



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

本科生毕业设计

直升机碳纤维尾桨桨毂结构设计
Structural design of helicopter carbon fiber tail paddle paddle hub

姓 名 赵 健

学 院 航空航天学院

专 业 飞行器制造工程

指导教师 荆 楠

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

直升机碳纤维尾桨桨毂结构设计
Structural design of helicopter carbon fiber tail paddle paddle hub

姓 名 赵 健

学 院 航空航天学院

专 业 飞行器制造工程

指导教师 荆 楠

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	赵健
专 业	飞行器制造工程		技术职务	中级
题目名称	直升机碳纤维尾桨桨毂结构设计			
题目类型	自拟	题目来源	其他项目	
课题来源、背景及意义	<p>随着中国通用航空运输业的发展，民用直升机和多轴旋翼机逐渐成为了主要的运输工具，为了保证直升机的平稳飞行和速度，将直升机的各个金属部件替换成复合材料部件的重要性就不言而喻。尾桨的主要作用是提供反力矩，保证直升机机身的稳定性。所以本课题基于航空标准的要求，进行对直升机尾桨复合材料桨毂的结构设计与优化，并利用 Solidworks 软件进行建模，用 ABAQUS 软件分析受力作用，并设计复合材料的铺层。</p>			
任务及要求	<p>(1) 确定直升机尾桨复合材料桨毂结构设计的设计方案。分析复合材料桨毂结构强度，确定材料选取准则，最后确定直升机尾桨复合材料桨毂的设计方案。</p> <p>(2) 利用 Solidworks 软件，在了解直升机尾桨桨毂的构造下，完成尾桨桨毂的结构仿真。</p> <p>(3) 利用 ABAQUS 软件，对仿真结构进行分析并选取材料，设计铺层，设计成型方案。</p>			
工作条件	Solidworks 软件，ABAQUS 软件，直升机尾桨桨毂模型，罗宾逊 R-44 直升机尾桨桨毂			
知识与能力要求	<p>对直升机尾桨桨毂有系统的了解，包括直升机平飞及转向时尾桨桨毂受到的各种载荷及飞行阻力，以及尾桨桨毂复合材料的选取原则。熟练掌握 Solidworks 软件和 ABAQUS 软件，并对直升机复合材料尾桨桨毂做出分析。</p>			
系（教研室）审查意见：				
同 意				
负责人(签名)： 张 健				
2021 年 12 月 1 日				



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

毕业设计（论文）任务书

题 目：直升机碳纤维尾桨桨毂结构设计

学 院：航空航天大学

专 业：飞行器制造工程

学生姓名：赵 健

学 号：18414020115

起止日期：2021年12月3日~2022年6月3日

指导教师：荆 楠

任务书下达日期：2021年12月3日

毕业设计（论文）任务书

1. 毕业设计（论文）课题背景及意义

随着中国通用航空运输业的发展，民用直升机和多轴旋翼机逐渐成为了主要的运输工具，为了保证直升机的平稳飞行和速度，将直升机的各个金属部件替换成复合材料部件的重要性就不言而喻。尾桨的主要作用是提供反力矩，保证直升机机身的稳定性。所以本课题基于航空标准的要求，进行对直升机尾桨复合材料桨毂的结构设计与优化，并利用 Solidworks 软件进行建模，用 ABAQUS 软件分析受力作用，并设计复合材料的铺层。

2. 毕业设计（论文）课题任务的内容和要求

（1）确定直升机尾桨复合材料桨毂结构设计的设计方案。基于罗宾逊 R-44 的直升机尾桨桨毂进行分析，包括桨毂轴套，变矩壳体，减摆器，水平铰等部件的材料与结构布局等。以及分析复合材料桨毂结构强度，确定材料选取准则，最后确定直升机尾桨复合材料桨毂的设计方案。

（2）完成了直升机尾桨复合材料桨毂的详细设计。根据直升机尾桨桨毂所受的各种力矩，主要的设计内容包括桨毂轴套等结构，连接方式，材料类型等。以满足直升机转向时的安全性，制造经济性。

（3）利用 Solidworks 软件，在了解直升机尾桨桨毂的构造下，完成尾桨桨毂的结构仿真。

（4）利用 ABAQUS 软件，对仿真结构进行分析并选取材料，设计铺层，设计成型方案。

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）：

毕业设计论文（一套）

4. 推荐参考资料：

- [1]张文. 镍基高温合金脉冲激光打孔数值模拟及实验研究[D], 江苏大学. 2016.
- [2]黄承恭;吴建华. 复合材料在直升机上的应用与发展[C]. 中国直升机设计研究所 景德镇 333001
- [3]徐雯婷. 纤维增强树脂基复合材料在直升机的应用现状[J]. 昌河飞机工业(集团)有限责任公司, 景德镇 333002, 2021, 09
- [4]邓福伟. 旋翼机跷跷板式旋翼疲劳试验装置设计[D]. 南京航空航天大学 1028701 20-SZ075 2020.04
- [5]龙海斌;吴裕平. 直升机桨毂减阻设计进展[J]. 中国直升机设计研究所, 江西景德镇 333001 May. 15 2017 Vol. 28 No.05 08-13
- [6]王恩青, 张斌. 复合材料在航空航天中的发展现状和未来展望 [J]. 科技信息, 2011, 33: 290.

