



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

## 本科生毕业设计

航空发动机放气机构滚针结构优化设计及分析  
Optimization Design and Analysis of Needle Roller Structure of  
Aeroengine Bleeding Mechanism

姓 名 高云鹏

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

航空发动机放气机构滚针结构优化设计及分析  
Optimization Design and Analysis of Needle Roller Structure of  
Aeroengine Bleeding Mechanism

姓 名 高云鹏

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	航空发动机放气机构滚针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 WP6 航空发动机实物教具并结合学生兴趣能力，制定放气机构滚针优化题目。WP6 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 E4 三楼航空航天学院发动机实训区有十台退役 WP6 航空发动机供学生学习使用。由于 WP6 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，所以对其滚针部分进行优化。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放气机构滚针结构的资料，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、整个滚针是否符合航空发动机外形轮廓等。对优化后的滚针进行受力分析，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，WP6 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): 张健 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

航空发动机（aero-engine）是一种高度复杂和精密的热力机械，作为飞机的心脏，不仅是飞机飞行的动力，也是促进航空事业发展的重要推动力，人类航空史上的每一次重要变革都与航空发动机的技术进步密不可分。它直接影响飞机的性能、可靠性及经济性，是一个国家科技、工业和国防实力的重要体现。滚针属于 WP6 发动机防喘振系统的放气机构，一个人最重要的就是心脏，而飞机的心脏就是航空发动机，一旦发动机出现问题，飞机发动机可能会停车，造成不可挽救的损失以及伤亡。航空的防喘振装置好坏，同样也决定了飞机的飞行速度以及飞机飞行过程中的稳定性。发动机的喘振问题是影响喷气式发动机发展的重要因素。航空发动机的防喘振的一个功能就类似于汽车的防震减震装置，用于保持飞行的稳定性。防喘振装置的预防制约是保证航空安全的重点。

国外现状：防喘控制研究为提高喘振裕度，防止发动机喘振，现代战斗机都进行了防喘控制。Edward 等认为，喘振的控制是今后 50 年压气机研究的主要问题。著名的美国国家发动机研究计划 IHPTe 和 VAATE 的智能发动机部分，都将喘振研究与主动稳定性控制技术列为重要内容，军用航空发动机的防喘控制系统主要是针对飞机机动飞行和武器发射时防止发动机喘振和熄火而设计的，在俄罗斯 AJI-Φ3 发动机、PD-33 发动机上都采用了防喘，消喘控制系统，军用航空发动机发展了数字式防喘控制系统，并取得了较大的进展。

国内现状：张绍基等对某型发动机消喘系统进行了改进设计，并进行了数字仿真和试验验证。高永等以主燃油供油量、压气机中间放气量和尾喷口面积为调节参数，以喘振裕度为监测对象，设计并仿真验证了该型发动机的模糊防喘控制器。屈霁云等分别采用吊舱进口安装扰流板和提高发动机慢车以上状态供油量 2 种方法，对某型发动机进行地面逼喘试验，获取了喘振特性，验证了消喘系统的工作。周燕等通过建立原型机和某型发动机消喘模块模型，查找并验证了消喘系统的失效原因和改进方法。

目前对消喘系统的研究，分为仿真研究和试验验证。仿真研究一般基于仿真平台进行，如 MATLAB、AMESim1 或自主研发仿真平台。试验验证方法是通过逼喘试验验证消喘系统的工作。逼喘方式包括在发动机进口安装插板逼喘、开大高压压气机进口导流叶片角度逼喘、用火风洞进行温度畸变逼喘、收小喷口逼喘、燃烧室喷水逼喘、加大加速供油量逼喘、燃烧室燃油急增逼喘、发射模拟火箭弹逼喘。

而我们本次论文主要针对 WP6 进行研究，属于轴流式单转子带加力燃烧室的涡轮喷气发动机，该发动机采用的防喘振方式为压气机中间级放气，若采用上述研究方式则需对整个发动机进行研究，因此我们只对 WP6 发动机放气机构的滚针进行结构的

优化设计及分析，通过对 WP6 发动机防喘振系统中滚针部分进行拆卸，弄明白基本结构以及工作原理，发现其是由一个放置滚针的轴和轴套组成，我在拆卸的过程中发现滚针极容易散落，因为其所在的轴上无固定装置，这就会在安装时造成很大麻烦，如果没有及时找到滚针并安装回去就可能会对发动机防喘系统造成损伤，不利于工作人员在维修时进行拆装，因此为提高工作效率，加强结构刚度、强度以及维修拆装方便等性能，我决定对其进行优化及分析。

## 2. 毕业设计（论文）课题任务的内容和要求

工作内容：

1.分析航空发动机放气机构滚针结构的不足；

首先对原滚针结构进行一比一 3D 建模，分析系统中结构的不足之处。

2.优化航空发动机放气机构滚针结构分析；

对滚针结构进行初步优化分析并进行 3D 建模，对比优化前后机构，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。

利用同种方法进行第二种结构优化设计，将两种优化后的结构进行对比分析选出最优方案。

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）：

（1）毕业设计一套

4. 推荐参考资料：

- [1] 张绍基, 航空发动机控制系统的研发与展望[J], 航空动力学报, 2004, 19(3): 380-381.
- [2] 张绍基, 刘世官. 航空发动机消喘控制系统设计与试验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(1): 204-210.
- [3] 刘世官, 张绍基, 薛秀生, 等. 涡扇发动机消喘系统设计及试验研究[J]. 航空发动机, 2011, 37(1): 30-34.
- [4] 高永, 李本威, 郁大照. 航空发动机防喘模糊控制器的设计[J]. 辽宁工程技术大学学报, 2010, 29(5): 814-816.
- [5] 屈霖云, 马明明, 王小峰, 等. 某型发动机喘振特征分析及消喘系统验证试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1291-1296.
- [6] 周燕, 王曦, 姜晓峰, 某型航空发动机消喘功能改进方案的研究[C]//第十五届中国科协年会第13分会场: 航空发动机设计、制造与应用技术研讨会论文集. 贵阳: [s. n], 2013.
- [7] Edward M, Greitzer. Some aerodynamic problems of aircraft engines: fifty years after[J]. ASME, 2009, 131(3): 031101.
- [8] 罗泽明, 郑丽, 张玉宪. 航空发动机喘振的研究与发展[J]. 机械设计与制造工程, 2015, 44(6): 1-2.
- [9] John R Gaston. Turbocompressor Antisurge Control, New Solution for an Old Problem [R]. ASME 92-GT-428, 1992.
- [10] Ffowcs Williams J E, Graham WR. An Engine Demonstration of Active Surge Control [R]. ASME 90-GT-224, 1990.

所在专业审查意见：

同意

负责人： 姚堂涛

2021年12月6日



## 一、 开题报告内容（课题的目的意义、与本课题有关的国内外研究（应用）情况及发展趋势、课题主要研究内容、参考文献等）

### （一）国内外研究情况

本次研究的课题为航空发动机放气机构滚针结构，放气机构隶属于发动机的防喘振系统，喘振是航空发动机在使用过程中经常遇到的一种特殊情况。当发动机严重偏离设计工作状态、压气机前后流通能力不匹配时，压气机内就会出现叶片边界层流动分离现象，甚至进一步发展成旋转失速状态直至喘振状态。喘振是发动机的一种不稳定工作状态，喘振时，压气机内出现气流流动、分离、中断的脉动现象，气流时断时续，压力时大时小。飞行中发生喘振时，发动机将会出现振动，发出低沉的噪声，燃气温度急剧升高，转速摆动或下降，严重时会造成发动机停车。为了改善压气机的工作特性，提高发动机稳定工作的范围，目前航空发动机工程师们的研究包括 3 个方向：通过喘振裕度分析和流场仿真进行稳定性研究；发动机防喘和消喘控制系统研究；喘振故障的检测和诊断。防喘系统的设计原则是该系统能在最短时间内将具有推力损失的工作不稳定的发动机恢复到稳定工作状态。通常采取的防喘措施有：降低或切断燃油流量、关小压气机导向器、打开放气活门和增加喷管面积等。为了获得现代发动机中防喘系统的高效性要求这些执行机构的动作速度越快越好。

张绍基等对某型发动机消喘系统进行了改进设计，并进行了数字仿真和试验验证。高永等以主燃油供油量、压气机中间放气量和尾喷口面积为调节参数，以喘振裕度为监测对象，设计并仿真验证了该型发动机的模糊防喘控制器。屈霁云等分别采用吊舱进口安装扰流板和提高发动机慢车以上状态供油量 2 种方法，对某型发动机进行地面逼喘试验，获取了喘振特性，验证了消喘系统的工作。周燕等通过建立原型机和某型发动机消喘模块模型，查找并验证了消喘系统的失效原因和改进方法。防喘控制研究为提高喘振裕度，防止发动机喘振，现代战斗机都进行了防喘控制。Edward 等认为，喘振的控制是今后 50 年压气机研究的主要问题。著名的美国国家发动机研究计划 IHPTE 和 VAATE 的智能发动机部分，都将喘振研究与主动稳定性控制技术列为重要内容，军用航空发动机的防喘控制系统主要是针对飞机机动飞行和武器发射时防止发动机喘振和熄火而设计的，在俄罗斯 AJI-Φ3 发动机、PD-33 发动机上都采用了防喘、消喘控制系统，军用航空发动机发展了数字式防喘控制系统，并取得了较大的进展。

### （二）课题的目的和意义

而我们本次论文主要针对 WP6 进行研究，属于轴流式单转子带加力燃烧室的涡轮喷气发动机，该发动机采用的防喘振方式为压气机中间级放气，若采用上述研究方式则需对整个发动机进行研究，无法实现，因此我们只对 WP6 发动机放气机构的滚针进行结构的优化设计及分析，通过对 WP6 发动机防喘振系统中滚针部分进行拆卸，弄明白基本结构以及工作原理，发现其是由一个放置滚针的轴和轴套组成，我在拆卸的过程中发现滚针极容易散

落，因为其所在的轴上无固定装置，这就会在安装时造成很大麻烦，如果没有及时找到滚针并安装回去就可能会对发动机防喘系统造成损伤，不利于工作人员在维修时进行拆装，因此为提高工作效率，加强结构刚度、强度以及维修拆装方便等性能，我决定对其结构进行优化及分析，以达到利于维修拆装，加强结构刚度、强度提高工作效率的目的。

同时作为高等院校培养面向生产、建设、管理和服务第一线的高技术应用型人才的最后一个教学环节。是培养学生综合运用所学基础理论、基本知识、基本技能和专业知识的重要手段。通过完成某一课题、可以进一步检验学生处理实际问题的能力。使学生掌握基本的设计、科研。方法，受到初步的工程技术训练。并可综合衡量教学质量。以利于提高教学管理水平。

### （三）主要内容

研究内容 1: 分析原 WP6 放气机构滚针结构的不足；

研究内容 2: 针对原 WP6 放气机构滚针结构进行局部优化结构改进，设计若干优化方案；

研究内容 3: 对优化后结构分别与原结构进行对比分析从而形成初步结论，并选出最优方案。

为了使滚针便于安装和不易脱落，以便于维修人员拆装，在原结构上进行改进，第一种方案：在原有滚针轴上去掉轴肩，在依照滚针尺寸在轴的外表面开出半圆形槽，可以将滚针放入其中，为防止其滑出去，加上盖子；第二种方案，滚针就相当于轴承的作用，所以直接原滚针结构做成类似于轴承的样子，做两个圆柱形轴套，大的为外套，小的为内套，将滚针放在两个轴套之间，使外套与内套之间可以相对运动，将滚针轴从内套穿入，这两种方案均可避免滚针易于滑落，且都保留滚针的润滑作用，在经过分析计算选出最优方案。

- [1] 张绍基，航空发动机控制系统的研发与展望[J]，航空动力学报，2004，19(3):380-381.
- [2] 张绍基，刘世官. 航空发动机消喘控制系统设计与试验[J]. 航空动力学报，2012，27(1):204-210.
- [3] 刘世官，张绍基，薛秀生，等，涡扇发动机消喘系统设计与试验研究[J]. 航空发动机，2011，37(1):30-34.
- [4] 高永，李本威，郁大照. 航空发动机防喘模糊控制器的设计[J]. 辽宁工程技术大学学报，2010，29(5):814-816.
- [5] 屈霖云，马明明，王小峰，等. 某型发动机喘振特征分析及消喘系统验证试验[J]. 航空动力学报，2010，25(6):1291-1296.
- [6] 周燕，王曦，姜晓峰，某型航空发动机消喘功能改进方案的研究[C]//第十五届中国科协年会第13分会场：航空发动机设计、制造与应用技术研讨会论文集. 贵阳：[s. n]，2013.

[7] Edward M, Greitzer. Some aerodynamic problems of aircraft engines: fifty years after [J]. ASME, 2009, 131(3): 031101.

[8] 罗泽明, 郑丽, 张玉宪. 航空发动机喘振的研究与发展 [J]. 机械设计与制造工程, 2015, 44(6): 1-2.

[9] John R Gaston. Turbocompressor Antisurge Control, New Solution for an Old Problem [R]. ASME 92-GT-428, 1992.

[10] Ffowcs Williams JE, Graham WR. An Engine Demonstration of Active Surge Control [R]. ASME 90-GT-224, 1990.

## 二、进度及预期结果

起止日期	主要内容	预期结果
2021.12.4-2022.1.5	在校内实训基地对 WP6 进行装卸实践操作, 测量主要参数, 分析 WP6 放气机构滚针结构的缺点	方案科学、合理、完整、充分
2022.1.5-2022.2.3	通过查询关于航空发动机防喘措施的文献期刊, 了解 WP6 的放气机构	通过文献充分了解 WP6 放气机构及滚针结构的位置及作用
2022.2.4-2022.3.10	根据参考数据和已知信息对滚针结构进行三维建模, 首先进行原模型的建模, 再根据原模型的不足之处设计两种或两种以上的结构优化设计方案	完成仿真设计建模
2022.3.10-2022.4.31	将改进设计好的新滚针结构与原滚针结构分别进行参照对比, 反复试验论证, 分析优势及不足之处, 不断进行修改, 并选出最优方案	对模型进行比较并得出结论
2022.4.31-2022.5.15 2022.5.16-2022.6.4	编写论文并进行修改  论文查重和答辩	修改在结论中找出不足, 开始撰写论文
完成课题的 现有条件	航空发动机实训场地 WP6 发动机及其配套的专用发动机拆装检测工具 SolidWorks 软件	
指导教师 意见	同意开题  指导教师: <u>福巍</u> 2022年3月5日	
开题答辩 小组意见	同意开题  组 长: <u>刘金利</u> 2022年3月5日	

天津中德应用技术大学  
本科生毕业设计（论文）的声明

本人郑重声明：所呈交的毕业设计（论文），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（论文）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（论文）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（论文）原创性声明的法律责任由本人承担。

毕业设计（论文）作者签名：高云鹏

2022年6月3日

本人声明：该毕业设计（论文）是本人指导学生完成的研究成果，已经审阅过设计（论文）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（论文）指导教师签名：福巍

2022年6月3日

## 摘 要

航空发动机的功能是十分巨大的，它的工作能力直接影响到了航空器的飞行性能、安全可靠和经济效益，所以，它被喻为航空器的“心脏”。所以，一定要具备强大的设计、生产和建造生产能力，是一个典型的科技密集型产业。防喘系统对于发动机是否安全起到至关重要的作用，可以有效地解决喘振问题，因此对它的性能要求是非常严苛的。

本次是对WP6航空发动机进行防喘系统放气机构的优化，通过查阅文献和老师的指导，了解到其防喘措施是压气机放气，发现它是由放气带、放气孔、作动筒和控制元件等组成。与导师沟通，交流之后，我选择对WP6的放气机构滚针结构进行优化，并对原结构进行分析及样机测绘，并且使用SolidWorks三维制图软件，对放气机构滚针结构进行三维建模，第一种优化方案：改变原有滚针轴的外形，设计采用在滚针轴上开半圆槽；第二种优化方案：改变原有滚针结构，设计内外壳体将滚针放置其中，以达到利于维修拆装，提高工作效率的目的。并通过温度载荷分析，扭矩分析原则出优化方案二更为合理，最后对选定方案进行简单流体分析，使分析内容更加全面。

**关键词：**喘振；防喘系统；放气带；滚针；热应力分析；静应力分析；流体分析

## ABSTRACT

The function of aeroengine is very huge, and its working ability directly affects the flight performance, safety and economic benefits of aircraft, so it is described as the "heart" of aircraft. Therefore, must have strong design, production and construction production capacity, is a typical technology intensive industry. Anti-surge system plays a crucial role in the safety of the engine and can effectively solve the surge problem, so its performance requirements are very strict.

