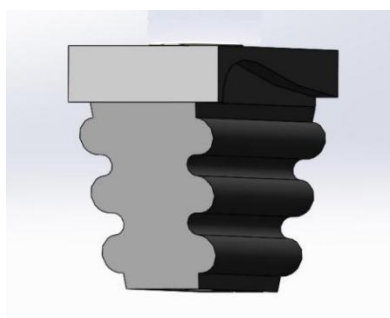


图 3-3-1 涡轮叶根 优化涡轮榫头结构

7. 接下来绘制涡轮叶片的叶身。选择 Z 方向，在涡轮叶根榫头凸肩上建立基准面，绘制出叶身的下截面，使用样条曲线等具进行绘制。点击新建基准面指令，选择第一参考面为涡轮凸肩的上表面，设定偏移距离为 110 毫米，得到工作叶片叶身上表面所在基准面，再使用草图绘制叶片上表面轮廓。

8. 然后使用凸台拉伸指令，选择第一个轮廓为工作叶片叶身的下截面轮廓，第二个轮廓为叶片上表面轮廓，放样创建出工作叶片叶身模型。最后使用扭转指

令，选择对象为工作叶片，扭转角度设定为 25 度。结果如图 3-3-2 所示。

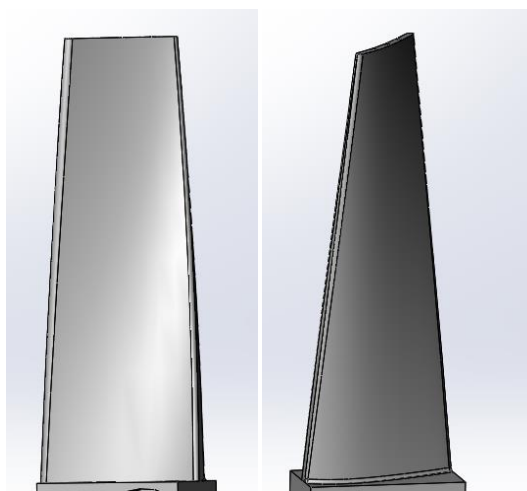


图 3-3-2 涡轮叶片

至此得到完整的优化后涡轮叶片结构。如图 3-3-3 所示。

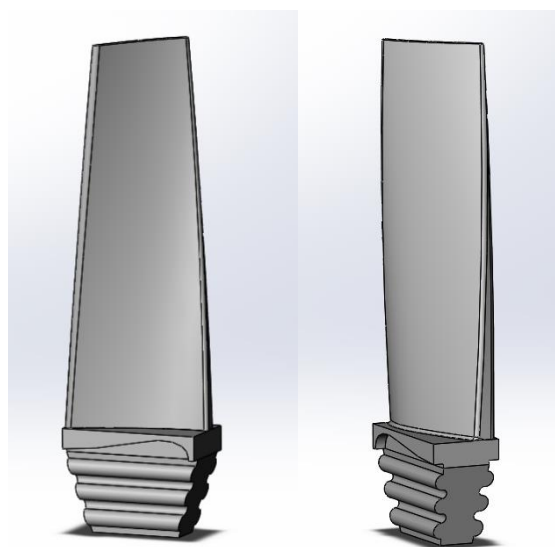


图 3-3-3 优化涡轮叶片整体结构

在完成仿真工作后，与原模型进行对比发现，优化后的模型仍具有不理想的结构，在发动机工作过程中会存在以下问题：涡轮叶片在高速旋转工作时，整体散热效果未能得到明显改善，因此叶片和叶根结构将会承受很大的热量，材料容易产生疲劳问题，将会影响使用寿命。

因此，在经过对上述方案的分析，并与导师讨论进一步优化方式后，发现本方案的优化并不十分完善，仍有改进的空间。

在查阅资料并与导师沟通后，决定对叶片使用对流冷却，即在叶片的内部制作多条通道贯穿叶根和叶身，用以引入冷却气体，通过气体对流与叶片的内壁进行热交换，令叶片的温度降低，以达到冷却的效果，气体在通过叶根时，也能使榫头及时散走热量。总结思路后进行结构再次优化的建模工作。

9. 在 solidworks3D 软件中, 绘制优化涡轮叶片结构的散热通道。以榫头底面为基准面使用草图绘制中的绘制圆工具, 绘制直径为 3.2 毫米的圆形散热通道草图, 再使用线性阵列工具, 选择在 Y 轴方向上间距为 7.5 毫米, 实例数为 3 个。

10. 使用拉伸切除工具, 选择位于榫头底面的三个圆形散热通道草图, 在沿 Z 轴方向上切除深度为 30 毫米, 绘制出散热通道结构。结果如图 3-3-4 所示。

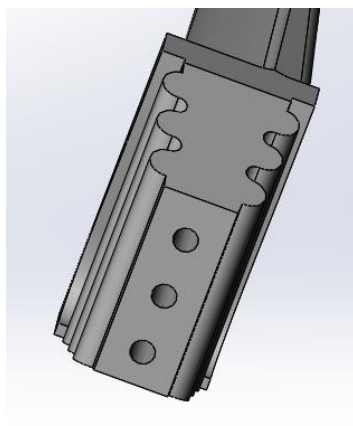


图 3-3-4 再次优化 榫头散热通道

11. 再以涡轮叶片上表面为基准面, 使用绘制圆工具, 绘制直径为 1.4 毫米的圆形散热通道草图, 使用线性阵列工具, 选择间距为 7.5 毫米, 实例数为 3 个。

12. 选择拉伸切除指令, 对叶片上表面的三个散热通道草图进行切除指令, 同样选择方向为沿 Z 轴切除, 切除深度为 110 毫米, 得到涡轮叶片上的散热通道结构。最后, 对叶片的散热通道进行剖面展示, 设置切除深度为 8 毫米。结果如图 3-2-8 所示。