所在专业审查意见：

同 意

负责人： 张健

2021 年 12 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（论文）开题报告

题 目：直升机碳纤维尾桨桨毂结构设计

学 院：_____ 航空航天学院

专 业：_____ 飞行器制造工程

学生姓名：_____ 赵 健

学 号：_____ 18414020115

起止日期：_____ 2021年12月3日~2022年6月3日

指导教师：_____ 荆 楠

开题日期： 2021年 12月 3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）选题目的和意义

旋翼机桨毂在飞行过程中需要承受比较大的交变载荷并实现复杂的操纵功能,因此,桨毂结构比较复杂。这使得空气流过桨毂之后很容易产生分离,从而产生比较大的阻力。单旋翼直升机在前飞时,桨毂阻力一般占到全机总废阻的 30%左右,而共轴式双旋翼直升机在前飞时,桨毂阻力将占到总废阻的 50%左,而复合材料的使用可以有效减少桨毂的阻力。近年来,随着直升机前飞速度的不断增加,在飞行过程中桨毂阻力越来越大。研究表明,在接近最大速度飞行时,如果直升机废阻减少 25%,则需用功率将减少 10%,最大速度可以增大 15~25km/h。如何在保证桨毂性能质量的同时,简化结构设计,降低制造难度,实现结构减重等一直是研究人员关注和努力的方向。因此,直升机桨毂复合材料设计引起了研究人员的重视。而随着复合材料的发展应用,设计制造出结构简单、性能稳定、安全可靠、效益高的桨毂有了新的突破和可能。

（二）国内外研究现状及发展趋势

西科斯基公司分别在 2008 年和 2014 年推出了新一代高速直升机 X2 验证机和 S-97“侵袭者”原型机,两者的飞行速度分别达到 463km/h 和 480km/h,而这两种高速直升机都对旋翼桨毂进行了减阻设计,桨毂整流罩采用钝椭圆柱的气动外形,使直升机的航行速度达到新的标准。而通过对桨毂的复合材料的研究,减轻机身重量,利于旋翼机航速的提升与起飞重量的提高。

过去固定旋翼或尾桨的桨毂是采用金属制造的,结构非常复杂,加工困难,生产效率低。但随着先进复合材料的出现,设计制造一个结构简单、可靠、低成本、高效的桨毂已成为现实,并且重量轻、寿命长、形式变得多种多样。而现在国内外对于直升机的复合材料应用愈发成熟,复合材料在直升机结构中的占比越来越高,其重要性不言而喻。

目前,复合材料在桨毂结构上的主要应用研究,是利用复合材料特性实现无轴承式桨毂结构。无轴承桨毂结构采用柔性梁和套管代替 3 个方向的机械铰,其中关键在于柔性梁这一部件。在无轴承式旋翼系统中,桨叶的挥舞、变距和摆振运动的自由度都由柔性梁变形来提供,柔性梁的出现可以较大程度的简化旋翼结构,减少装配部件,降低维修成本。传统的桨毂多采用金属材料,由许多精密零部件装配而成,构型非常复杂,制造和维修成本较高。柔性梁的构造形式非常复杂,考虑到其苛刻的承力条件和对制备材料许用应变等方面的性能需求,制造柔性梁主要选取的是高性能玻璃纤维增强树脂基复合材料。国外直升机柔性梁技术已趋于成熟,目前已成功将无轴承旋翼应用在了多种直升机上,如 EC-135 和 RAH-66 等。国内也开展了柔性梁结构的设计制备技术攻关,预计不远的未来将在国内直升机上实现这一新型旋翼技术的成熟应用。

（三）研究的主要内容

1. 首先测量出 R44 旋翼机尾桨桨毂的各项尺寸，基于各项尺寸进行 solidworks 建模。

2. 在软件上先设置原来的金属材料，然后用各类复合材料进行替换。查找相关的文献、资料，了解碳纤维树脂基复合材料的相关性能参数。选择最合适的材料进行设计。综合考虑各种不同方向的应力和载荷对自主设计的尾桨桨毂进行铺层角度和层数的设计。