This is the optimization of the vent mechanism of the anti-surge system for the WP6 aero-engine. By referring to the literature and the guidance of the teacher, we know that the anti-surge measure is the vent of the compressor, and it is found to be composed of the vent belt, vent hole, actuator cylinder and control components. After communicating with my tutor, I chose to optimize the needle roller structure of WP6's air release mechanism, analyze the original structure and map the prototype, and use SolidWorks 3D drawing software to conduct 3D modeling of the needle roller structure of the air release mechanism. The first optimization scheme: change the shape of the original needle roller and design a semicircular groove on the needle roller; The second optimization scheme: change the original needle rolling structure, design the inner and outer shell to place the needle rolling in it, in order to achieve the purpose of convenient maintenance and disassembly, improve the work efficiency. And through the temperature load analysis, torque analysis principle optimization scheme two is more reasonable, and finally the selected scheme for simple fluid analysis, so that the analysis content is more comprehensive.

**Key words:** Surge; Anti-surge system; Deflated; Needle; Thermal stress analysis; Static stress analysis; Fluid analysis

# 目 录

第一章	绪论	1
1.1	论文选题背景	1
1.2	国内外研究现状分析	1
1.3	论文的研究内容	2
第二章	总体方案介绍	3
2.1	课题研究对象简介	3
2.2	防喘系统放气机构的组成	3
2.3	优化目的及方向	3
2.3	研究过程与方法简述	4
第三章	滚针结构分析及优化	5
3.1	滚针结构三维建模	5
3.2	滚针结构优化	6
第四章	原模型及优化模型仿真结果对比	10
4.1	SoildWorks 三维软件介绍	10
4.2	滚针结构静应力分析	10
4.3	仿真计算结果分析	31
4.4	滚针结构优化方案二流体分析	32
4.5	流体仿真数据分析	35
第五章	不足和展望	36
5.1	论文中的不足	36
5.2	展望	36
	参考文献	38
	致谢	39

## 第一章 绪论

### 1.1 论文选题背景

航空发动机的功能是十分巨大的，它的工作能力直接影响到了航空器的飞行性能、安全可靠和经济效益，所以，它被喻为航空器的“心脏”。因为航空发动机需要在高温、高压、高转速和高负荷的环境<sup>[1]</sup>中不断地工作，同时又需要具备质量低、稳定性好、推力大、使用安全和经济效益高等优点，所以，一定要具备强大的设计、生产和建造生产能力。从某种意义上说，一个国家成为航空强国的主要标准是研制航空发动机的水平。中国航空发动机的研制是在新中国成立后开始的，从最初的修理、仿造、改进改型一步步走到今天可以独立设计制造航空发动机，走过了一条艰辛的发展道路<sup>[1]</sup>。因为涡喷发动机各项性能都比活塞式发动机更加优秀，所以伴随着航空技术不断的发展完善，从 50 年代后，涡喷发动机就开始逐步替代活塞式发动机，成为当时战斗机的主要动力装置。中国的涡喷发动机也是在 50 年代中期开始研制的，结构上经历了由轴流式到离心式、由单转子到双转子、从仿造改型到完全独立研制的过程。满足了各型作战飞机的需要<sup>[1]</sup>。

本文研究的对象是航空发动机放气机构滚针结构，放气机构隶属于航空发动机防喘系统是航空发动机的重要组成部分。放气机构的原理是压气机在中间级放气，目的是将内部因气流旋绕而产生的大气旋放出，增加前几级压气机的空气流量，避免前几级因攻角过大而产生气流分离，其结构类型有以下几种：放气活门、放气带、放气窗。本次论文研究的机型是 WP6 航空发动机，其放气机构的类型为放气带：其主要结构有放气带、放气孔、作动筒和控制元件等。

### 1.2 国内外研究现状分析

滚针属于 WP6 发动机防喘振系统的放气机构，防喘控制研究目的就是：通过提高喘振裕度从而防止发动机喘振，目前防喘控制适用于所有战斗机。Edward<sup>[2]</sup>等认为，喘振就将会成为未来的一大困难。来自美国的 IHPTE 和 VAATE 的智能发动机部分，十分重视喘振研究与主动稳定性控制技术<sup>[3]</sup>，防喘系统也可以防止在军用飞机在进行军事用途时发生发动机喘振和熄火<sup>[4-5]</sup>，并且多为数字式防喘系统<sup>[6]</sup>。在国内，张绍基<sup>[7-8]</sup>等也对防喘系统进行设计与改进，并完成了数字仿真和试验验证。高永<sup>[9]</sup>等通过调节主燃油供油量、压气机中间放气量和尾喷口面积，并监测喘振裕度，设计并验证了模糊防喘控制器。屈霁云<sup>[10]</sup>等通过采用吊舱进口安装扰流板和提高发动机慢车以上状态供油量，对发动机进行地面逼喘试验，利用喘振特性，验证了消喘系统的工作。周燕<sup>[11]</sup>等通过原型机和某型发动机消喘模块模型，并找到了改进方法。

### 1.3 论文的研究内容

本文主要对防喘振系统中放气机构滚针结构使用 SolidWorks 三维模型软件进行建模，通过对其拆装过程发现结构中存在的缺陷，相应的设计出弥补缺陷的优化结构，通过资料查找 WP6 发动机放气机构滚针结构的材料，以便后续对优化模型进行有限元分析。对比结果，得出最优方案。

关于对 WP6 放气机构滚针结构的优化，本文主要研究以下三个方面：

研究内容 1：分析原 WP6 放气机构滚针结构的缺陷；

研究内容 2：设计两种可以弥补原结构缺陷的优化方案；

研究内容 3：对两种优化模型分别与原结构进行仿真对比分析从而形成结论，并从中选出最优方案。

## 第二章 总体方案介绍

### 2.1 课题研究对象简介

本次研究优化对象是 WP6 航空发动机防喘振系统放气机构滚针结构，在对滚针结构进行分析和优化设计之前，首先要查阅有关航空发动机放气机构的资料，为了对其有更加深入地了解，对其进行拆卸。并且在拆卸的过程中，了解放气机构滚针结构的组成、各部分的位置以及用途，并记录各方位尺寸，方便进行三维建模。下面将对 WP6 航空发动机进行简单的介绍。

WP6 是沈阳发动机厂在苏制 PД-9Б 喷气发动机基础上仿制并发展而形成的一个发动机系列型号。WP6 于 1959 年 7 月定型，是中国首型超音速航空发动机，属于轴流式单转子带加力燃烧室的涡轮喷气发动机。1984 年沈航首次将中国独创的沙丘驻涡火焰稳定器（北航高歌发明）成功应用于 WP6 的改进型，彻底解决了 PД-9Б 所固有的振荡燃烧现象。WP6 系列发动机是产量最大国产航空发动机，总产量高达 29316 台，主要用于歼-6 系列和强-5 系列国产战机，仍有相当数量在役。

### 2.2 防喘系统放气机构的组成

航空发动机的防喘振系统的一个功能就类似于汽车的减震装置，可以维持飞机在飞行中的稳定性。WP6 发动机放气机构大多采用放气带结构，主要由放气带、放气孔、作动筒和控制元件等组成。由摇臂带动放气带运动，放气带松开时，气流可由放气孔放出；放气带束紧时停止放气。放气孔的位置和数量应满足尽量减少对转子叶片前的速度场和压力场影响的要求，否则会引起叶片剧烈振动甚至折断。放气窗放气机构是大涵道比涡扇发动机普遍采用的防喘方式，通过在低压压气机出口放气，进而减少高压压气机的空气流量。该机构由环形放气窗、放气封严环、作动筒及控制元件等组成。

### 2.3 优化目的及方向

在大三学期的航空发动机拆装实训课中，老师要求进行完整有序的拆装学校现有的 WP6 发动机，我和一个同学负责的是发动机放气机构的拆装。那么在对放气机构进行拆装的时候，发现滚针极易散落，因为其所在的轴上无固定装置，这就会在安装时造成很大麻烦，如果没有及时找到散落的滚针并安装回去就可能对发动机防喘系统造成损伤，不利于工作人员在维修时进行拆装，因此为提高工作效率，以及维修拆装方便等性能，我决定对其进行优化及分析。在与导师交流后，应设计一种结构使滚针不易散落。

在对滚针结构进行优化改进时应从以下几个方向进行考虑：

1. 可靠性：飞机在高空飞行中，情况是多变的，因此优化后的滚针结构必须拥有可以在不同工作状态，不同工作环境下保持可靠工作的能力；
2. 维修性：因为飞机需要对其进行频繁地维护，检查，因此在设计优化方案时需要考虑便于维修人员对滚针结构进行拆装；
3. 润滑性：滚针结构本身就是一种减小摇臂与钢带间的摩擦力起到润滑作用，因此设计的优化方案也要保持原结构的润滑性。

## 2.3 研究过程与方法简述

本次研究选用的对象为 WP6 航空发动机。首先查阅资料，对 WP6 航空发动机进行拆卸工作，分离出滚针结构。进行拆卸，测量尺寸。运用 SolidWorks 制图软件，绘制三维模型。分析其不足之处，针对不足设计两种优化方案，再与导师沟通，商量方案可行性。绘制优化模型，最后通过有限元对比优化前后模型，选择性能更为优秀的，得出结论。

## 第三章 滚针结构分析及优化

### 3.1 滚针结构三维建模

#### 3.1.1 滚针结构三维建模过程

本次利用 SolidWorks 三维建模软件建模，下面介绍 WP6 的放气机构的滚针结构建模过程：

1.打开 SolidWorks，绘制滚针。首先新建零部件，横向画出中心线，再画出滚针剖面图。

2.在竖向画一旋转轴，将轮廓沿旋转轴旋转一周，得到滚针，如图 3-1 所示。



图 3-1 放气机构滚针结构

3.新建零部件，绘制滚针结构的轴。选择用旋转成型的建模方式，首先画出要旋转的轮廓。

4.再经由旋转轴旋转 360°，得到轴，如图 3-2 所示。

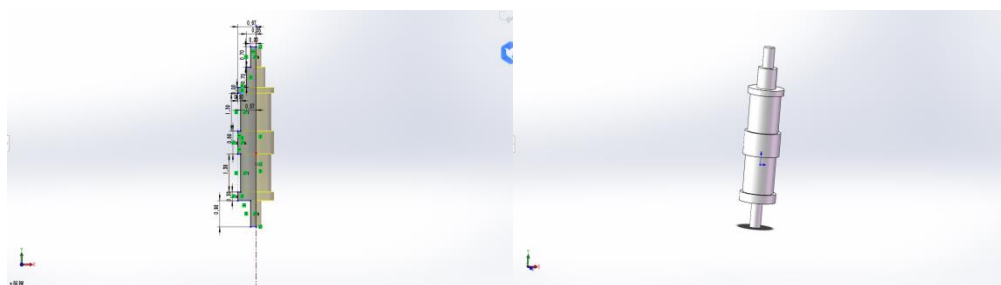


图 3-2 放气机构滚针结构轴

5.下面进行装配过程，新建一装配图，插入零部件将轴和滚针放进去。

6.首先将滚针上表面与轴肩下表面相切，滚针下表面与轴肩相切，滚针表面与轴槽表面相切，再将滚针的轴线与轴的轴线相平行，第一个滚针装配完毕。

7.在选择圆周阵列命令，选择滚针，选择阵列轴（轴的中心轴），角度为 360°，阵列个数为 18 个，等间距，得到滚针结构的装配图，如图 3-3 所示。

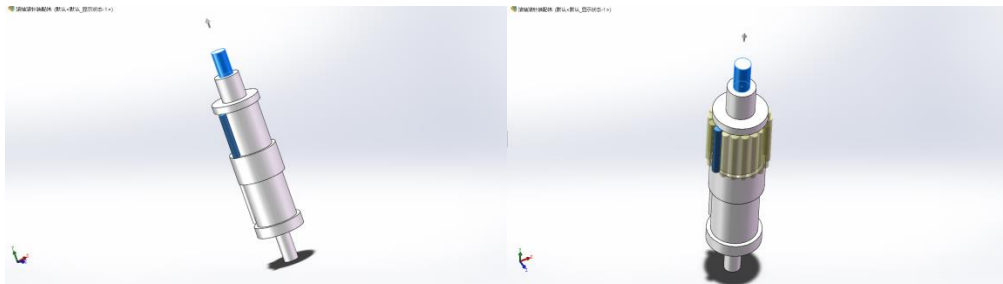


图 3-3 滚针与轴装配

8.下半部分滚针装配如上述装配过程，最终得到滚针结构装配图，如图 3-4 所示。

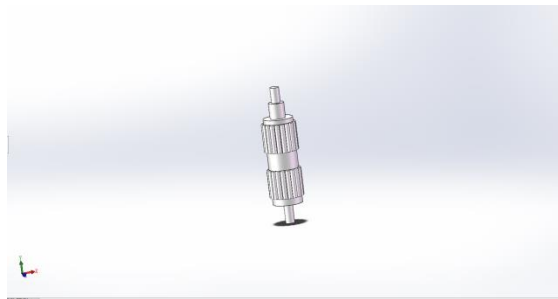


图 3-4 滚针结构装配图

### 3.2 滚针结构优化

根据图 3-5 啤酒手提架得到启发，想在轴的外表面设计一个类似的结构可以将滚针沿着轴表面固定。



图 3-5 啤酒手提架

因为轴要在轴套中转动，滚针在其中起到减小摩擦的作用，所以要让滚针同时接触轴和摇臂。

因此将结构设置为半圆形就不阻碍滚针与摇臂之间的接触，如图 3-6 所示。

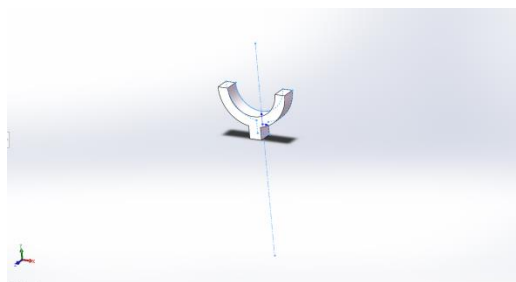


图 3-6 固定结构

在于导师交流后，考虑到滚针在高速旋转过程会产生侧向的力，因滚针尺寸很小，其配套的固定结构尺寸也与滚针相近，所以担心不能承受滚针旋转而产生的侧向载荷，所以决定直接在轴上开半圆槽，将滚针放入其中。

下面根据原结构的结构分析，绘制滚针优化结构。

### 3.2.1 滚针优化结构三维建模过程

1.新建零部件，选择前视基准面绘制草图，首先将绘制轴的大致形状，在原模型基础上，将原来放置滚针的凹陷处填满，如图 3-7 所示。

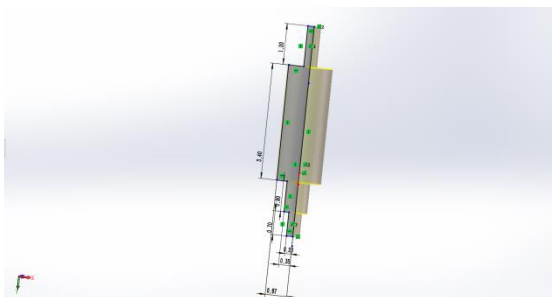


图 3-7 初步模型

2.在轴的上表面进行草图绘制运用圆命令和智能尺寸，绘制圆为  $R=20$  毫米、选择阵列轴（轴的中心轴），角度为  $360^\circ$ ，阵列个数为 18 个，等间距。选择凸台拉伸命令，拉伸 30 毫米。在反方向重复上述步骤，得到模型，如图 3-8 所示。



图 3-8 改进后轴模型

3. 为防止其脱离半圆槽，绘制轴肩限制滚针纵向运动，新建零部件，选择轴上下表面，使用绘制圆命令、绘制出轴肩的基本形状。并利用凸台拉伸命令，

拉伸凸台 2 毫米，如图 3-9 所示。

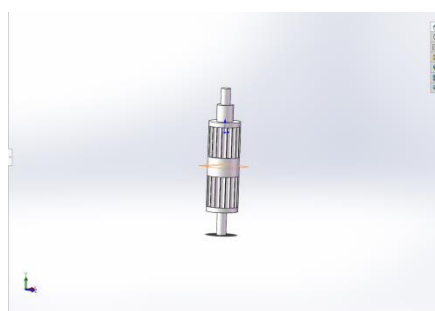


图 3-9 优化滚针结构装配体

4.新建一个装配体文件，将优化绘制好的轴和滚针互相装配好，如图 3-10 所示。

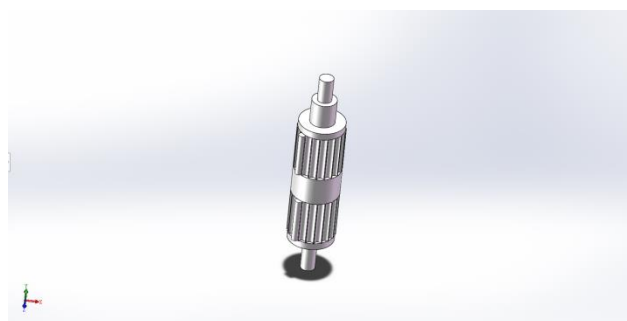


图 3-10 优化滚针结构装配体

通过与老师沟通因为原滚针的缺点就是在结构中没有能够实现对滚针的束缚作用，所以想到不妨制作内外壳，将滚针放置于内外壳之间，这样既起到对滚针的固定作用，同时也能润滑，此方案不需对滚针轴进行改动也能一定程度上起到维持和保护原结构刚度、强度的作用。