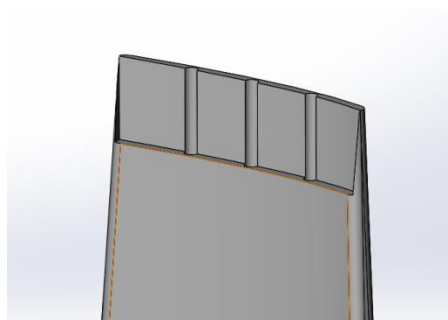


图 3-3-9 再次优化 叶片散热通道

13. 涡轮叶片整体长为 140 毫米, 榫头散热通道长为 29 毫米, 叶片散热通道长为 111 毫米, 再次优化结构建模至此完成。整体结构和散热通道剖面如图 3-3-10 所示。

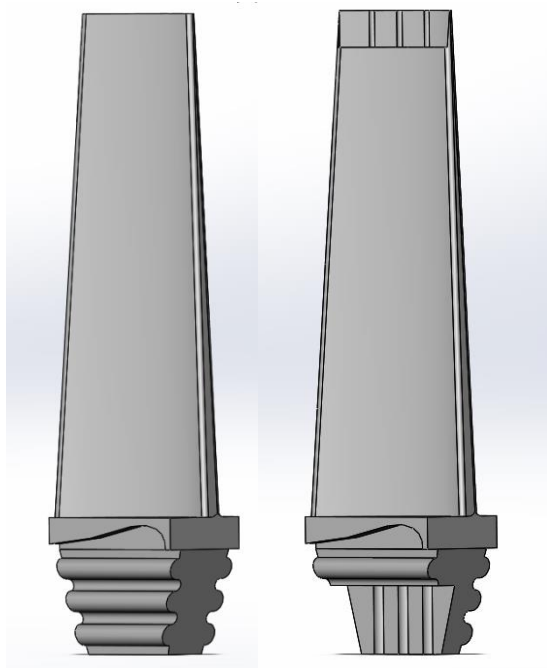


图 3-3-10 再次优化 涡轮叶片整体结构

第四章 原模型及优化模型仿真结果对比

4.1 Simulation 应用组件介绍

本章的内容使用的是 SolidWorks 软件中的一个名为 Simulation 的应用组件，本组件是一个虚拟测试环境，用于分析和评估设计的性能并作出决策。Simulation 组件中的仿真顾问向导，可用于分析静强度、动强度、疲劳、参数优化等。这里要用到其中的热力学分析和静应力分析两个模块。

4.2 涡轮叶根热力学分析

榫头用于连接叶片和涡轮盘，工作环境中离心力极大，因此榫头需要有良好的抗疲劳能力，并且在受热后能自由膨胀，降低热应力。

而小圆弧多对齿的榫头榫齿圆角半径小，应力集中严重，并且加工精度要求极高；但是大圆弧少对齿的榫头既可以减少应力不均匀，改善应力集中的问题，榫头的热接触面积也更大，利于传热，使叶片上的热量更容易传走，并且结构简单加工方便。综上所述，对涡轮叶根进行热力学分析将为后续分析提供有力支撑。

4.2.1 涡轮叶根热力学分析过程

第一步选定制作涡轮叶根的材料。在查阅大量资料后我了解到，涡喷 6 此类第 2 代军用发动机涡轮结构为实心叶片，叶片材料以 GH4049 变形高温合金应用最为广泛且最为成熟。如图 4-2-1 所示。

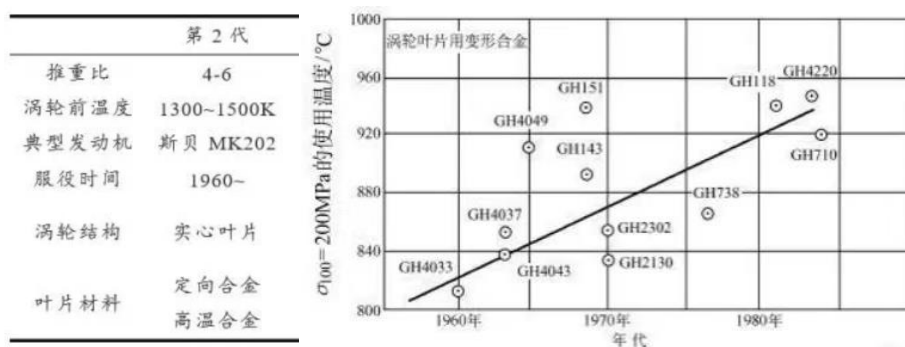


图 4-2-1

高温合金是指能在 600℃ 以上的高温下长期使用的金属材料，根据基体组织材料不同可分为：镍基、铁基和铬基。这类材料具有优异的耐高温性、耐疲劳性、抗氧化性和热腐蚀性能等，而涡轮叶片在高温的工作环境下应具有优异的高温强度、很好的持久断裂强度、良好的冲击韧性以及很好的抗氧化性和良好的冷热疲劳性能等特点，因此高温合金十分适用于制造涡轮叶片。

根据所查资料可知，涡喷 6 发动机涡轮叶片的使用温度范围一般为(-50~+950)℃。如图 4-2-2 所示。

| 合金 | 国外相近牌号 | 叶片级次 | 发动机 | 工作温度/℃ |
|---------|--------------|-----------|-----|-----------|
| GH4033 | 苏 ЗН437В | 2、3 级 | 航空 | < 700 |
| GH4037 | 苏 ЗН617 | 1、2 级 | 航空 | 800 - 850 |
| GH4049 | 苏 ЗН929 | 1、2 级 | 航空 | 700 - 950 |
| GH4133 | | 低压 2 级 | 航空 | < 750 |
| GH4220 | 苏 ЗН220 | 1 级 | 航空 | 900 - 950 |
| GH4080A | 英 Nimonic80A | 低压 2 级 | 航空 | < 700 |
| GH4093 | 英 Nimonic93 | 1、2 级自由叶片 | 航空 | < 815 |
| GH4105 | 英 Nimonic105 | 低压 1 级 | 航空 | < 900 |
| GH4118 | 英 Nimonic118 | 涡轮叶片 | 航空 | < 950 |
| GH4710 | 美 Udimet710 | 1 级、2 级 | 燃机 | < 980 |
| GH4738 | 美 Waspaloy | 抗燃气腐蚀叶片 | 燃机 | < 815 |
| GH4500 | 美 Udimet500 | 2 级 | 燃机 | < 870 |