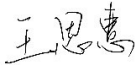
3. 之后用有限元分析进行受力分析，以保证旋翼机的适航性并进行优化。

参考文献

- [1]张文. 镍基高温合金脉冲激光打孔数值模拟及实验研究[D], 江苏大学. 2016.
- [2]黄承恭; 吴建华. 复合材料在直升机上的应用与发展[C]. 中国直升机设计研究所 景德镇 333001
- [3]徐雯婷. 纤维增强树脂基复合材料在直升机的应用现状[J]. 昌河飞机工业(集团) 有限责任公司, 景德镇 333002, 2021, 09
- [4]邓福伟. 旋翼机跷跷板式旋翼疲劳试验装置设计[D]. 南京航空航天大学 1028701 20-SZ075 2020.04
- [5]龙海斌; 吴裕平. 直升机桨毂减阻设计进展[J]. 中国直升机设计研究所, 江西景德镇 333001 May. 15 2017 Vol. 28 No.05 08-13
- [6]王恩青, 张斌. 复合材料在航空航天中的发展现状和未来展望 [J]. 科技信息, 2011, 33: 290.

二、进度及预期结果

起止日期	主要内容	预期结果
2022. 2. 7- 2022. 2. 13	梳理、制定设计方案、规划步骤	有逻辑性、确保可行性
2022. 2. 14- 2022. 2. 28	阅读大量文献，寻找创新点和思路，设计新的直升机尾桨桨毂	构思出新的尾桨桨毂
2022. 3. 1- 2022. 3. 22	实地测量 R44 直升机尾桨桨毂的各项尺寸，使用 SOLIDWORKS 软件绘制草图并进行结构仿真	绘制出与实际桨毂相符的仿真模型
2022. 3. 23- 2022. 3. 31	使用 ABAQUS 软件进行有限元分析，采用碳纤维复合材料设计铺层角度和厚度，编写工艺步骤	研究出最佳铺层角度和厚度的碳纤维复合材料。
2022. 4. 1- 2022. 4. 30	撰写论文	按时完成论文

<p>完成课题的 现有条件</p>	<p>[1]熟练掌握各种工具的使用，熟悉 R44 旋翼机尾桨毂的结构。 [2]熟练运用 solidworks 软件的各项功能以保证顺利的完成建模和受力分析。 [3]熟悉有限元分析的受力分析结果，，并根据结果观察数据得出结论。</p>
<p>指导教师 意见</p>	<p style="text-align: center;">同意开题</p> <p style="text-align: right;">指导教师:  2022 年 3 月 5 日</p>
<p>开题答辩 小组意见</p>	<p style="text-align: center;">同意开题</p> <p style="text-align: right;">组 长:  2022 年 3 月 5 日</p>

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：所提交的毕业设计（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：**赵健**

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：**齐楠**

2022年6月3日

摘 要

过去几年，随着人们生活水平的提高，民用级小型旋翼机正在逐渐兴起。近年来，人们对于飞机金属结构部件复合材料化报以极大的热情，由于当今社会复合材料的蓬勃发展，使得复合材料的性能已经慢慢赶超曾经的金属材料，所以各种复合材料件替换金属部件已经成为了常态。

本项目将使用碳纤维环氧树脂基复合材料设计一种新型的直升机尾桨毂，并对这款尾桨毂进行优化。本文首先对 R44 罗宾逊直升机的尾桨毂进行尺寸的测量，得出直升机尾桨毂的各项尺寸。然后在 SolidWorks 软件中对直升机尾桨毂进行 3D 建模，并逆向分析出合金尾桨毂的受力极限。再通过 ABAQUS 软件对尾桨毂进行详细的有限元分析，并设计出铺层，得出碳纤维尾桨毂比金属结构桨毂质量更轻，强度更高的结论。通过这一系列的软件分析与设计，使它的各个性能相比金属材料有一定的提升，而质量相比金属材料要轻。本文为 R44 罗宾逊直升机尾桨碳纤维化进行了理论的支持。

本文首先对设计方案进行总体规划，确定桨毂结构参数。利用有限元软件对旋翼进行静强度计算，证明所设计的尾桨毂符合静力学设计要求。

关键词：直升机；铺层设计；复合材料；尾桨毂；静载荷分析；有限元分析。

ABSTRACT

In the past few years, with the improvement of people's living standards, civil class small rotors are gradually emerging. In recent years, people have great enthusiasm for the composite materials of aircraft metal structural parts. Due to the vigorous development of composite materials in today's society, the performance of composite materials has slowly surpassed the former metal materials, so it has become normal to replace metal parts.

This project will design a new helicopter tail propeller hub using a carbon fiber epoxy based composite and optimize the tail propeller hub. This paper first measures the size of the tail propeller hub of R44 Robinson helicopter, and obtains the dimensions of the tail propeller hub. Then, 3D modeling is performed in SolidWorks software, and the force limit of alloy tail rotor hubs are reverse analyzed. The detailed finite element analysis was made by ABAQUS software, and the conclusion was drawn that the carbon fiber tail propeller hub has lighter mass and higher strength than the metal structure propeller hub. Through this series of software analysis and design, its various performance is somewhat improved compared with metal materials, and the quality is lighter than metal materials. This paper provides theoretical support for carbon fibrosis in the R44 Robinson helicopter.