将思路整理在纸上，设计每个部位的尺寸，重新进行建模。

5.打开 SolidWorks3D 软件，新建零部件，绘制结构的外壳。选择前视基准面，使用矩形工具和智能尺寸工具，绘制草图，在画一条旋转轴距图形上表面 7.7 毫米，选择旋转命令将图形沿旋转轴旋转 360°得到外壳，如图 3-11 所示。

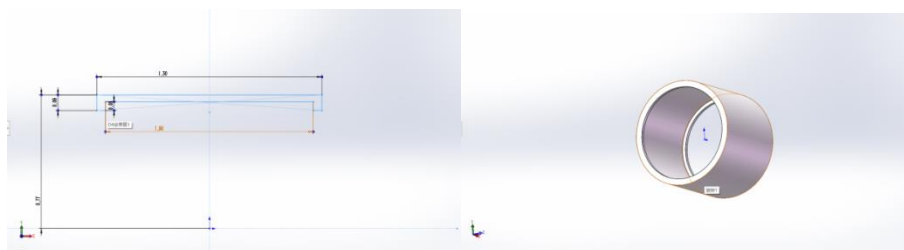


图 3-11 优化模型二

6.接下来绘制结构的内壳，新建零部件，选择前视基准面，绘制草图，使用矩形工具和智能尺寸工具，绘制草图，画一条旋转轴距图形下表面 5.7 毫米，运用旋转命令，沿旋转轴将图形 360°旋转得到仿轴承结构内壳，如图 3-12 所示。

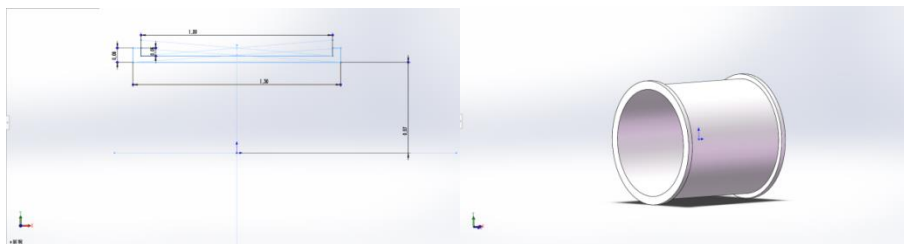


图 3-12 优化模型二

7.将滚针放入内外壳之间，下面展示一下优化模型二装配结果，如图 3-13 所示。

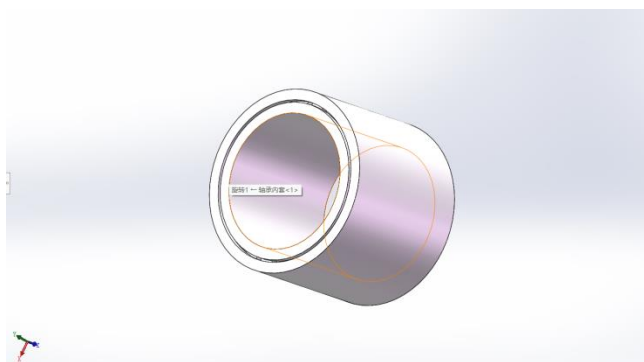


图 3-13 优化模型二

8.将优化模型二装配到滚针轴上，下面展示装配结果如图 3-14 所示。

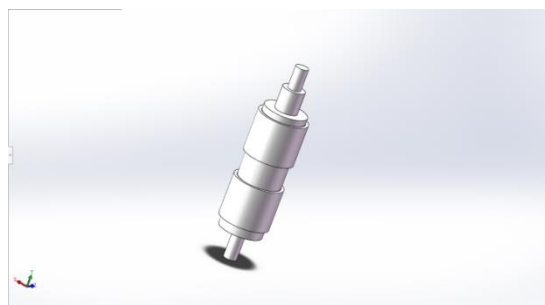


图 3-14 优化模型二与滚针轴装配建模

## 第四章 原模型及优化模型仿真结果对比

### 4.1 SolidWorks 三维软件介绍

本章将利用SolidWorks来进行结构分析以及数据对比，Solidworks是由美国公司推出的功能强大的三维机械设计软件系统，自1995年问世以来，以其优异的性能、易用性和创新性，极大地提高了机械工程师的设计效率，在与同类软件的激烈竞争中已经确立其市场地位，成为三维机械设计软件的标准。

本章的分析需要用到SolidWorks软件其中的两个插件，分别叫做Simulation插件与Flow Simulation插件。可以在Simulation插件中进行静应力分析。静应力分析中选用载荷分别选择温度与扭矩。在Flow Simulation插件中进行流体分析，流体分析包括定义结构材料、流体类型、划分网格、定义空气的流速以及进出口的条件。SolidWorks Simulation和SolidWorks Flow Simulation可以有效地进行仿真分析，操作难度适中，学生用起来非常的方便，同时也便于理解。可以有效地解决我们目前会遇到的一些问题。

### 4.2 滚针结构静应力分析

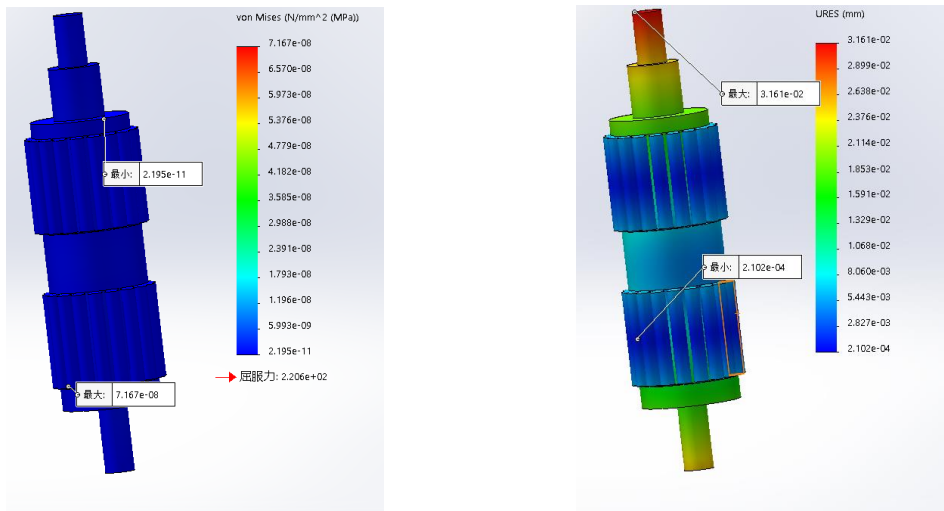
由于滚针结构本身安装在加力燃烧室附近，靠近热源，金属器件对温度比较敏感。长时间高温环境下，还会对零件造成热膨胀变形的现象，对寿命会产生一定的影响，同时还会产生影响工作稳定性问题，因此有必要对滚针结构在温度载荷下进行热力分析。

滚针结构对于飞机在空中的飞行至关重要，必须保证它能在工作中正常的运行。滚针结构安装在发动机放气机构中的摇臂与钢带之间，在飞机发动机运行的过程中，若发生喘振，摇臂会带动钢带工作，滚针要承受来自摇臂的压力和扭矩等影响，还要保证其能够正常运转，因此要对滚针结构进行扭矩载荷下的分析。

#### 4.2.1 滚针结构温度载荷下应力分析过程

首先对结构进行材料定义，经查阅资料了解，WP6 放气机构滚针结构使用材料为普通钢材。因为考虑到极端天气，所以会出现低温环境，又因为滚针结构靠近加力燃烧室，因此滚针结构的使用温度载荷为(-45~+100)°C，根据 WP6 航空发动机振动图谱，选取-45°C、-15°C、+15°C、+45°C、+75°C和+100°C。因此在 Solidworks3D 软件中对 3D 模型进行热应力仿真分析。