图 4-2-2

考虑到 Simulation 的应用组件中没有上世纪 60 年代的高温合金材料，所以选择 Ti-6Al-4V 钛合金来进行试验，此材料目前广泛运用于制作航空领域的叶片、叶轮等，具有耐高温、耐腐蚀性良好的特点，并且具有较好的锻造性能。此材料屈服强度为 893MPa，抗拉强度为 958MPa，延伸率为 15.50A%。

而根据涡喷 6 航空发动机涡轮叶根的工作状态以及涡轮叶片的工作温度范围，选取-50℃、0℃、+150℃、+325℃和+500℃为叶根工作温度的观察点。然后在 Solidworks 绘图软件中使用 Simulation 应用组件对绘制的优化前后叶根模型分别进行热力学仿真实验。

将原涡轮叶根实验温度设定为-50℃，进行热力学仿真实验，得到实验结果如图 4-2-3 所示。

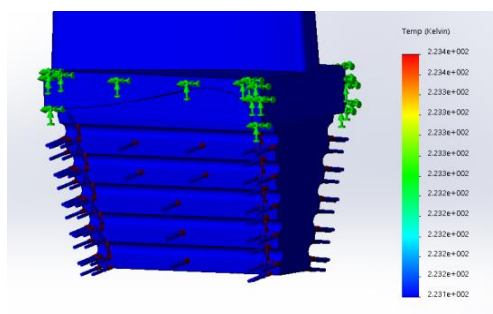


图 4-2-3 原涡轮叶根-50℃

将优化点涡轮叶根实验温度设为-50℃，进行热力学仿真实验，得到实验结果如图 4-2-4 所示。

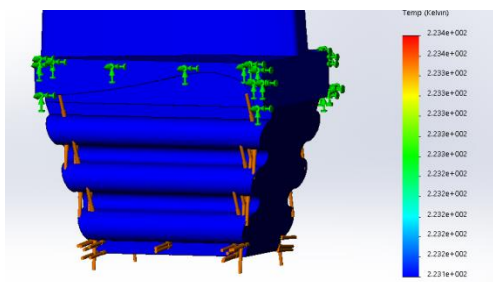


图 4-2-4 优化涡轮叶根-50℃

将原涡轮叶根实验温度设定为 0°C ，进行热力学仿真实验，得到实验结果如图 4-2-5 所示。

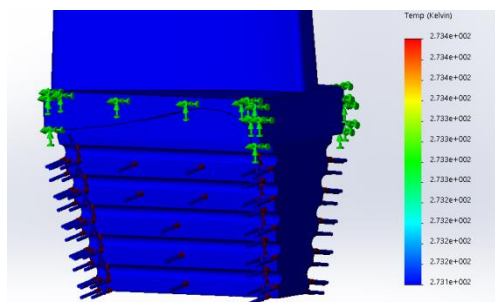


图 4-2-5 原涡轮叶根 0°C

将优化点涡轮叶根实验温度设为 0°C ，进行热力学仿真实验，得到实验结果如图 4-2-6 所示。

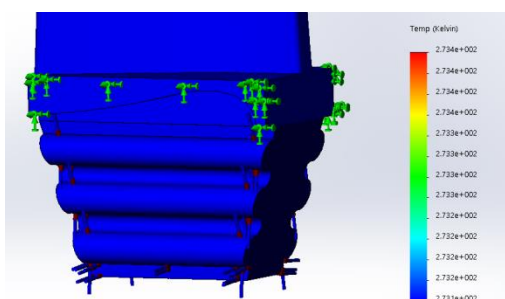


图 4-2-6 优化涡轮叶根 0°C

将原涡轮叶根实验温度设定为 $+150^{\circ}\text{C}$ ，进行热力学仿真实验，得到实验结果如图 4-2-7 所示。

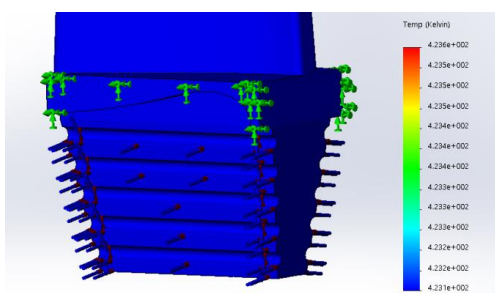


图 4-2-7 原涡轮叶根 $+150^{\circ}\text{C}$

将优化点涡轮叶根实验温度设为 $+150^{\circ}\text{C}$ ，进行热力学仿真实验，得到实验结果如图 4-2-8 所示。

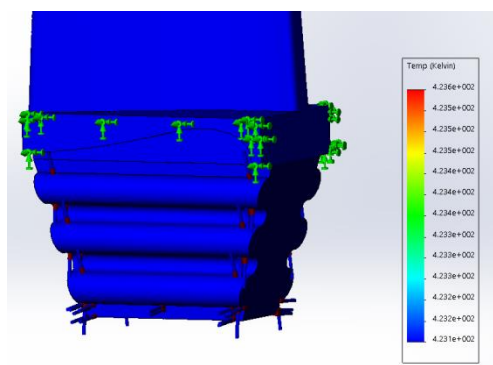


图 4-2-8 优化涡轮叶根+150°C

将原涡轮叶根实验温度设定为+325°C，进行热力学仿真实验，得到实验结果如图 4-2-9 所示。

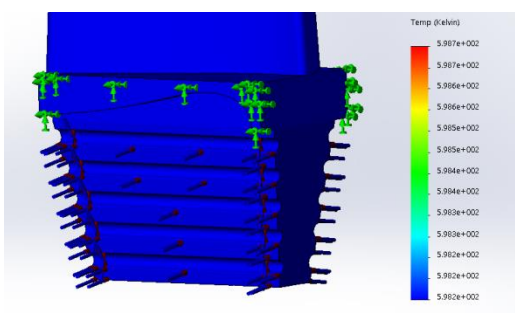


图 4-2-9 原涡轮叶根+325°C

将优化点涡轮叶根实验温度设为+325°C，进行热力学仿真实验，得到实验结果如图 4-2-10 所示。

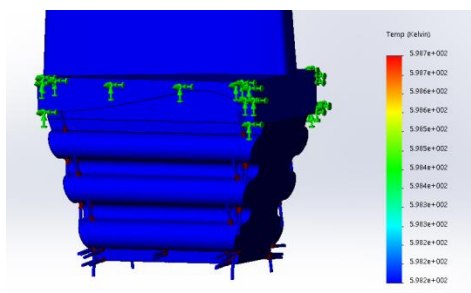


图 4-2-10 优化涡轮叶根+325°C

将原涡轮叶根实验温度设定为+500°C，进行热力学仿真实验，得到实验结果如图 4-2-11 所示。

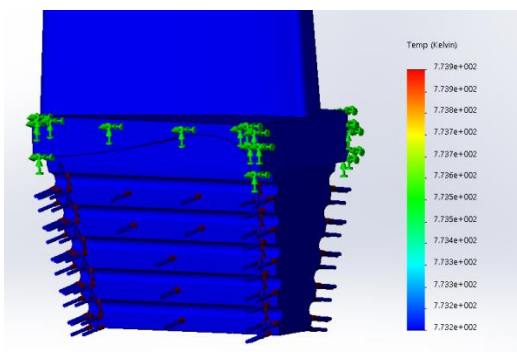


图 4-2-11 原涡轮叶根+500℃

将优化点涡轮叶根实验温度设为+500℃，进行热力学仿真实验，得到实验结果如图 4-2-12 所示。

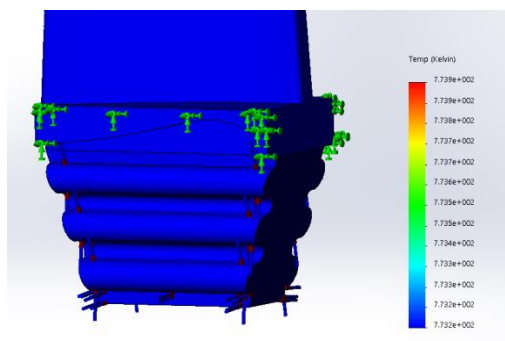


图 4-2-12 优化涡轮叶根+500℃

4. 2. 2 热力学仿真数据对比

整理上面小节所得实验结果，分别将原涡轮叶根结构及优化涡轮叶根结构在 -50℃、+150℃、+350℃和+550℃的温度下进行实验，使用 solidworks 绘图软件中 simulation 应用组件对模型进行热力学仿真实验。分析数据见表 4-2-13。

表 4-2-13 热力学分析对比

| 模型与温度 | -50℃ | 0℃ | +150℃ | +325℃ | +500℃ |
|--------------|------------|------------|------------|------------|------------|
| 原模型 (mm) | 1.316e-003 | 4.368e-004 | 2.199e-003 | 5.275e-003 | 8.351e-003 |
| 优化模型 (mm) | 1.944e-003 | 6.454e-004 | 3.251e-003 | 7.796e-003 | 1.234e-002 |

根据涡轮叶根的尺寸以及上表中最大位移量计算可得，原叶根模型以及优化叶根模型的变形量均远小于 Ti-6Al-4V 钛合金断裂时的最大伸长率，在安全使用范围内。

4. 3 涡轮叶根静应力分析

涡轮叶根是用于连接涡轮叶片和涡轮盘的结构，航空燃气涡轮在工作时，叶

片的离心力迫使榫头的所有齿的支承表面压在轮盘上的榫齿上。在叶片的离心力和弯曲力矩的作用下，榫齿承受着剪切和弯曲，榫齿的表面要承受榫槽的挤压，榫头各处要收到离心力的拉伸，还有相当高的温度，涡轮叶根的工作环境十分恶劣，在此条件下仍要能稳定工作，所以静应力分析能有效反映出叶根的受力能力。

4.3.1 涡轮叶根静应力分析过程

因为涡轮叶根是以榫槽结构与涡轮盘连接，所以在工作时榫齿会承受来自涡轮盘的压力，并且受热膨胀时会与涡轮盘发生挤压，所以要设定压力、压强、扭矩等数值。根据其工作状态设定压力范围为 0-500N，压强为 0-1000N/m²，扭矩为 0-400Nm。结合涡喷 6 航空发动机涡轮叶根的工作状态，设定 250N/m² 与 100Nm、500N/m² 与 200Nm、750N/m² 与 300Nm、1000N/m² 与 400Nm 的条件，使用 solidworks 绘图软件中 simulation 应用组件对模型进行力学仿真实验。