当原滚针结构设置在-45°C温度载荷下，对模型进行热力仿真计算，得出应力图、位移图，如图 4-1 所示。

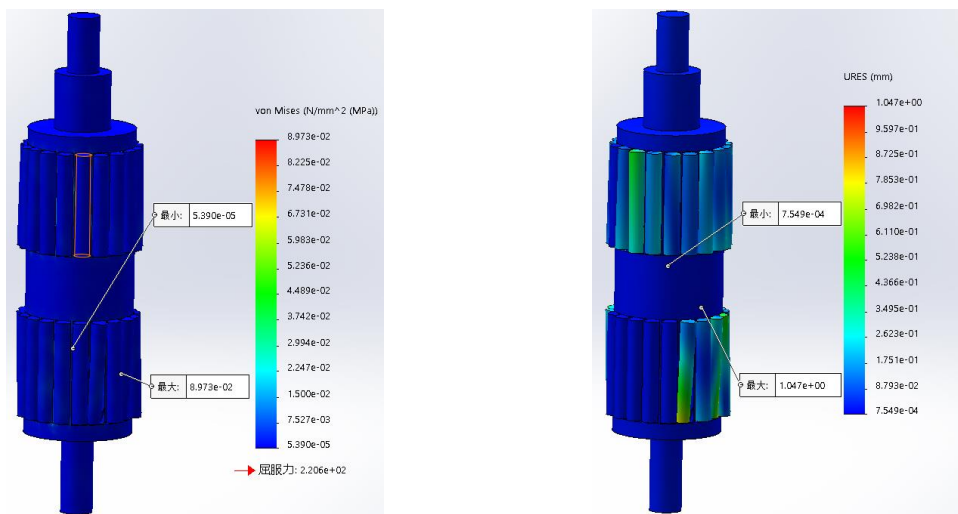


(1) 应力图

(2) 位移图

图 4-1 原滚针结构-45℃

当滚针结构优化方案一设置在-45℃温度载荷下，对模型进行热力仿真计算，得出应力图、位移图，如图 4-2 所示。

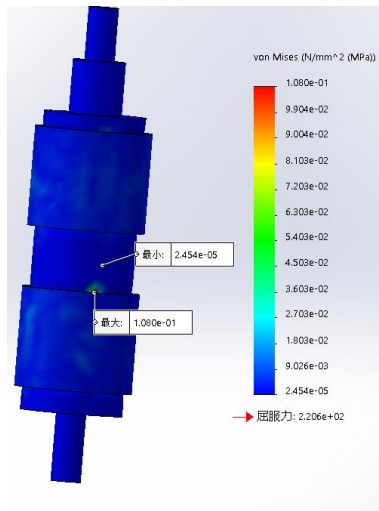


(1) 应力图

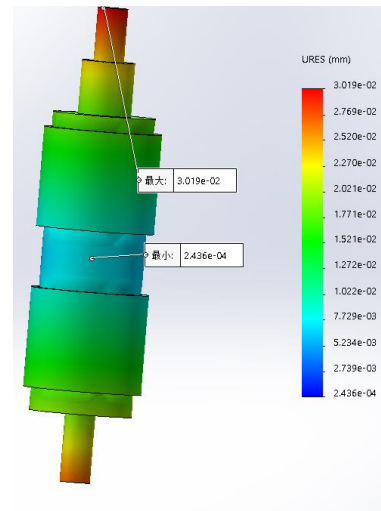
(2) 位移图

图 4-2 滚针结构优化方案一-45℃

当滚针结构优化方案二设置在-45℃温度载荷下，对模型进行热力仿真计算，得出应力图、位移图，如图 4-3 所示。



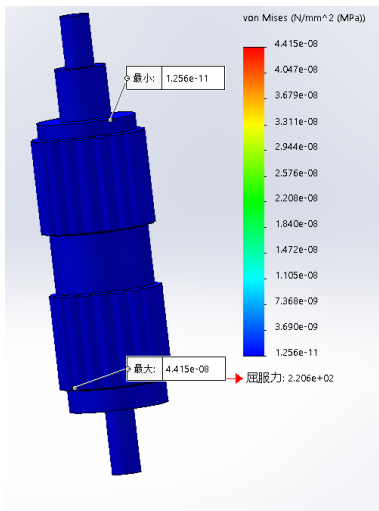
(1) 应力图



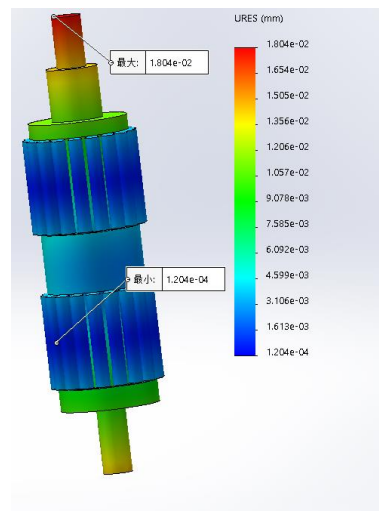
(2) 位移图

图 4-3 滚针结构优化方案二-45°C

当原滚针结构设置在-15°C温度载荷下，对模型进行热力仿真计算，得出应力图、位移图，如图 4-4 所示。



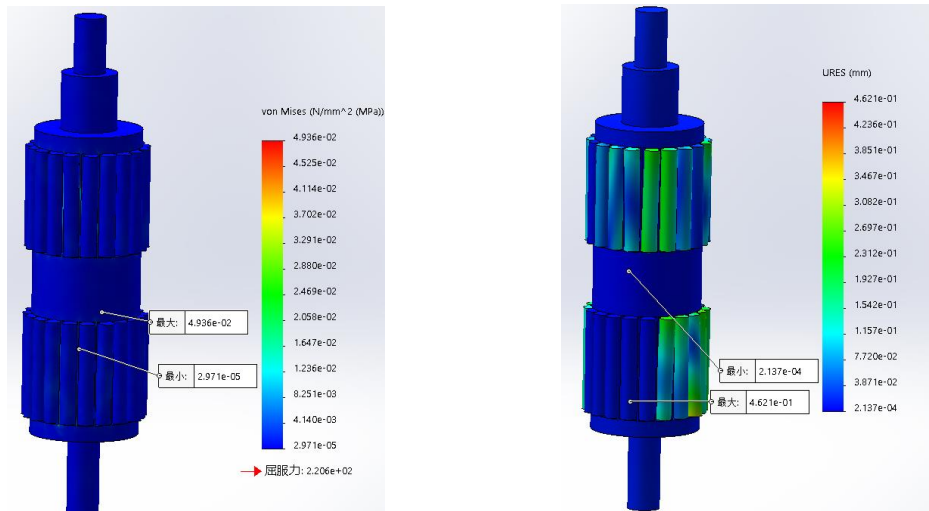
(1) 应力图



(2) 位移图

图 4-4 原滚针结构-15°C

当滚针结构优化方案一设置在-15°C温度载荷下，对模型进行热力仿真计算，得出应力图、位移图，如图 4-5 所示。

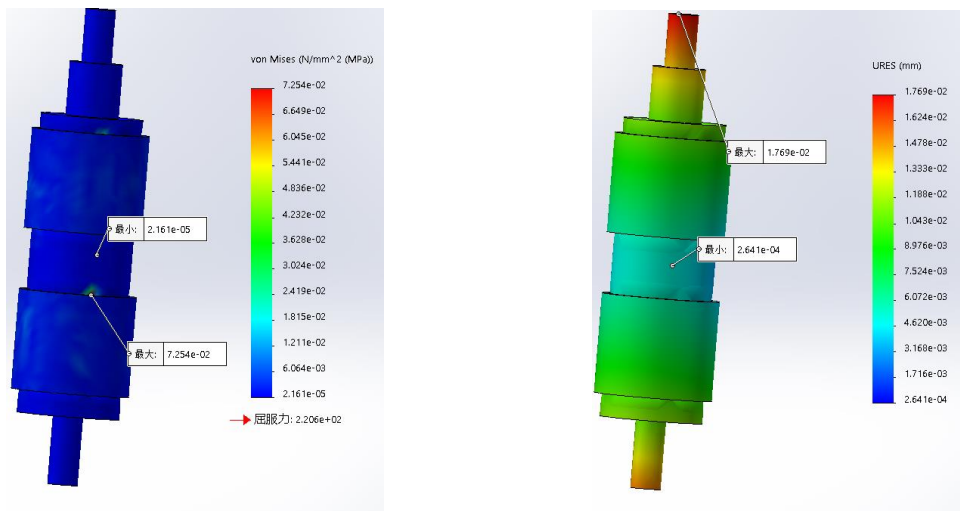


(1) 应力图

(2) 位移图

图 4-5 滚针结构优化方案一-15°C

当滚针结构优化方案二设置在-15°C温度载荷下，对模型进行热力仿真计算，得出应力图、位移图，如图 4-6 所示。

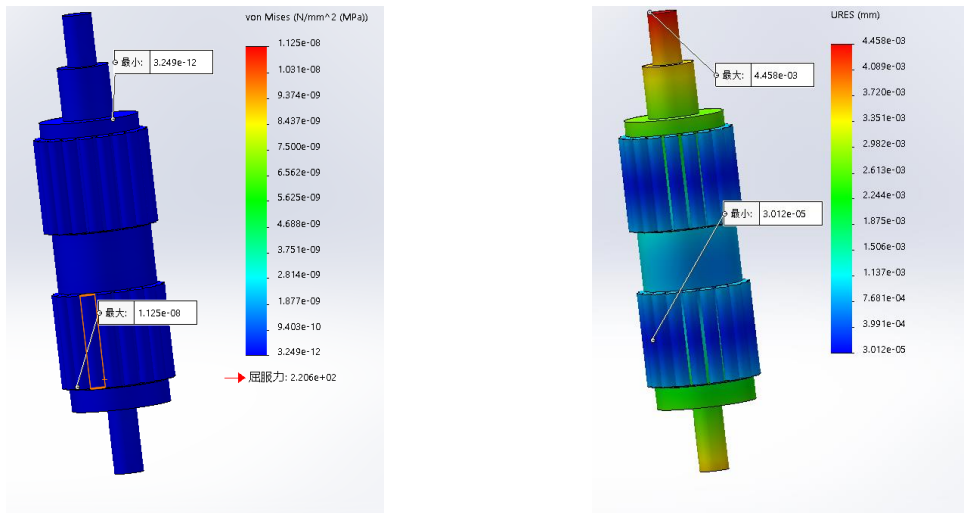


(1) 应力图

(2) 位移图

图 4-6 滚针结构优化方案二-15°C

当原滚针结构设置在+15°C温度载荷下，对模型进行热力仿真计算，得出应力图、位移图，如图 4-7 所示。

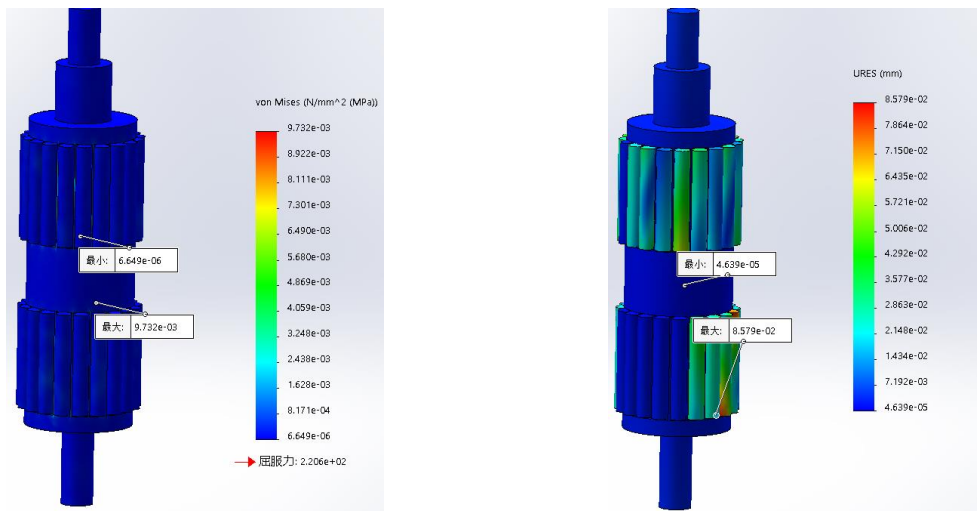


(1) 应力图

(2) 位移图

图 4-7 原滚针结构 15°C

当滚针结构优化方案一设置在+15°C温度载荷下,对模型进行热力仿真计算,得出应力图、位移图,如图 4-8 所示。

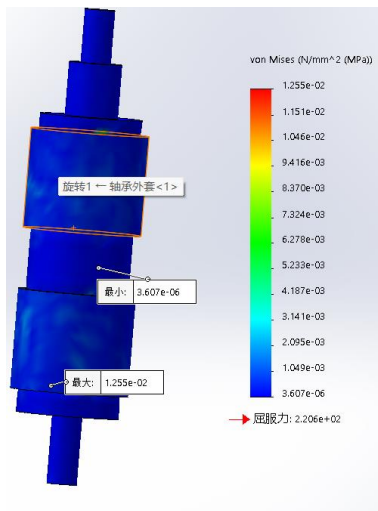


(1) 应力图

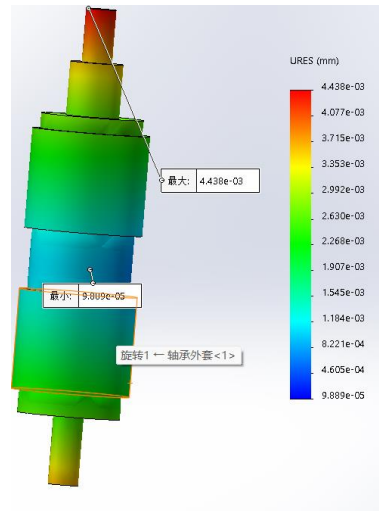
(2) 位移图

图 4-8 滚针结构优化方案一 15°C

当滚针结构优化方案二设置在+15°C温度载荷下,对模型进行热力仿真计算,得出应力图、位移图,如图 4-9 所示。



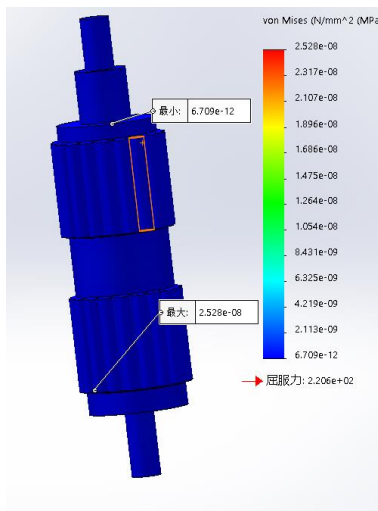
(1) 应力图



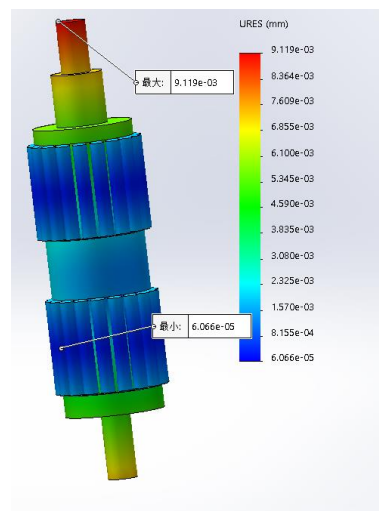
(2) 位移图

图 4-9 滚针结构优化方案二 15°C

当原滚针结构设置在+45°C温度载荷下，对模型进行热力仿真计算，得出应力图、位移图，如图 4-10 所示。



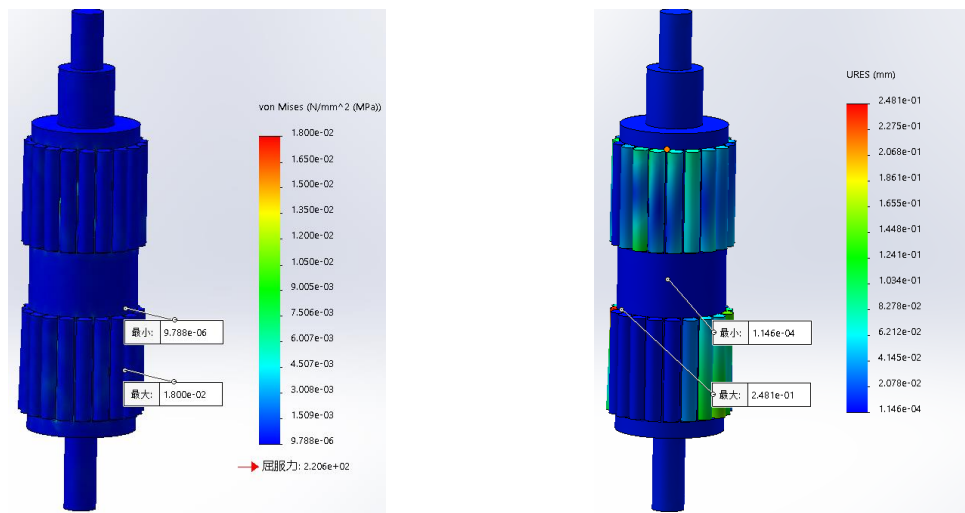
(1) 应力图



(2) 位移图

图 4-10 原滚针结构 45°C

当滚针结构优化方案一设置在+45°C温度载荷下，对模型进行热力仿真计算，得出应力图、位移图，如图 4-11 所示。

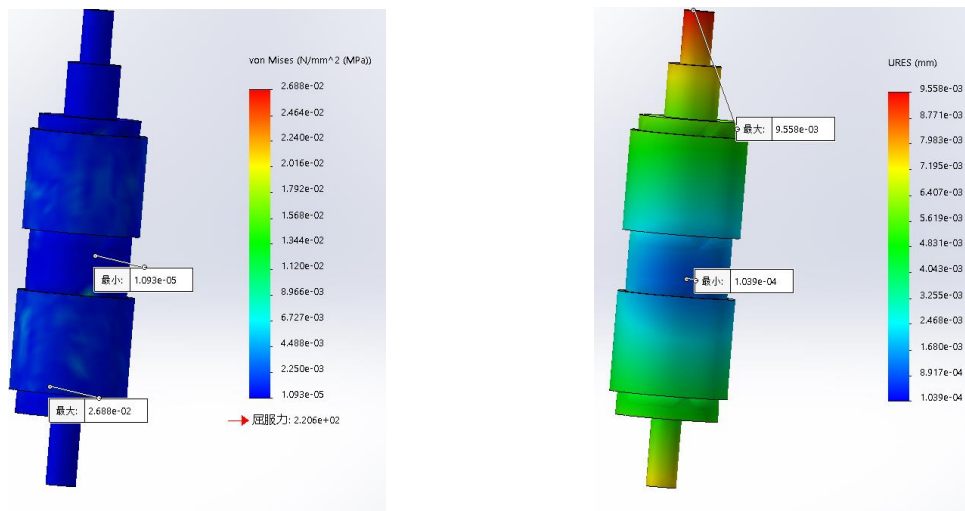


(1) 应力图

(2) 位移图

图 4-11 滚针结构优化方案一 45°C

当滚针结构优化方案二设置在+45°C温度载荷下,对模型进行热力仿真计算,得出应力图、位移图,如图 4-12 所示。

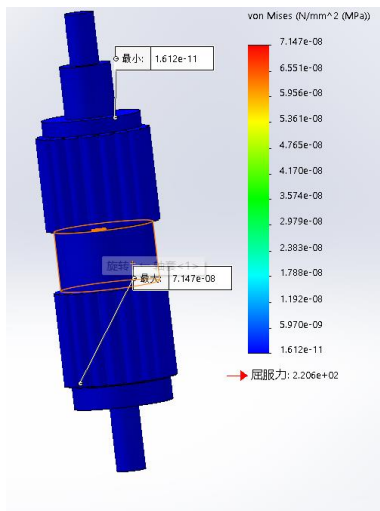


(1) 应力图

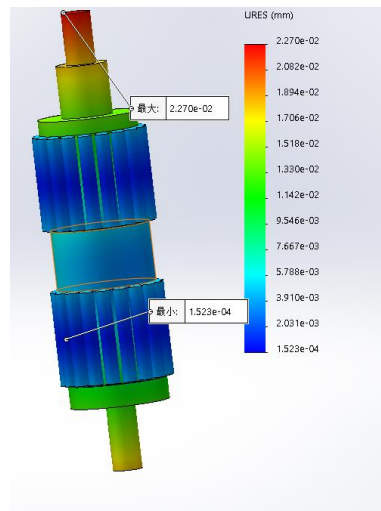
(2) 位移图

图 4-12 滚针结构优化方案二 45°C

当原滚针结构设置在+75°C温度载荷下,对模型进行热力仿真计算,得出应力图、位移图,如图 4-13 所示。



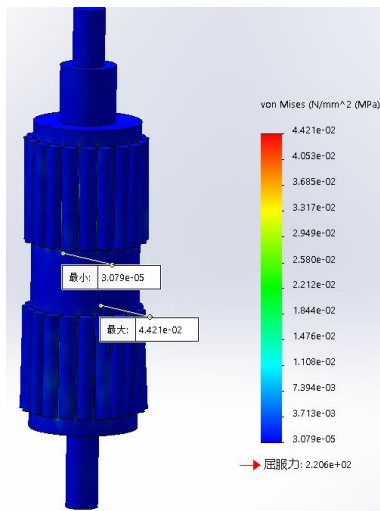
(1) 应力图



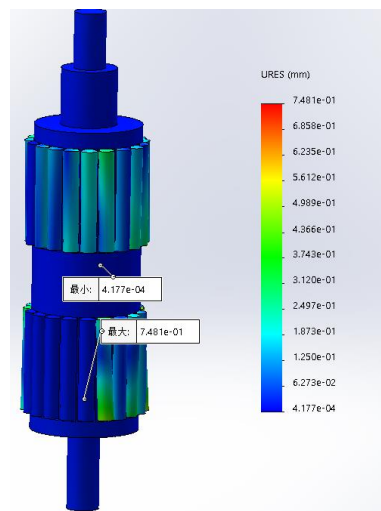
(2) 位移图

图 4-13 原滚针结构 75°C

当滚针结构优化方案一设置在+75°C温度载荷下,对模型进行热力仿真计算,得出应力图、位移图,如图 4-14 所示。



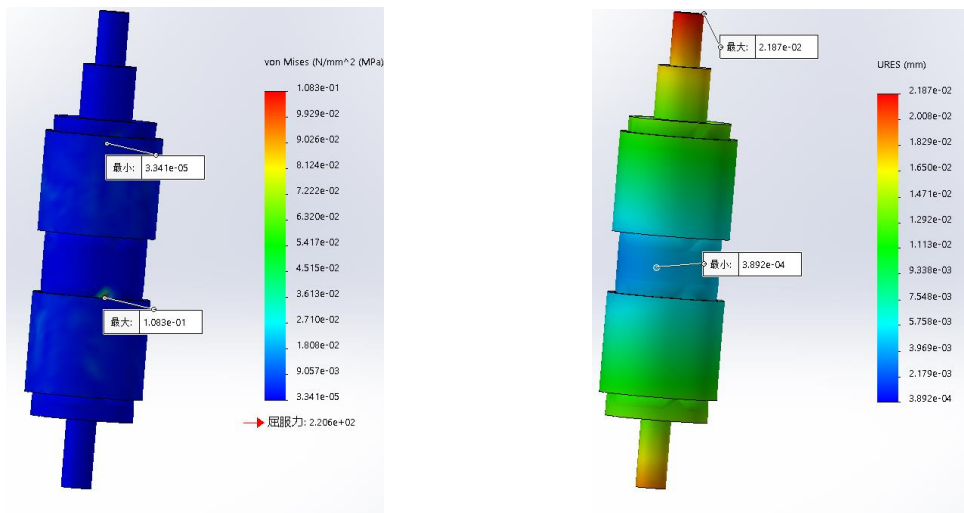