当原涡轮叶根榫齿承受力设为 250N/m² 与 100Nm 时，进行力学仿真实验，得到实验结果如图 4-3-1 所示。

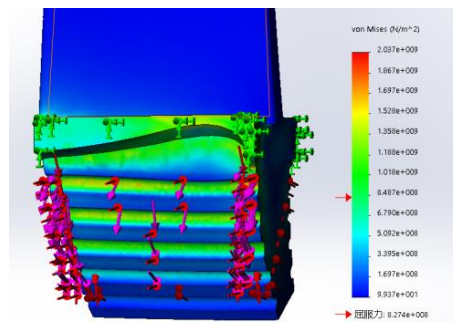


图 4-3-1 原点火装置 250N/m² 与 100Nm

当优化涡轮叶根榫齿承受压强设为 250N/m² 与 100Nm 时，进行力学仿真实验，得到实验结果结果如图 4-3-2 所示。

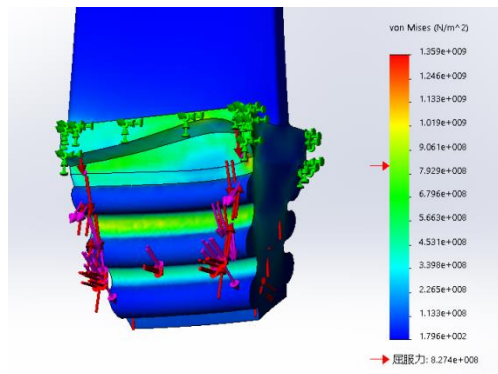


图 4-3-2 优化涡轮叶根 250N/m² 与 100Nm

当原涡轮叶根榫齿承受力设为 500N/m² 与 200Nm 时，进行力学仿真实验，得到实验结果如图 4-3-3 所示。

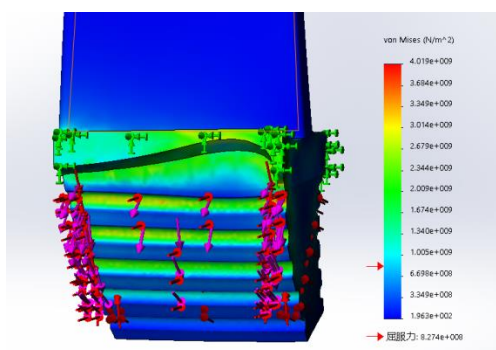


图 4-3-3 原涡轮叶根 500N/m*2 与 200Nm

当优化涡轮叶根榫齿承受力设为 500N/m*2 与 200Nm 时，进行力学仿真实验，得到实验结果如图 4-3-4 所示。

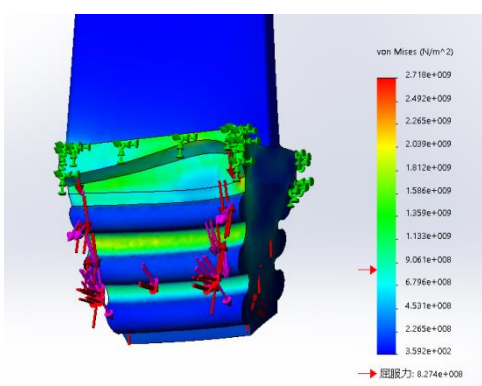


图 4-3-4 优化涡轮叶根 500N/m*2 与 200Nm

当原涡轮叶根榫齿承受力设为 750N/m*2 与 300Nm 时，进行力学仿真实验，得到实验结果如图 4-3-5 所示。

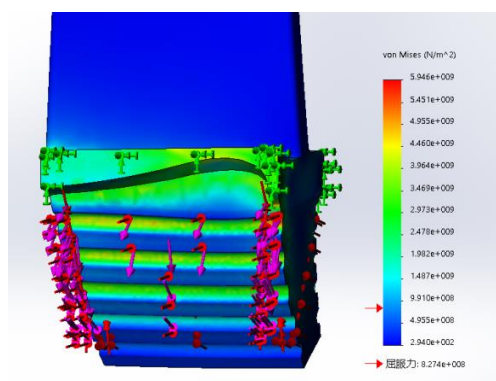


图 4-3-5 原涡轮叶根 750N/m*2 与 300Nm

当优化涡轮叶根榫齿承受力设为 750N/m*2 与 300Nm 时，进行力学仿真实验，得到实验结果如图 4-3-6 所示。

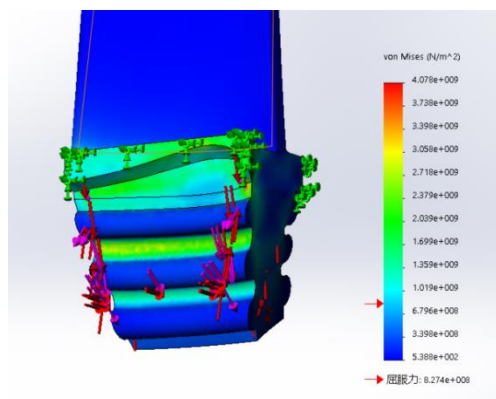


图 4-3-6 优化涡轮叶根 750N/m*2 与 300Nm

当原涡轮叶根榫齿承受力设为 1000N/m*2 与 400Nm 时, 进行力学仿真实验, 得到实验结果如图 4-3-7 所示。

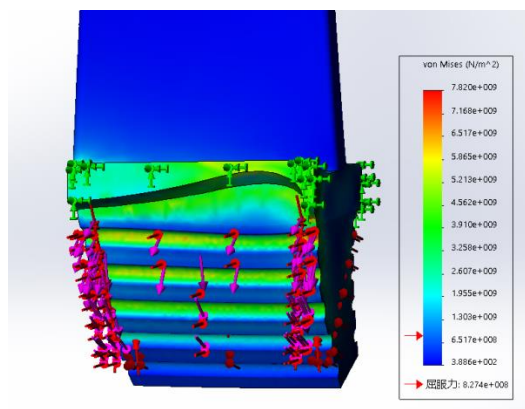


图 4-3-7 原涡轮叶根 1000N/m*2 与 400Nm

当优化涡轮叶根榫齿承受力设为 1000N/m*2 与 400Nm 时, 进行力学仿真实验, 得到实验结果如图 4-3-8 所示。

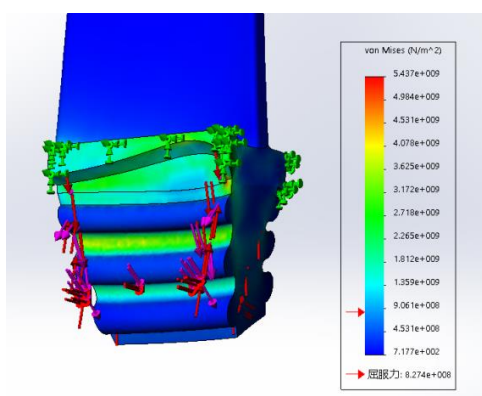


图 4-3-8 优化点火装置 1000N/m*2 与 400Nm

4.3.2 静应力仿真分析对比

整理上面小节所得实验结果, 将原涡轮叶根及优化涡轮叶根分别在 250N/m*2 与 100Nm、500N/m*2 与 200Nm、750N/m*2 与 300Nm、1000N/m*2

与 400Nm 的工作环境下，使用 solidworks 绘图软件中 simulation 应用组件对模型进行了力学仿真实验。。分析数据见表 4-3-9。

表 4-3-9 力学对比分析

| 模型与力值 | 250N/m*2 与 100Nm | 500N/m*2 与 200Nm | 750N/m*2 与 300Nm | 1000N/m*2 与 400Nm |
|-----------|---------------------|---------------------|---------------------|----------------------|
| 原结构 (mm) | 0.496 | 0.983 | 1.463 | 1.934 |
| 优化结构 (mm) | 0.273 | 0.547 | 0.821 | 1.095 |