(1) 应力图



(2) 位移图

图 4-14 滚针结构优化方案一 75°C

当滚针结构优化方案二设置在+75°C温度载荷下,对模型进行热力仿真计算,得出应力图、位移图,如图 4-15 所示。

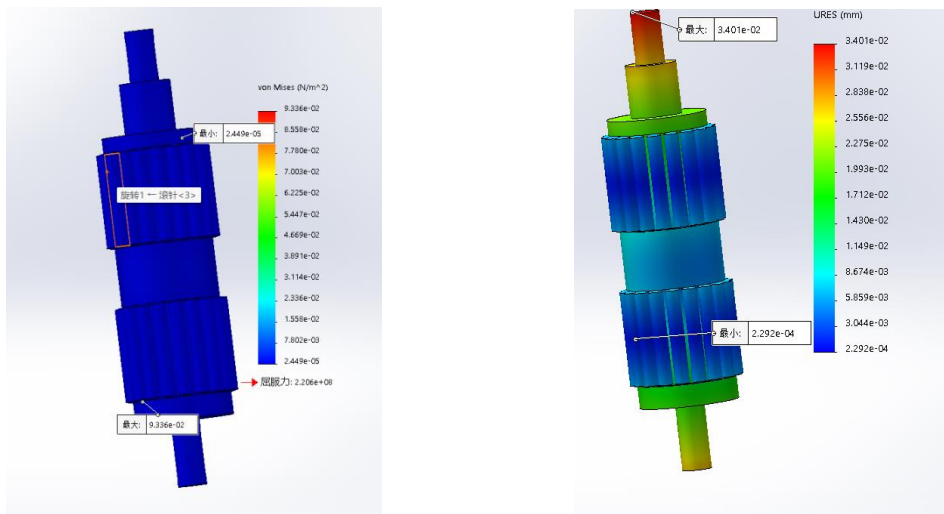


(1) 应力图

(2) 位移图

图 4-15 滚针结构优化方案二 75°C

当原滚针结构设置在+100°C温度载荷下，对模型进行热力仿真计算，得出应力图、位移图，如图 4-16 所示。

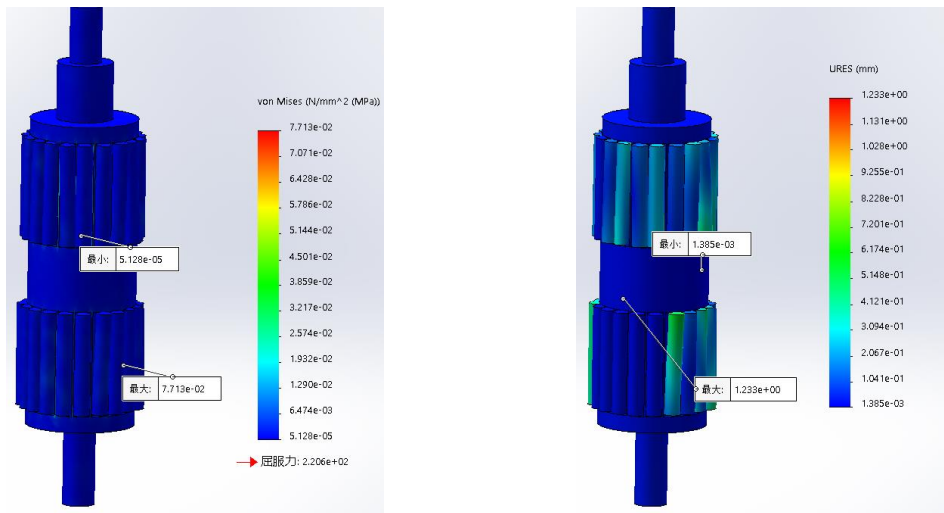


(1) 应力图

(2) 位移图

图 4-16 原滚针结构 100°C

当滚针结构优化方案一设置在+100°C温度载荷下，对模型进行热力仿真计算，得出应力图、位移图，如图 4-17 所示。

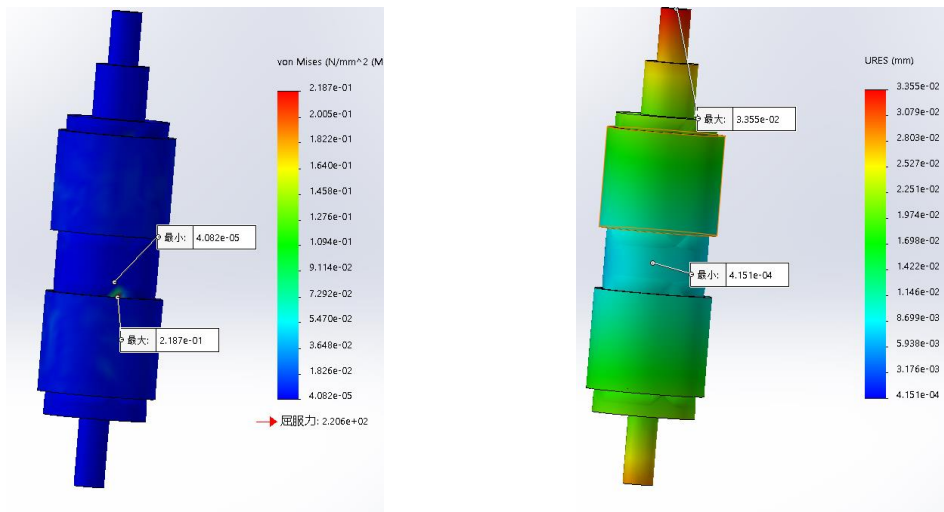


(1) 应力图

(2) 位移图

图 4-17 滚针结构优化方案一 100°C

当滚针结构优化方案二设置在+100°C 温度载荷下，对模型进行热力仿真计算，得出应力图、位移图，如图 4-18 所示。



(1) 应力图

(2) 位移图

图 4-18 滚针结构优化方案二 100°C

#### 4.2.2 温度载荷下仿真数据对比

根据 4.2.1 节所做的数据图，分别将原滚针结构以及两种优化方案在-45°C、-15°C、+15°C、+45°C、+75°C、+100°C 的温度载荷下，使用 solidworks 软件中 simulation 组件进行热应力仿真分析。得出发生最大位移数据见表 4-1。

表 4-1 不同温度载荷下最大位移对比分析

位移与温度	-45℃	-15℃	+15℃	+45℃	+75℃	+100℃
原模型 (mm)	3.161e-02	1.804e-02	4.458e-03	9.119e-03	2.270e-02	3.401e-02
优化模型一 (mm)	1.047e+00	4.621e-01	8.579e-02	2.481e-01	7.481e-01	1.233e+00
优化模型二 (mm)	3.019e-02	1.769e-02	4.438e-03	9.558e-03	2.187e-02	3.355e-02

### 4.2.3 滚针结构扭矩载荷下应力分析过程

因为滚针结构会受到来自摇臂与钢带之间的力，同时还会在力的作用下产生扭矩，发生滚动，从而达到减小摇臂与钢带间的相对摩擦，因此在分析时要在滚针部位加相应的载荷，由于滚针有多个，且工作时每个滚针上的力和扭矩会不停发生变化，所以在与老师交流过后决定将摇臂与部分钢带补齐，与滚针结构装配，模拟其工作状态的状态，如图 4-19 所示。因为滚针受到的载荷是由摇臂运动而产生的，而通过钢带收紧力的计算可以将使摇臂运动的扭矩求出，因此只需在摇臂上施加相应的扭矩即可完成工作时的仿真分析。

#### 一、发动机未发生喘振

当发动机未发生喘振时，放气机构不工作，此时钢带收到摇臂的力处于收紧的状态，此时摇臂与刚带头的夹角处于约 90°，如图 4-19 所示。此时可以近似看为整条钢带紧贴发动机体，此时钢带所受的摇臂对它的收紧力约为 600-800N，力沿着钢带的切线方向，为方便计算，将模型简化，用一个草图来显示受力情况，如图 4-20 所示。F1 为钢带收紧力，F2 为刚带头上的拉力，F3 为在扭矩 M 的作用下摇臂产生的力，力的方向垂直摇臂，L 为摇臂的长度约为 0.1m。此时整条钢带贴近机体，所以钢带头上的拉力与钢带的收紧力一致，沿着钢带的切线方向：F1=F2，因为此时摇臂与刚带头的夹角处于约 90°，所以 F3=F2=F1，此时可列方程：

$$M=F3 \times L \textcircled{1}$$

$$F3=F2=F1 \textcircled{2}$$

联立①②可得  $M=F1 \times L=0.1F1(N/m)$

F1 的范围在 600-800N，根据 WP6 航空发动机振动图谱，选取 F1 为 600N、700N、800N，扭矩 M=60(N/m)、70(N/m)、80(N/m)。

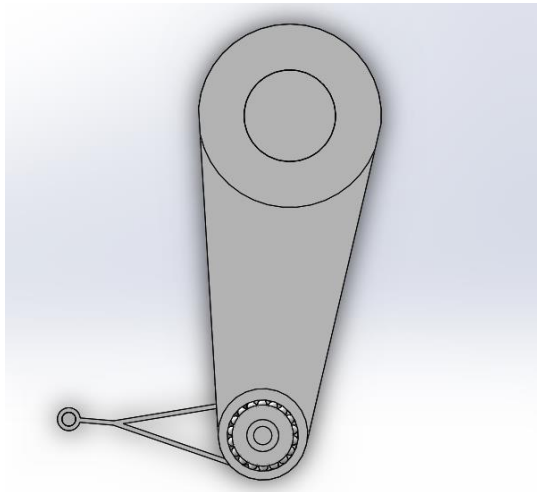


图 4-19 放气带结构图

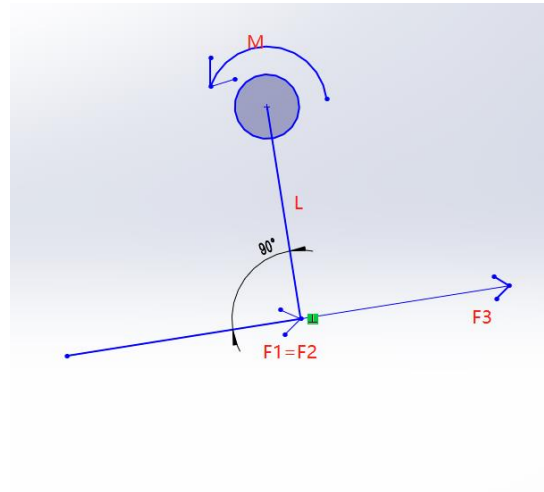
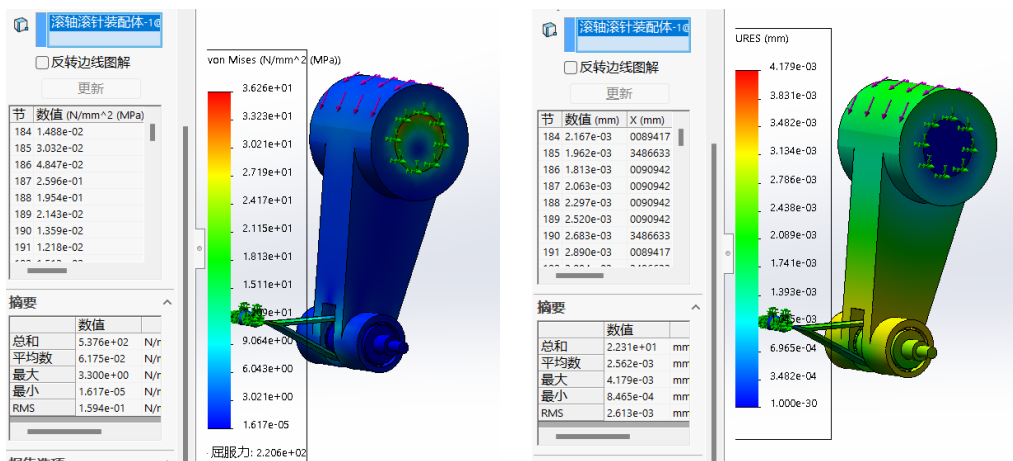


图 4-20 草图

当原滚针结构、优化方案一、优化方案二摇臂承扭矩分别设置为 60(N/m)、70(N/m)、80(N/m)时，对模型进行力学仿真计算，得出应力图，位移图，通过应力图可以看到模型受到最大应力情况，通过位移图可以看到该模型出现的最大变形情况，因为本次分析只针对滚针结构，与放气带模拟件无关，因此在结果中分别对应应力图解与位移图解进行探测，实体选择滚针结构，从而可以看到在不同扭矩的作用下滚针结构收到的最大应力，发生的最大变形，如下图所示。

原滚针结构摇臂承扭矩为 60(N/m)，如图 4-21 所示。

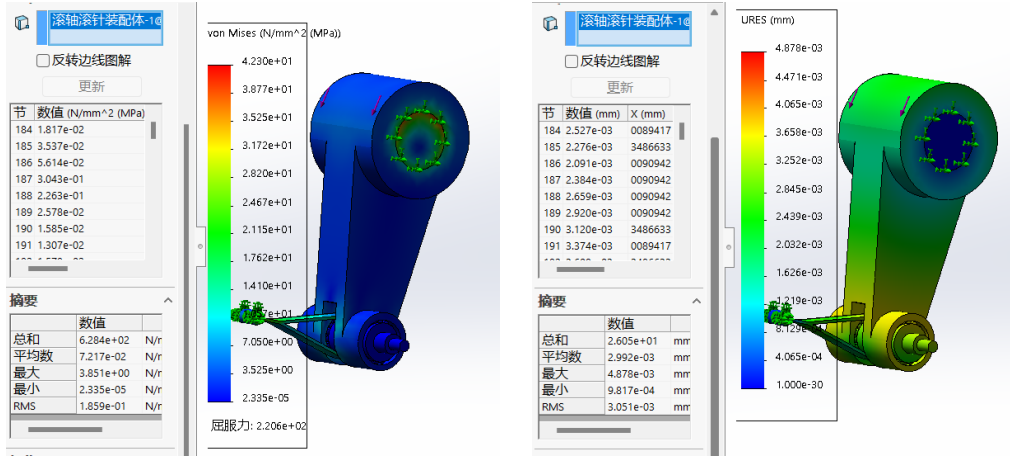


(1) 应力图

(2) 位移图

图 4-21 静应力分析图解

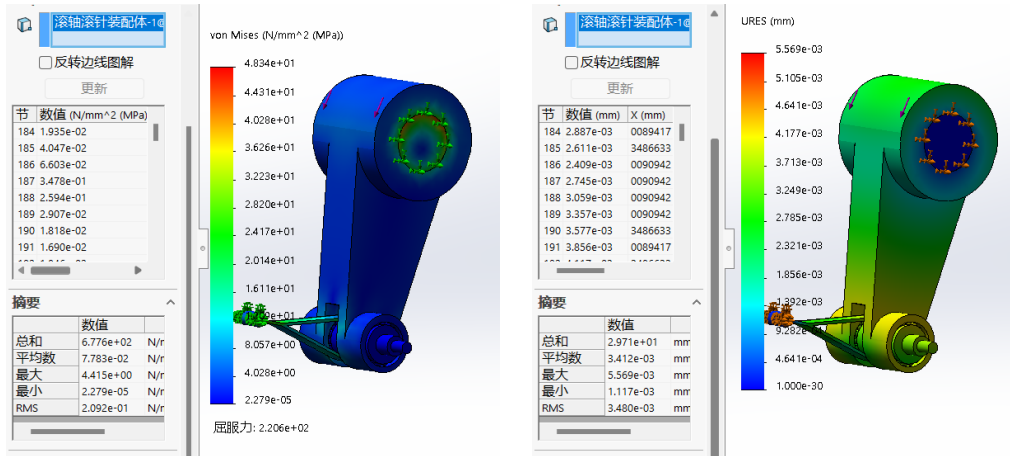
原滚针结构摇臂承扭矩为 70(N/m)，如图 4-22 所示



(1) 应力图 (2) 位移图

图 4-22 静应力分析图解

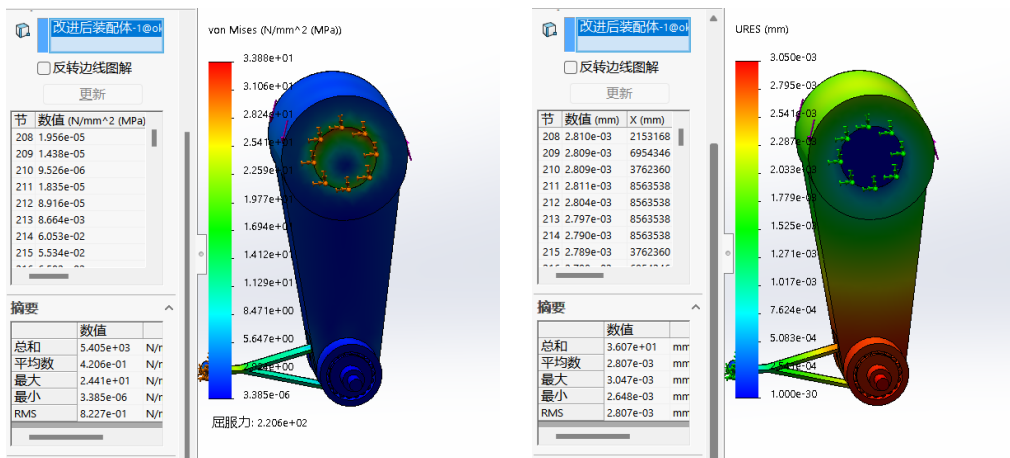
原滚针结构摇臂承扭矩为 80(N/m)，如图 4-23 所示。



(1) 应力图 (2) 位移图

图 4-23 静应力分析图解

优化方案一摇臂承扭矩为 60(N/m)，如图 4-24 所示。



(1) 应力图 (2) 位移图

图 4-24 静应力分析图解

优化方案一摇臂承扭矩为 70(N/m)，如图 4-25 所示。

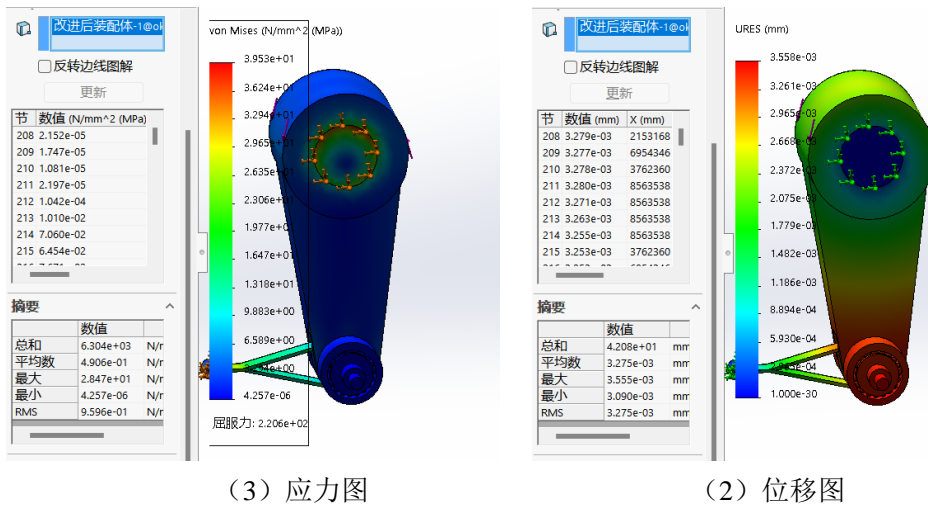


图 4-25 静应力分析图解

优化方案一摇臂承扭矩为 80(N/m)，如图 4-26 所示。

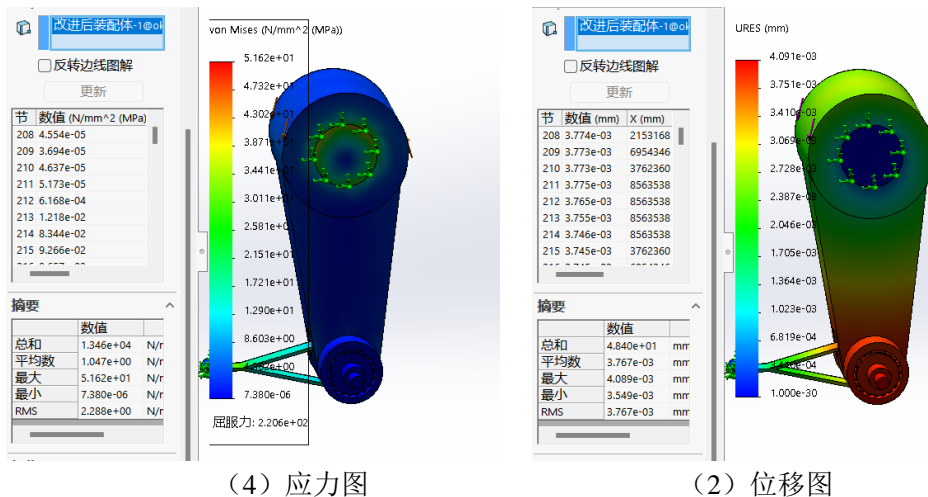


图 4-26 静应力分析图解

优化方案二摇臂承扭矩为 60(N/m)，如图 4-27 所示。

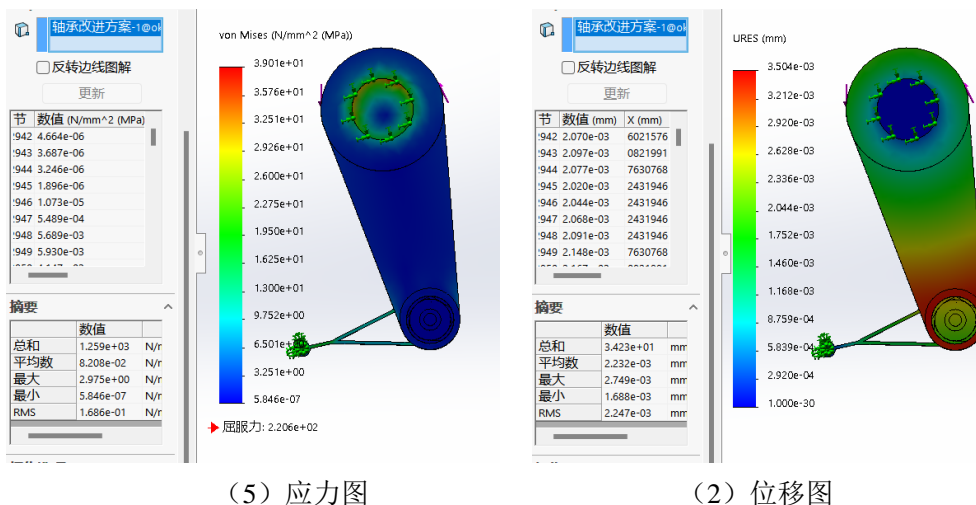


图 4-27 静应力分析图解

优化方案二摇臂承扭矩为 70(N/m)，如图 4-28 所示。

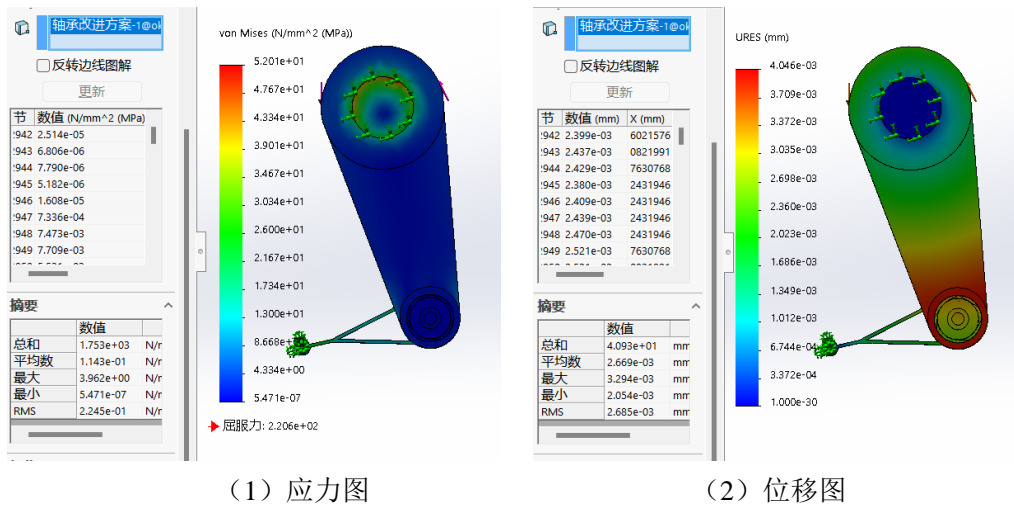


图 4-28 静应力分析图解

优化方案二摇臂承扭矩为 80(N/m)，如图 4-29 所示。

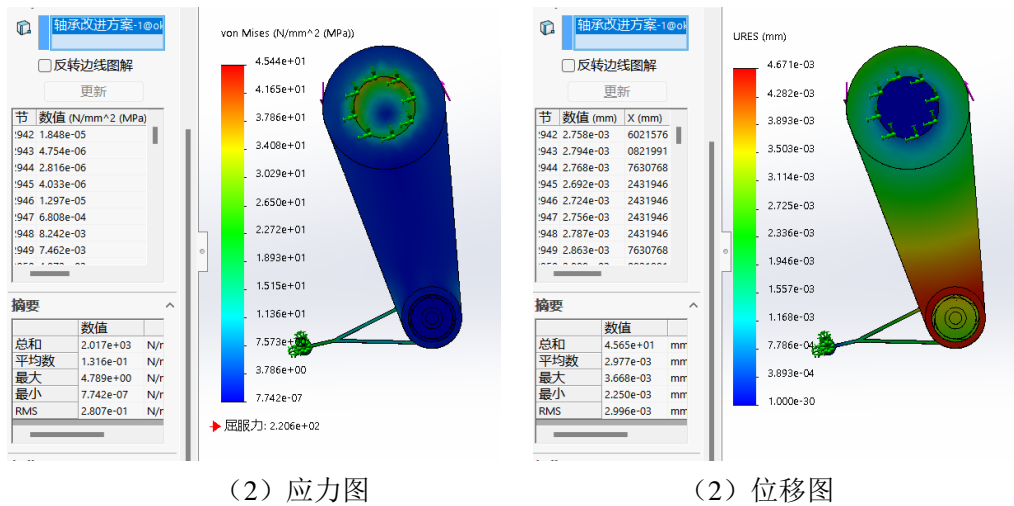


图 4-29 静应力分析图解

## 二、发动机发生严重喘振

此时若发动机发生严重喘振，放气机构开始工作，摇臂带动钢带收缩使压气机中间级放气，消除喘振，此时是一个动态的过程，由于是做静应力分析，所以我将动态过程分解为两个静态来分析。

静态一：

首先是将钢带松弛压气机放气，此时刚带头与摇臂之间的夹角为 150°，同时刚带头翘起约 30°，此时钢带所受摇臂对它的收紧力约为 500N，力沿着钢带的切线方向，如图 4-30 所示，为使过程更完整，将模型简化，用一个草图来显示受力情况，如图 4-31 所示，刚带头的拉力 F2 与摇臂的收紧力 F1（沿钢带的切线方向）夹角约为 30°，F2 与 F3 的夹角为 60°。

此时可列方程：

$$F1/F2=\cos30^\circ \textcircled{3}$$

$$F2/F3=\cos60^\circ \textcircled{4}$$

$$M=F3 \times L3 \textcircled{1}$$

联立③④①可得  $M \approx 115 \text{ (N/m)}$



图 4-30 放气带结构图

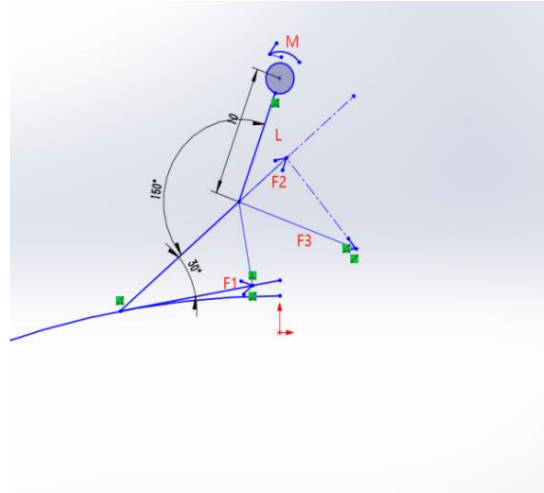
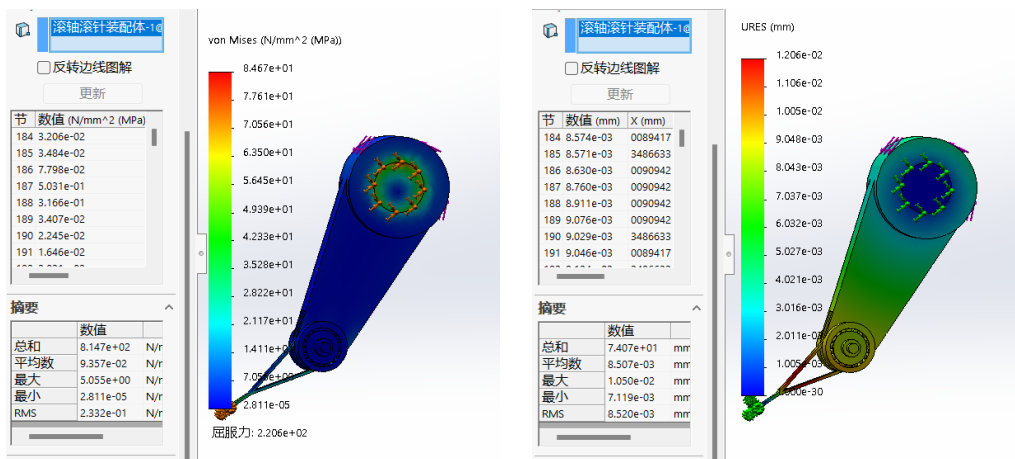


图 4-31 草图

当原滚针结构、优化方案一、优化方案二摇臂承扭矩分别设置为 115(N/m) 时，对模型进行力学仿真计算，得出应力图，位移图，分别对应应力图解与位移图解进行探测，实体选择滚针结构，从而可以看到在不同力的作用下滚针结构收到的最大应力，发生的最大变形，如下图所示。

原滚针结构摇臂承扭矩为 115(N/m)，如图 4-32 所示。



(1) 应力图

(2) 位移图

图 4-32 静应力分析图解

优化方案一摇臂承扭矩为 115(N/m)，如图 4-33 所示。

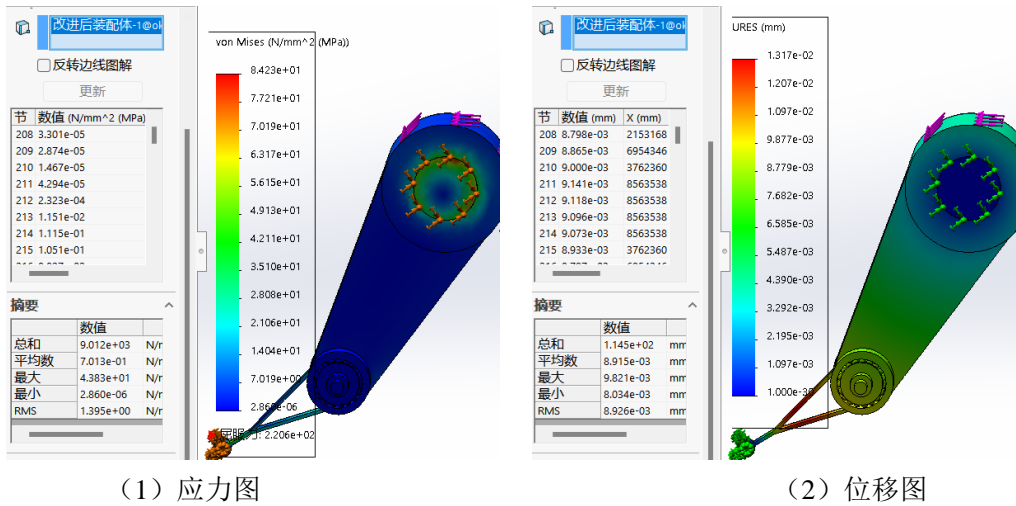


图 4-33 静应力分析图解

优化方案二摇臂承扭矩为 115(N/m)，如图 4-34 所示。

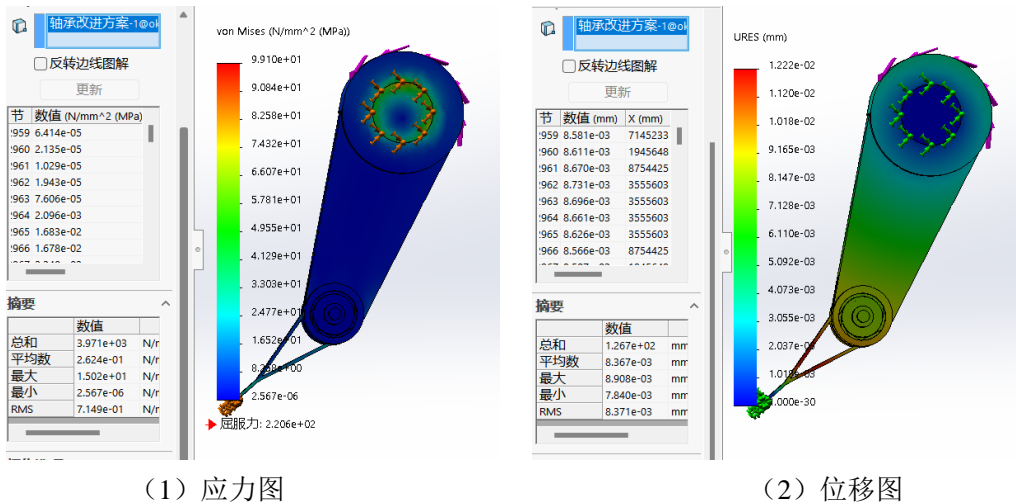


图 4-34 静应力分析图解

静态二：

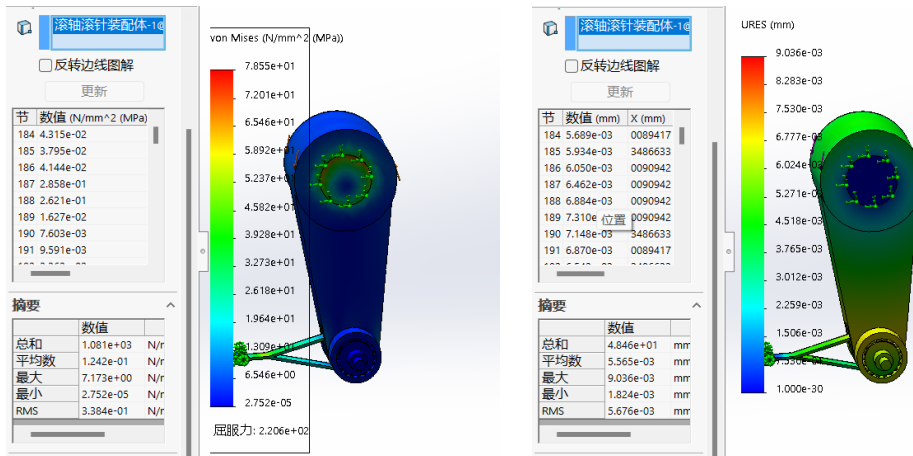
第二个静态分析是再次收紧，此时摇臂与刚带头的夹角处于约 90°，如上图 4-19 所示，草图如上图 4-20 所示，但此时如要考虑，飞机是在高空飞行，压气机内部气压越来越大，气体从气压高的地方（压气机内部）向气压低的地方（压气机外面）运动，所以综合看来要想使钢带收缩，需更大的收紧力，约为 1300-1500N，此时可列方程：

$$\text{联立上述方程①②可得 } M=F_1 \times L=0.1F_1(\text{ N/m})$$

F1 的范围在 1300-1500N，根据 WP6 航空发动机振动图谱，选取 F1 为 1300N、1400N、1500N，扭矩 M=130(N/m)、140(N/m)、150(N/m)。