分析实验数据可知，在使用此材料时，当涡轮叶根在 1000N/m*2 的压力与 400Nm 扭矩的极限使用情况下涡轮叶根的榫齿结构仍未达到 Ti-6Al-4V 钛合金的屈服强度，且在此实验条件下，原叶根结构最大位移的伸长率为 6.45%，优化叶根结构最大位移的伸长率为 3.65%，均小于 Ti-6Al-4V 钛合金的极限延伸率 15.50A%。

4.4 仿真计算结果分析

表 4-4-1 热力学数据分析

| 模型与条件 | -50℃ | 0℃ | +500℃ | 是否符合设计要求 |
|-----------|------------|------------|------------|----------|
| 原结构 (mm) | 1.316e-003 | 4.368e-004 | 8.351e-003 | 是 |
| 优化结构 (mm) | 1.944e-003 | 6.454e-004 | 1.234e-002 | 是 |

表 4-4-2 静应力数据分析

| 模型与条件 | 250N/m*2 与 100Nm | 1000N/m*2 与 400Nm | 是否符合使用条件 |
|-----------|---------------------|----------------------|----------|
| 原模型 (mm) | 0.496 | 1.934 | 是 |
| 优化模型 (mm) | 0.273 | 1.095 | 是 |

通过分析表 4-4-1 和表 4-4-2 的数据，最后总结出的结论如下：

在利用 Solidworks 软件 Simulation 组件的模拟受力分析后，可以看出原模型和优化模型均发生了一定的形变。

在叶根的使用寿命期限内，叶根随着发动机涡轮部件运作时，会产生一定的变形和膨胀，但在经过试验和验证后发现，并不影响工作叶片与轮盘的连接以及涡轮叶根及涡轮盘的使用寿命。

原涡轮 6 发动机在运作时，因为涡轮叶片的工作环境为高温高压，涡轮榫头会受热膨胀，根据表 4-4-1 分析可得知，在一定的高温环境下，优化叶根模型在受热后变形量稍大于原叶根模型，因此优化模型在榫头与榫槽的连接处能够更好地在受热后自由膨胀，利于叶根减小热应力，以达到改善热疲劳的效果，保证了叶根的使用寿命。并且此次实验优化叶根的最大位移在 Ti-6Al-4V 钛合金的极限延伸率之内，因此是合理有效的；因涡轮叶片工作时产生的离心力及弯曲扭矩，使得叶根榫头承受扭矩，以及榫头与榫槽的接触处会有很大压力，并且工作环境高温高压，因此涡轮叶根将会产生移和弹性变形，根据表 4-4-2 分析可得知，在叶根的承受的极限压力以及扭矩内，优化叶根模型的变形量均小于原叶根模型，可以分析得知，优化模型可以明显减小应力集中问题而且改善了应力不集中的问题，使得榫头在承受扭矩和挤压时，具有更好的抗疲劳能力，并且实验中优化叶根与原叶根的最大位移在 Ti-6Al-4V 钛合金的极限延伸率之内，承受载荷也在此材料的屈服强度之内，因此实验结果合理有效。经过查阅大量的资料，并对实验所得数据情况进行分析，得到上述结论。

4.5 流体分析

本小节的内容主要是对原叶片模型以及优化叶片模型进行流体分析，使用到的软件是 SolidWorks 软件中的 FloXpress 工具，此工具可以对零件以及装配体的内部或是外部的流体通过情况进行求解。

4.5.1 涡轮叶片流体分析

首先在 SolidWorks 软件中绘制一个外径为 45mm、内径为 40mm、长为 200mm 的管道，将所要实验的叶片模型放置其中，然后对管道绘制封盖并装配，最后将装配体与叶片外观设置为半透明塑料，利于实验观察。设置流体为空气，流体入口为叶片一端，出口为叶根一端，质量流量比、环境压力和温度均为默认，最后解出模型。

原叶片模型流体分析如图 4-5-1 所示。

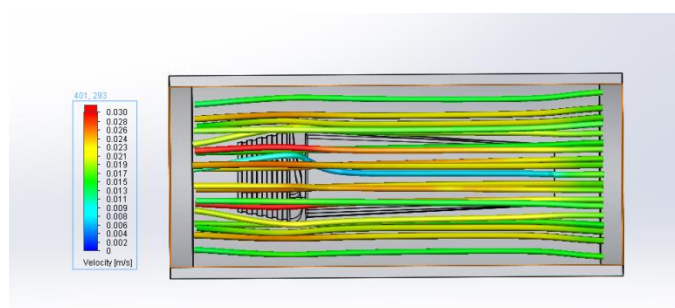


图 4-5-1 原叶片流体分析

优化叶片模型流体分析如图 4-5-2 所示。

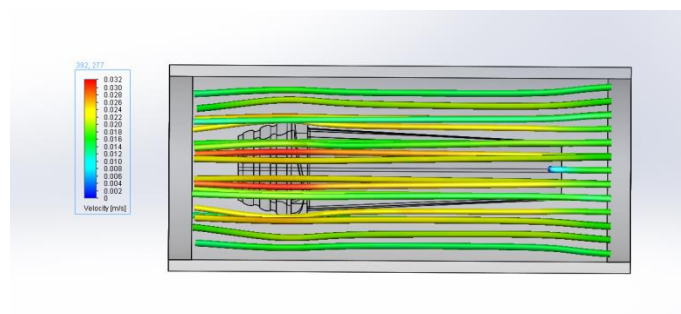


图 4-5-2 优化叶片流体分析

分析两实验结果可知优化叶片模型周围流体的速度要大于原叶片模型，并且有冷却气流通过散热通道，能够增加叶片的散热面积。

4.5.2 涡轮叶根流体分析

考虑到设置散热通道对涡轮叶根的冷却情况，所以需要对涡轮叶根做单独的流体分析，以观察散热通道对叶根的冷却改善情况。

对叶根进行流体分析时，需要先将叶根独立编辑，然后在 SolidWorks 软件中绘制一个外径为 45mm、内径为 40mm、长为 150mm 的管道，将叶根模型放置其中，然后绘制管道的封盖与管道进行装配，再将装配体与叶根模型的外观设置为半透明塑料，利于观察实验结果。设置流体为空气，流体入口为凸肩一侧，出口为榫头一侧，将质量流量比、环境压力和温度均设置为默认，最后解出速度图表。