当原滚针结构、优化方案一、优化方案二摇臂上扭矩分别设置为 130(N/m)、140(N/m)、150(N/m)时，得出应力图，位移图，分别对应应力图解与位移图解进行探测，实体选择滚针结构，如下图所示。

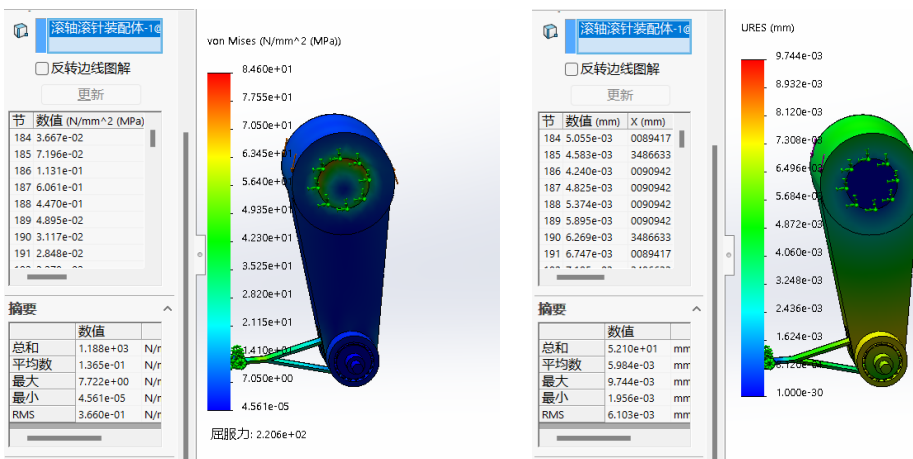
原滚针结构摇臂承扭矩为 130(N/m)，如图 4-35 所示。



(1) 应力图 (2) 位移图

图 4-35 静应力分析图解

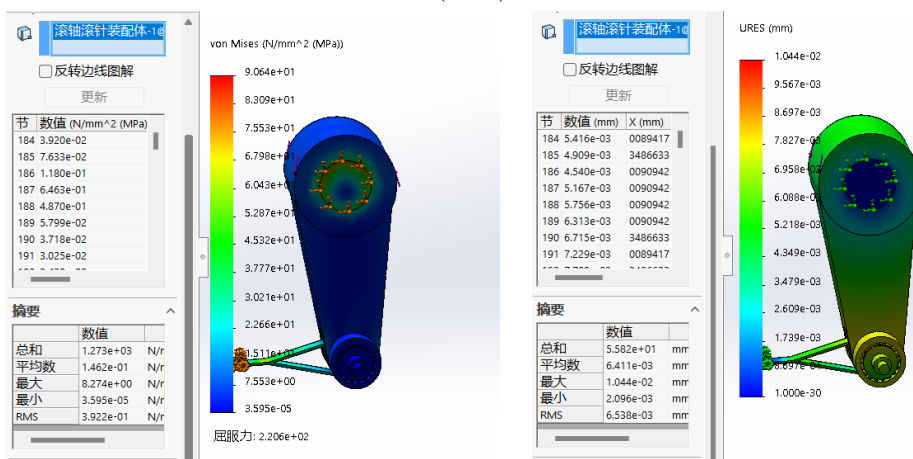
原滚针结构摇臂承扭矩为 140(N/m), 如图 4-36 所示。



(1) 应力图 (2) 位移图

图 4-36 静应力分析图解

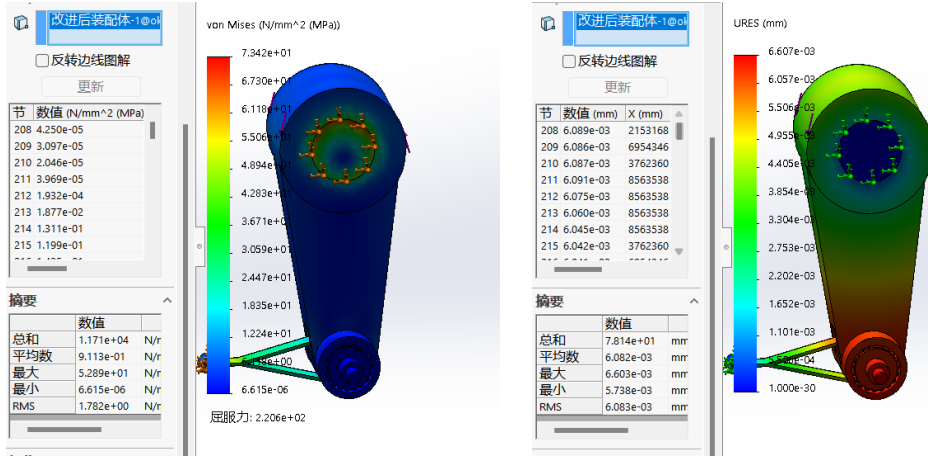
原滚针结构摇臂承扭矩为 150(N/m), 如图 4-37 所示。



(1) 应力图 (2) 位移图

图 4-37 静应力分析图解

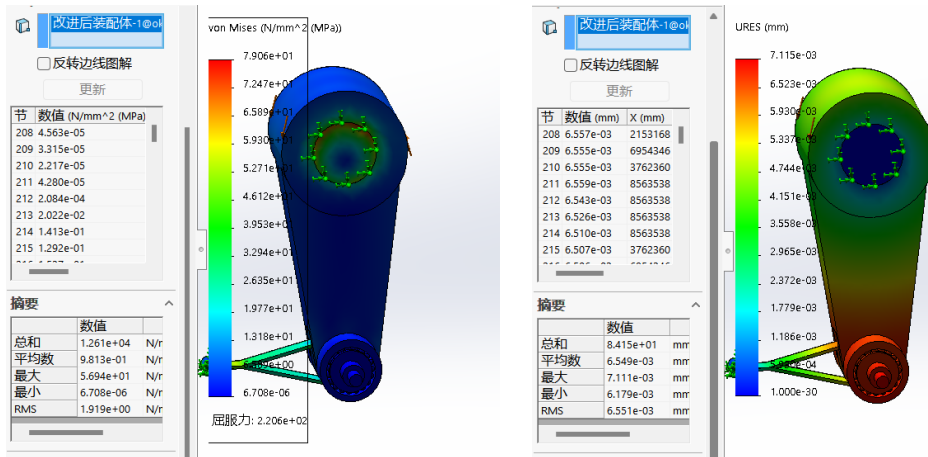
优化方案一摇臂承扭矩为 130(N/m), 如图 4-38 所示。



(1) 应力图 (2) 位移图

图 4-38 静应力分析图解

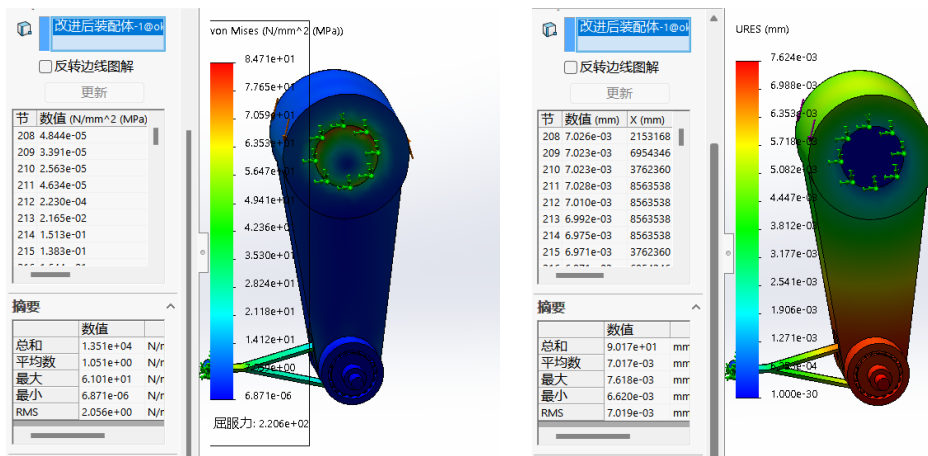
优化方案一摇臂承扭矩为 140(N/m)，如图 4-39 所示。



(1) 应力图 (2) 位移图

图 4-39 静应力分析图解

优化方案一摇臂承扭矩为 150(N/m)，如图 4-40 所示。



(1) 应力图 (2) 位移图

图 4-40 静应力分析图解

优化方案二摇臂承扭矩为 130(N/m)，如图 4-41 所示。

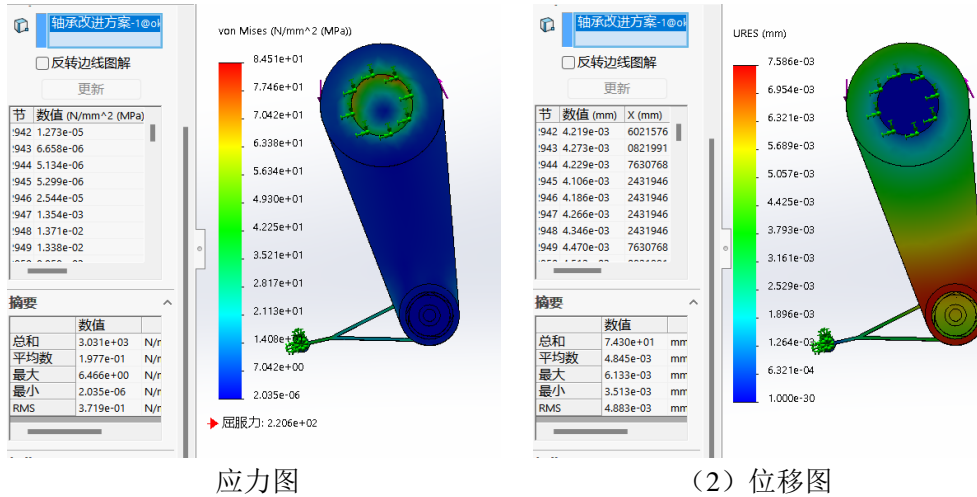


图 4-41 静应力分析图解

优化方案二摇臂承扭矩为 140(N/m)，如图 4-42 所示。

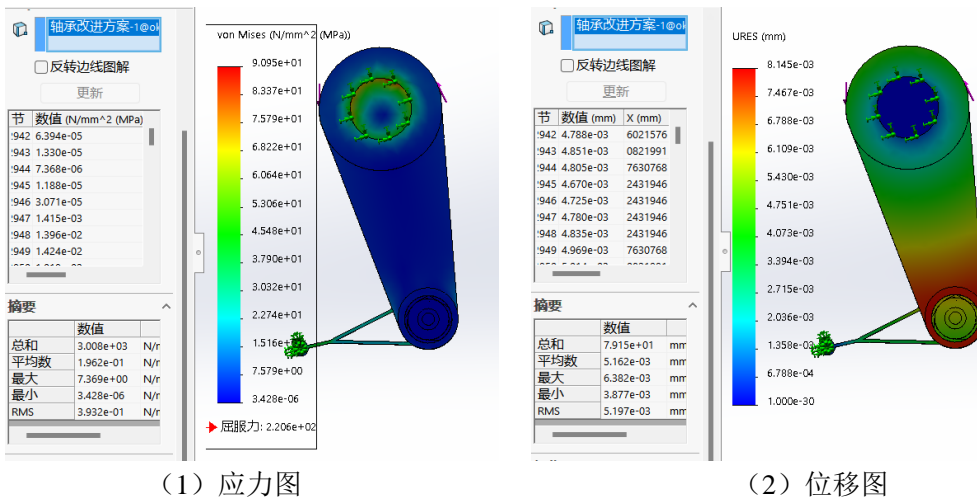


图 4-42 静应力分析图解

优化方案二摇臂承扭矩为 150(N/m)，如图 4-43 所示。

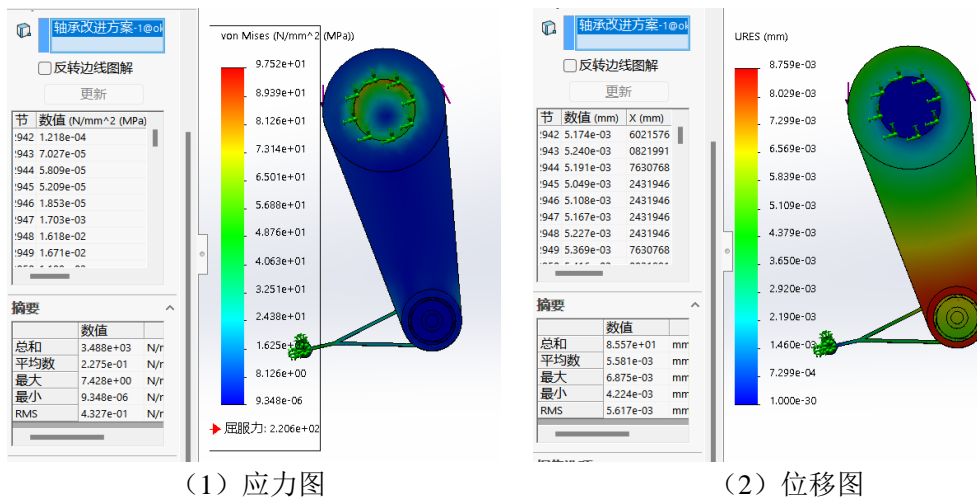


图 4-43 静应力分析图解

下图为放气带正在工作时在滚针结构处的剖面图如图 4-44 所示

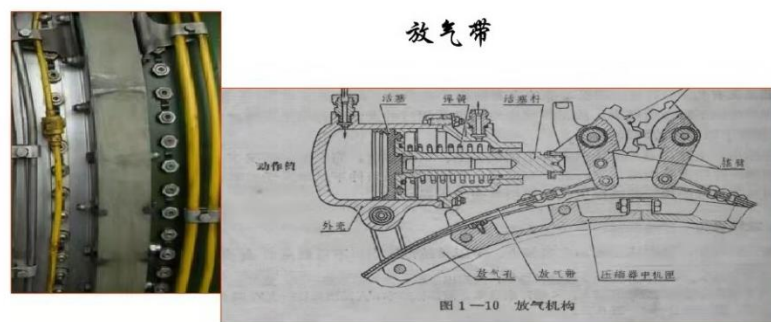


图 4-44 放气带结构

#### 4.2.4 扭矩载荷下仿真分析对比

根据 4.2.3 节所做的数据，分别将原结构、优化方案一以及优化方案二在不同的工作条件受到不同的扭矩值下，使用 Solidworks 软件中 Simulation 组件进行静应力仿真分析。将产生的最大位移数据整理得出下表，见表 4-2。

表 4-2 不同扭矩载荷下最大位移对比分析

位移与扭矩值	60N	70N	80N
原模型 (mm)	4.179e-03	4.878e-03	5.569e-03
优化方案一 (mm)	3.047e-03	3.555e-03	4.089e-03
优化方案二 (mm)	2.749e-03	3.249e-03	3.668e-03
(1) 未工作时			
位移与扭矩值	115N		
原模型 (mm)	1.050e-02		
优化方案一 (mm)	9.821e-03		
优化方案二 (mm)	8.908e-03		
(2) 已工作静态一			
位移与扭矩值	130N	140N	150N
原模型 (mm)	9.036e-03	9.744e-03	1.044e-02
优化方案一 (mm)	6.603e-03	7.111e-03	7.618e-03
优化方案二 (mm)	6.133e-03	6.382e-03	6.875e-03
(3) 已工作静态二			