原叶根模型流体分析如图 4-5-3 所示。

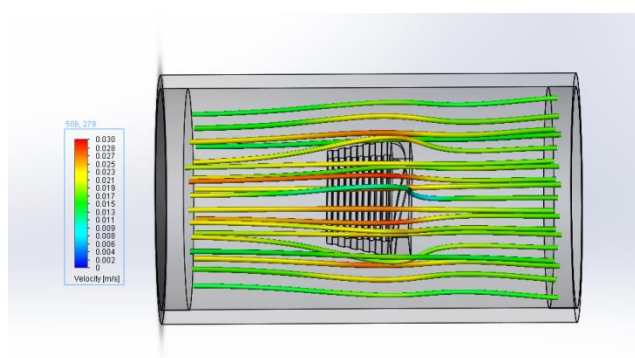


图 4-5-3 原叶根模型流体分析

优化叶根模型流体分析如图 4-5-2 所示。

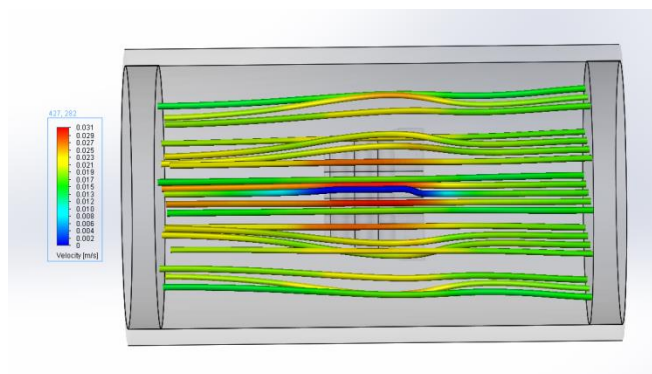


图 4-5-4 优化叶根模型流体分析

通过两图对比分析可知，优化叶根模型周围的空气流速高于原叶根模型周围的流速，而且散热通道中有气流通过，同样可以增加一股冷却气流，改善了叶根的散热情况。

4.5.3 流体实验结果分析

通过对整体叶片以及对叶根进行单独的流体分析，可以得知在优化叶片模型的周围空气流速均高于原叶片模型，并且有气流通过散热通道，此结论可以证明优化叶片模型中的散热通道在叶片冷却时增加了一股冷却气流，增加了散热面积，使得优化叶片具有更好的散热性能，利于叶片在高温状态下持续工作。

第五章 总结和展望

经过对上一章的实验数据进行分析,得到如下结论:优化后的模型在热力学及静应力分析上得到的结果尚可,但依然有部分细节和问题,因为疫情原因未能在学校发动机上实际操作测量,并且由于现有实验材料不足,以及实验操作的手段有限,加上家庭住址距离学校相当远,无法往返于学校,和涉及到个人工作实习就业等等原因,未能将一些理论上的构思,通过实际加工生产的方式制作出并运用到涡喷 6 航空发动机实体上,进行试验和验证,因此无法得到具体的试验数据。

我的构思总结如下几点:

1. 涡轮叶根的凸肩之间以及凸肩和涡轮盘的接触部位添加耐磨涂层,以延长使用寿命。在相邻的两个凸肩之间会发生相对摩擦运动,且无论在任何工作状态下的振动模式下均表现为相对滑动。由于接触面位移场与应力场的分布不均匀,所以可能会出现弹性剪切变形、部分滑动、整体滑动等等几个阶段,而摩擦拥有变形过程和黏着(冷焊)过程的双重本质,将导致相邻凸肩的接触面以及凸肩和涡轮盘之间的接触面在工作一定的使用时间后,会产生严重的磨损或者损耗,并会导致凸肩产生疲劳裂纹。

为了改善叶片凸肩和涡轮盘的使用寿命,需要在接触面处喷涂耐磨涂层,如 Met-co72NS 或者 BTH-1 合金等^[3],并且需要定期的修复磨损处。在耐磨涂层上再喷涂干摩擦润滑剂可以改善凸肩的使用情况。喷涂耐磨涂层和干摩擦润滑剂二者结合将会达到一个较好的效果。

2. 考虑到原涡喷 6 发动机涡轮叶片的散热方式为两股气流冷却,而涡喷 7 的散热方式为三股气流冷却,所以我构思为的改善方式为:参考涡喷 7 涡轮叶片的散热方法,在叶片内部制作圆孔形或者是扁孔形的散热通道。因为涡轮的叶片在工作时受到高温燃气的包围,运转时要受到极大的热应力和离心力等,承受热疲劳载荷,所以涡轮叶片是发动机中受力和受热最严重的零部件之一,而温度过高将大大影响涡轮叶片的工作性能和使用寿命,这样将会导致其损坏,危害到飞机的正常飞行。

通过大量查阅相关资料我得知,在叶片内部开通散热通道,利用的是对流冷却法,顾名思义就是在航空发动机叶片的中部设置散热通道,使得气流在经过叶片内部的通道的时候能够迅速带走大量的热量,或者在叶片内部设置带肋通道,规范气流的进入^[4],可以达到与设置散热通道一样的效果,二者原理相同。这种内部散热通道在一定程度上大大增加了涡轮叶片的散热面积,利用对流的方式与叶片内壁面进行热交换,冷却效果为 200℃到 250℃^[5],并且高速通过散热通道的气流,可以加速涡轮叶片的换热效率,提高冷却效果。

需要注意的是如果散热通道贯穿工作叶片与叶根部分,将会干扰到叶根的力度,继而对涡轮叶根以及榫头与涡轮盘的连接效果产生影响,因此在设置散热通道时,同样可以参考涡喷七发动机将散热通道的下端出口设置在中间叶根处,这样既可以达到对叶片的散热效果,也不会影响到涡轮叶根的安全工作。进而保障航空发动机的安全工作与飞机的安全行驶。