### 4.3 仿真计算结果分析

在温度载荷下，通过应力图可以看出三种结构在 100℃ 下受到等效应力值最大，分别是原模型结构：9.336e-02 (MPa)、优化方案一：7.713e-02 (MPa)、优化方案二：2.187e-01 (MPa)，经查阅资料查到普通碳钢极限应力是 2.206e+02 (MPa)，此时引进安全系数的概念，选择安全系数为 3，用应力值与选定的安全系数值相乘，与材料的极限应力比较，结果是都小于普通碳钢的极限应力 2.206e+02 (MPa)，因此是符合设计要求的。

在扭矩载荷下，在未工作时，通过应力图可以看出三种结构在受到扭矩为 80(N/m) 受到最大等效应力值最大，分别是原模型结构：4.415e+00 (MPa)、优化方案一：5.162e+01 (MPa)、优化方案二：4.789e+00 (MPa)，选择安全系数为 3，用应力值与选定的安全系数值相乘，与材料的极限应力比较，结果是都小于普通碳钢的极限应力 2.206e+02 (MPa)，符合设计要求。

在发生喘振已工作静态一下，通过应力图可以看出三种结构受到最大等效应力值分别是原模型结构：5.055e+00 (MPa)、优化方案一：4.383e+01 (MPa)、优化方案二：1.502e+01 (MPa)，选择安全系数为 3，用应力值与选定的安全系数值相乘，与材料的极限应力比较，结果是都小于普通碳钢的极限应力 2.206e+02 (MPa)，符合设计要求。

在发生喘振已工作静态二下，通过应力图可以看出三种结构在受到扭矩为 150(N/m) 受到等效应力值最大，分别是原模型结构：8.274e+00 (MPa)、优化方案一：6.101e+01 (MPa)、优化方案二：7.428e+00 (MPa)，选择安全系数为 3，用应力值与选定的安全系数值相乘，与材料的极限应力比较，结果是都小于普通碳钢的极限应力 2.206e+02 (MPa)，符合设计要求。

表 4-1 不同温度载荷下最大位移对比分析

位移与温度	-45℃	-15℃	+15℃	+45℃	+75℃	+100℃
原模型 (mm)	3.161e-02	1.804e-02	4.458e-03	9.119e-03	2.270e-02	3.401e-02
优化模型一 (mm)	1.047e+00	4.621e-01	8.579e-02	2.481e-01	7.481e-01	1.233e+00
优化模型二 (mm)	3.019e-02	1.769e-02	4.438e-03	9.558e-03	2.187e-02	3.355e-02

表 4-2 不同扭矩载荷下最大位移对比分析

位移与扭矩值	60N	70N	80N
原模型 (mm)	4.179e-03	4.878e-03	5.569e-03
优化方案一 (mm)	3.047e-03	3.555e-03	4.089e-03
优化方案二 (mm)	2.749e-03	3.249e-03	3.668e-03
(1) 未工作时			
位移与扭矩值	115N		
原模型 (mm)	1.050e-02		
优化方案一 (mm)	9.821e-03		
优化方案二 (mm)	8.908e-03		
(2) 已工作静态一			
位移与扭矩值	130N	140N	150N
原模型 (mm)	9.036e-03	9.744e-03	1.044e-02
优化方案一 (mm)	6.603e-03	7.111e-03	7.618e-03
优化方案二 (mm)	6.133e-03	6.382e-03	6.875e-03
(3) 已工作静态二			

针对上述表 4-1 和表 4-2 数据，得出如下分析

通过对表中数据的分析对比，我们可以看到两种优化模型，都发生了少量的变形，但是相对比来说优化模型二的变形更小一些低于 1mm，所以综合以上两种载荷的分析选择优化模型二要更合理。

模型发生少量变形是合理的，因为在进行工作中，产品在高温条件下随摇臂与钢带运动势必会受应力及温度的影响，只是少量变形并且经试验验证不会对滚针结构性能造成影响是可以接受的。因为任何零件在工作过程中都会发生微量变形，不可能完全将其约束。如果完全约束的话，意味着金属之间运动时会产生更为严重的碰撞，从而造成过度的疲劳损伤，会损伤结构的本身寿命。少量变形是合理的，通过变形可以起到减振效果。从而保证全使用寿命周期的正常服役。

产品按使用说明定期需要需维修人员进行润滑性能及外观结构检测。

#### 4.4 滚针结构优化方案二流体分析

由于 WP6 发动机主要用于歼-6 系列和强-5 系列国产超音速战斗机，所以发动机整体也会相对受到超音速空气流的冲击，通过上面的数据对比，最终选择了



在添加边界条件，在气流入口面添加入口流体速度：340m/s；在出口面选择静压，如图 4-48 所示。

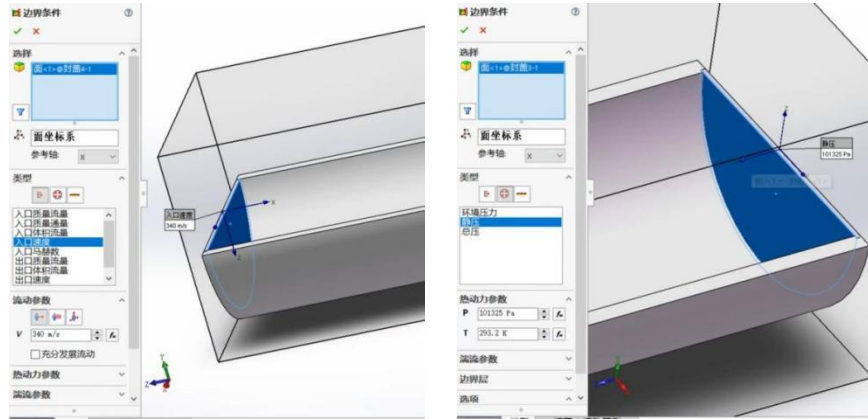


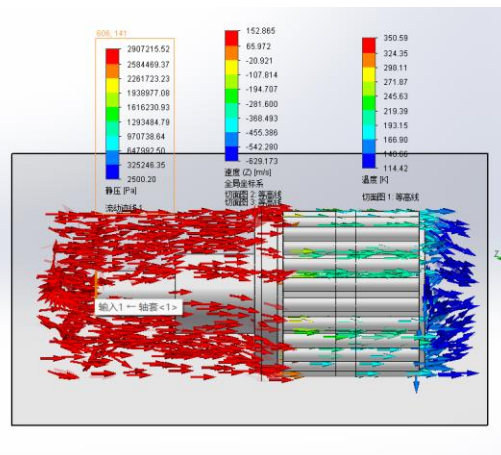
图 4-48 边界条件

设置网格精度为 5，加载高级通道细化，插入目标，如图 4-49 所示。

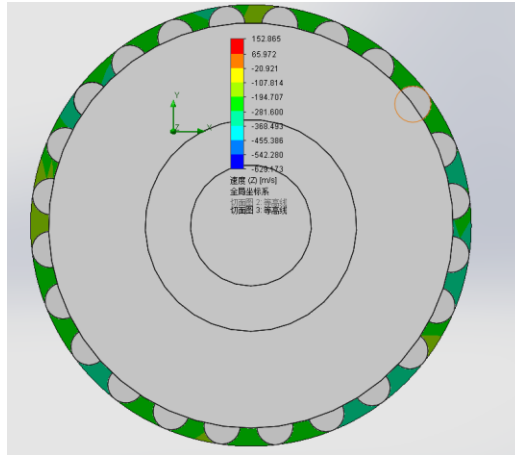


图 4-49 设置网格，插入目标

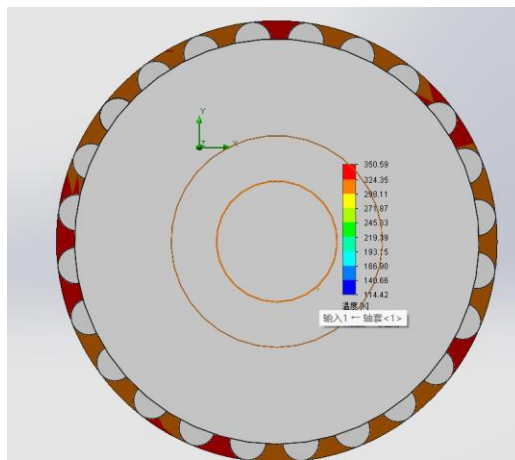
点击进行计算，隐藏管道，模型外壳，以便于更好的观察滚针缝隙处气流轨迹，得出流动轨迹，在前视基准面插入速度，温度切面图，如图 4-50 所示。



(1) 流动轨迹图



(2) 速度切面图



(3) 温度切面图

图 4-50 流体分析结果图

#### 4.5 流体仿真数据分析

由流动轨迹图和速度切片图可以看出确实有高速气流从优化方案二缝隙处挤入，并穿过滚针，由温度切面图可以看出颜色大部分为深棕色，部分区域达到红色约为 350K 换算成摄氏度为 76.85℃，可见由于气流通过模型缝隙穿过滚针时会因为与滚针的不断摩擦，从而在滚针处产生气动热，再加上在工作时滚针与壳体间的摩擦热，以及所处环境温度较高，长期使用下会导致部分滚针受热发生热膨胀变形，挤压外壳，造成结构的损坏，使润滑性降低，对发动机工作造成不利影响。

## 第五章 不足和展望

### 5.1 论文中的不足

根据上面得出来的结论，对优化模型的有限元分析结果可以接受，但还是存在没解决的问题，例如滚针结构的疲劳试验，以及受到气流冲击，滚针与壳体间的摩擦，所处环境温度较高，在滚针处引起的热膨胀变形和对放气带结构的优化设想，因为目前处于疫情防控期间，涉及自己的实习就业问题，时间十分紧张，自己学术水平有限，现有材料和加工手段的不足，无法考虑一些特殊情况。无法对材料进行实验，得出具体的 S-N 曲线，对其进行疲劳分析，还有它的绝缘性在高温与气压的作用下会不会发生变化，材料制作精度，维护的不确定性和防水性等，以及在做扭矩载荷的分析时，因为是从动态过程转为静态的过程，其最终难免与真实飞行中的结果产生相应的误差。

### 5.2 展望

因为 WP6 发动机是早期生产的发动机，当时的技术水平与制作工艺远没有现在发达，因此在撰写论文的过程中也发现了几处可以通过现代技术水平优化改进的地方，例如：滚针结构工作时会产生纵向振动的问题；上述标题 4.5 流体分析中产生气动热的问题；发生喘振时压气机内部无法进行精准放气的问题。

因此总结出以下几点：

- 1.在放气带与摇臂的连接处，可以添加不锈钢垫圈<sup>[12]</sup>，用来减小滚针优化结构纵向震动量。此垫圈可以满足对韧性和弹性、硬度和强度的复合要求，并且可以在工作中承受高温和腐蚀，它的性能可以满足国家航空专用不锈钢垫圈标准。

- 2.因为飞机以超音速飞行，发动机匣会受到高速气流冲击，放气机构优化模型二滚针部位未完全密封，存在缝隙，气流通过时会产生一定的气动热，加上摇臂带动钢带运动的同时，滚针结构局部会摩擦生热，会造成滚针出现局部热膨胀变形，影响润滑性，同时也会对优化模型二外壳和滚针轴造成挤压，因此想到可以在滚针表面涂上耐摩擦涂层，在优化模型二中与滚针接触的壳体上涂上易摩擦涂层，这样可以避免滚针与壳体直接接触，减小摩擦产生的热量，同时随着工作的进行，在摩擦力与气体的持续冲击下，涂层会发生气动分解从而脱落，伴随着涂层的脱落也会带走大量的气动热，这样就可以有效地降低因摩擦和气流冲击而产生的热量，从而有效地减小滚针的受热膨胀变形，提高工作可靠性、增加使用寿命。

- 3.实际上，产生喘振的根本原因是流体力学中的湍流理论，空气流进压气机通道时会碰到机匣层面，会产生一定的湍流，势必会伴随产生逆压梯度区，气流会回旋形成气旋，这个气旋会越转越大，最终形成巨大漩涡，从而堵塞压气机内

部的气流通道，使得被压缩的气体无法进入燃烧室，导致尾喷管处无高温燃气产生，从外部看会看到喷出的是明火因为燃烧室只喷油没有压缩气体，进而会对发动机造成不可逆的高温灼伤，此时需放气机构工作，由摇臂带动钢带运动，放掉内部气旋，从而使压气机达到消除喘振的效果，但是这种结构也存在缺陷：由于放气带放气时会放掉内部所有气体，这时压气机内部出现低气压情况，外面空气会迅速流进来，因为它的流速过快，会造成压气不够充分，总的增压比不够，气体密度较低会造成燃烧不够充分，输出的功率就比较小，不能满足正常工作需求，所以此时就需要飞行员减速并降低飞行高度，使气压变高从而缓解这种情况，这对于战斗机是不允许的，忽然降低高度在战争中会失去制空权，同时也会对飞行员生命构成威胁。我的改进方法是将放气机构与 FADEC(Full Authority Digital Electronic Control)指全权限数字电子控制系统结合操作<sup>[13]</sup>，可利用数字式电子控制系统的极限能力来完成系统所规定的全部任务能够通过对机体内部气压的监测，精准的识别并放掉内部堵塞的气旋，消除喘振的同时也会预防因放掉全部空气而造成的低气压所带来的一系列影响，会大大提高发动机的可靠性和效率，同时也不需飞行员操作飞机俯仰来适应发动机内部突然的低气压，更加能够专注于飞行。

## 参考文献

- [1] 天一. 中国航空发动机的研制(上)[J]. 舰载武器, 2005(02): 76-82.
- [2] Edward M,Greitzer.Some aerodynamic problems of aircraft en-gines: fifty years after[J].ASME,2009,131(3):031101.
- [3] 罗泽明, 郑丽, 张玉宪. 航空发动机喘振的研究与发展[J]. 机械设计与制造工程, 2015, 44(6): 1-2.
- [4] John R Gaston. Turbocompressor Antisurge Control, NewSolution for an Old Problem [R]. ASME 92-GT-428,1992.
- [5] Ffow cs Williams J E, Grah am W R. An Engine Demonstration of Active Surge Control [R]. ASME 90-GT-224,1990.
- [6] 张绍基, 航空发动机控制系统的研发与展望[J], 航空动力学报, 2004, 19(3): 380-381.
- [7] 张绍基, 刘世官. 航空发动机消喘控制系统设计与试验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(1): 204-210.
- [8] 刘世官, 张绍基, 薛秀生, 等, 涡扇发动机消喘系统设计与试验研究[J]. 航空发动机, 2011, 37(1): 30-34.
- [9] 高永, 李本威, 郁大照. 航空发动机防喘模糊控制器的设计[J]. 辽宁工程技术大学学报, 2010, 29(5): 814-816.
- [10] 屈霁云, 马明明, 王小峰, 等. 某型发动机喘振特征分析及消喘系统验证试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1291-1296.
- [11] 周燕, 王曦, 姜晓峰, 某型航空发动机消喘功能改进方案的研究[C]//第十五届中国科协年会第13分会场: 航空发动机设计、制造与应用技术研讨会论文集. 贵阳: [s. n], 2013.
- [12] 戎誉剑, 航空专用不锈钢鞍形弹簧垫圈. 浙江省, 浙江中誉五金有限公司, 2019-05-26.
- [13] 刘爱萍, 姚华. 高推重比发动机全权限数字电子控制系统研究和半物理仿真试验验证[J]. 航空发动机, 2003, (01): 23-26.

## 致 谢

东流逝水，叶落纷纷，荏苒的时间就这样悄悄地，慢慢地流逝了，大学四年求学生涯也将画上句号，在论文即将完毕之际，我特向指导和帮助我的老师、同学、朋友以及关心我的家人表示诚挚的谢意。

首先，感谢我的导师能够选择我，并在这几个月对我进行精心的指导，从论文的选题、设计方案直至论文的整个过程为我解惑，排我忧虑，不辞辛劳，亦师亦友，辑礼还授。相逢有期，伯乐难遇。知性有余，知音难觅。同时也感谢大学生涯中所有的任课老师，和辅导员在学习对我的严格要求，是我能够学到丰富的专业知识和做人的道理，能够在步入社会时有拼搏奋斗的力量。

我也要像我的同学们表示感谢，感谢他们能在我有困难时伸出援助之手，和他们一起学习的时光很美好，给我留下了很多美好的回忆，我会永远记在心里。

也要感谢我的家人，在我对未来道路充满迷茫时，能够为我指明方向，在我对自己没有自信时，能够安慰我，让我重拾信心，在我孤独落寞的时候，家就是我坚实的依靠。

最后感谢我的本科学校给了我宝贵的学习机会，使我能够走上一个新的平台，能在这里遇到良师益友，受益终生。

尽管又在多不舍，也终究要离别，我们终将奔入人海，各奔东西，大学四年的旅程宣告结束。祝所有的毕业生们：此去经年，一生坦荡，山水有相逢，未来终可期。