3. 在对涡喷 6 发动机进行拆装实训时我发现,此款发动机涡轮叶片凸肩下方的阻尼槽内没有任何减震和封严措施,因此我的改进方法为在阻尼槽内增加缘板阻尼器^[6],并在凸肩表面设置孔型/蜂窝阻尼密封。因为涡轮叶片在工作时,叶片将会受到热冲击和不稳定的脉动负荷^[7],而且会产生一定的振动,会使相邻凸肩、凸肩和涡轮盘以及榫头连接处不断发生摩擦和振动,影响使用安全和使用寿命^[8]。所以我采用在阻尼槽内增加孔型/蜂窝阻尼密封的方式来改善封严和阻尼。

封严可以减少航空发动机的气流损失,提高增压比和涡轮效率^[9]。查阅资料得知气体工质孔型阻尼密封和蜂窝阻尼密封具有相近的、优于传统迷宫密封的封严性能和阻尼稳定性能,已经广泛应用于燃气涡轮等气体工质机械中,蜂窝封严可以参考美国 F-16 战斗机的成功改进案例^[10]。

而阻尼有助于减少机械结构的振动幅度,起到隔振、减振的效果,从而避免结构因为振动而产生结构破坏。查阅相关资料得知缘板阻尼器广泛的被采用于叶根缘板与中心轮盘分离的叶盘^[11],可以放置在阻尼槽内起到减振效果,常用的有楔形缘板阻尼器和半圆柱型阻尼器,两者均通过叶轮机械旋转过程中的离心力压紧在两个相邻叶片的缘板之间^[12],并且有仿真实验证明,在一定的条件下两者的减振效果差别不大,所以均可利用于涡喷 6 叶片阻尼槽内用于减振。

4. 因条件限制以及所能查找到的相关资料有限,所以无法全面考虑叶片及叶根在各种条件下运作的情况,如飞机在积冰等极端飞行条件下工作^[13],或是对涡轮叶片和叶根的制作加工工艺情况以及对相关部件的维修情况。

涡喷 6 发动机使用年代为二十世纪六十年代,距今已有六十多年历史,虽然早已不在生产,但仍有相当数量在役。通过本次对涡喷 6 航空发动机涡轮叶根及叶片的研究,使我将大学所学知识实际运用到工作和学习中,如基础的航空知识、航空发动机原理与构造以及对建模软件的使用,并运用这些知识来绘制模型、编写我的论文。涡喷 6 发动机及其相关改型对我们国家的航空事业发展也有着相当重要的意义,令我国在独立自主研制航空发动机方面增加了很多宝贵的经验,同时也锻炼了许多航空发动机工业制造专业人才,保障了国防力量。希望我们国家的航空发动机研制水平能更上一层楼。

参考文献

- [1] 张银波, 闫国华. 航空发动机原理及制造
- [2] 荆洪阳, 潘胜豪, 徐连勇, 赵雷, 韩永典. Ti-6Al-4V 钛合金弯曲疲劳行为与损伤机理研究[J]. 天津大学学报(自然科学与工程技术版), 2021,54(09):942-949.
- [3] 许锬俊. 凸肩(叶冠)接触面摩擦机理及参数测定的实验研究[J]. 航空发动机, 2002(01):26-32.
- [4] 赖建和. 航空发动机涡轮叶片冷却技术综述[J]. 新型工业化, 2021,11(08):39-40.
DOI:10.19335/j.cnki.2095-6649.2021.8.019.
- [5] 席雷, 高建民, 徐亮, 赵振, 李云龙. 涡轮叶片厚壁带肋通道流动与传热性能的预测和优化[J]. 西安交通大学学报, 2021,55(12):25-34.
- [6] 任凤英, 雷浩强, 裴聪. 叶片封严槽的电火花加工方法研究[J]. 机械, 2020, 47(04):70-74.
- [7] Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy Volume 235, Issue 5. 2021. PP 1173-1186
- [8] Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy Volume 235, Issue 5. 2021. PP 1019-1038
- [9] 周公铜. 涡轮叶片缘板封严特性研究[D]. 南京航空航天大学, 2014.
- [10] 毛凯, 李昌旻, 张聃, 安康. 高压液氧涡轮泵孔型/蜂窝阻尼密封的设计[J]. 火箭推进, 2021,47(02):47-53.
- [11] 温伟. 叶片-盘系统摩擦阻尼减振分析方法研究[D]. 南京航空航天大学, 2020.
DOI:10.27239/d.cnki.gnhhu.2020.002315.
- [12] International Journal of Heat and Mass Transfer Volume 178, 2021.
- [13] Journal of Thermal Science Volume 30, Issue 4. 2021. PP 1376-1387

致 谢

大学四年的时光如白驹过隙，匆匆流逝。在这段时间里，我体会到了学习带给我的充实，感受到了室友之间相处的温馨，老师们的教导令我如沐春风。这次论文的编写完毕，也是为我的大学生活画上了一个句号，心中有完成工作的轻松，有自己在经过努力后看到成果的喜悦，也有对校园生活的依依不舍，更有对指导老师的感激之情。在这四年的时间里，同学们的友善，老师们的耐心教学，无数的人给过我帮助，我由衷的感谢他们，使我在通往未来的道路上不断进取。

特别要感谢的是我的论文指导老师，给了我这次宝贵的学习机会。导师的平易近人、幽默风趣和耐心的指导，让我感受到了温暖与关怀。在学习中，导师给予我细致的指导，他渊博的专业知识、宽阔的学术视野、精炼准确的语言、兢兢业业的工作作风都对我的论文产生了极大的帮助。从论文选题到构思框架，再到完成论文，每一步都少不了老师的细致指导，每当我有疑惑时，他都会给我耐心解答问题，当我的思路停滞不前时，他会引导我开动脑筋、大胆创新，用他严谨求实的治学态度和积极进取的工作精神来帮助我克服困难，老师的谆谆教导使我获益匪浅，让我在未来的学习、工作以及生活的路上勇敢前进，令我终生受益。同时也要感谢来自五湖四海的同学们和室友，在这四年的匆匆时光里，在学习和生活上给予我帮助，我们有一起学习时的辛勤汗水，也有放松时的欢声笑语，我们吃住同行，成为了最亲密的伙伴，希望在未来的日子里，都要努力前行，实现自己的理想与目标。最后，我要感谢父母，他们一直是我最强有力的后盾，给我最温暖的怀抱，默默地支持着我前进，感谢他们无私的爱。

感谢各位老师及专家能在百忙之中评阅我的论文。