This paper first plan the design scheme and determine the paddle hub structure parameters. The static strength of the rotor was calculated using finite element software to prove that the designed tail propeller hub meets the static design requirements.

Key words: helicopter; bedding design; composite material; tail propeller hub; static load analysis; finite element analysis.

目 录

第一章 绪论.....	1
1.1 引言	1
1.2 国内外研究现状.....	1
1.3 本文研究目标.....	2
1.4 目标的实现方法	2
1.5 本文研究内容	2
第二章 直升机复合材料尾桨桨毂的建模	4
2.1 引言	4
2.2 直升机尾桨桨毂结构介绍	4
2.3SolidWorks 的软件介绍	4
2.4R44 罗宾逊直升机尾桨桨毂建模	5
2.5 基于 SolidWorks 软件进行有限元分析	5
2.6 本章总结	7
第三章 尾桨桨毂在 ABAQUS 软件中的建模	8
3.1 引言	8
3.2ABAQUS 软件介绍	8
3.3 直升机尾桨桨毂的静强度设计	8
3.4R44 直升机尾桨桨毂的选材	9
3.5 有限元分析的边界条件	9
3.6 本章总结	15
第四章 复合材料直升机尾桨桨毂的铺层分析及优化	16
4.1 引言	16
4.2 直升机尾桨桨毂的有限元分析	16
4.3 直升机尾桨桨毂的的铺层设计与优化	16
4.4 对直升机尾桨桨毂进行有限元分析	24

4.5 本章小结	24
第五章 总结与展望	25
5.1 本文主要工作和总结	25
5.2 未来工作的展望	25
致 谢	28
参考文献	27

第一章 绪论

1.1 引言

自 1984 年以来，随着中国的改革开放，各种航空技术在新时代的浪潮中大力发展，各种各样的多旋翼无人飞行器和小型的民用通用直升机慢慢的走入了老百姓的视野。在航空技术大力发展的同时，在各种国家庆典和社会庆典中中也能看到很多很多大场面的多旋翼飞行器的飞行表演。而这些参与民用和庆典表演的直升机大多都采用的金属尾桨桨毂。

直升机的尾桨桨毂在飞行的过程中需要承受非常大的交变载荷并且需要完成复杂繁琐的操纵功能,因此,直升机尾桨桨毂的结构比较复杂。如何在保证尾桨桨毂结构稳定性质量高的同时，尽可能的优化结构设计，降低制造难度，实现结构减重等一直是国内的研究人员关注和努力的方向。所以，直升机尾桨桨毂复合材料结构设计引起了研究人员的重视。而随着复合材料各种材料的发展应用，设计制造出性能稳定、价格实惠、结构稳定、安全可靠、经济效益高的直升机尾桨桨毂有了新的突破和希望。

因为直升机尾桨桨毂是直升机的重要组成部分，它的存在使直升机可以随意调整自身的飞行姿态，所以应该选取适合航行的复合材料来进行加工与制造。这次的结构研究设计选择了碳纤维树脂基复合材料作为直升机尾桨桨毂的材料。

1.2 国内外研究现状

1.2.1 国外研究现状

西科斯基公司分别在 2008 年和 2014 年推出了新一代高速直升机 X2 验证机和 S-97“侵袭者”原型机，两者的飞行速度分别达到 463km/h 和 480km/h，而这两种高速直升机都对旋翼桨毂进行了减阻设计，桨毂整流罩采用钝椭圆的气动外形，使直升机的航行速度达到新的标准。而通过对桨毂的复合材料的研究，减轻机身重量，利于旋翼机航速的提升与起飞重量的提高。

过去固定旋翼或尾桨的桨毂是采用金属制造的，结构非常复杂，加工困难，生产效率低。但随着先进复合材料的出现，设计制造一个结构简单、可靠、低成本、高效的桨毂已成为现实，并且重量轻、寿命长、形式变得多种多样。而现在国内外对于直升机的复合材料应用愈发成熟，复合材料在直升机结构中的占比越来越高，其重要性不言而喻。

1.2.2 国内研究现状

目前，复合材料在桨毂结构上的主要应用研究，是利用复合材料特性实

现无轴承式桨毂结构。无轴承桨毂取消了挥舞、摆振和变距 3 个机械铰，是旋翼技术的重大突破，代表了旋翼设计技术的发展方向。无轴承桨毂结构采用柔性梁和套管代替了 3 个方向的机械铰，其中关键在于柔性梁这一部件。在无轴承式旋翼系统中，桨叶的挥舞、变距和摆振运动的自由度都由柔性梁变形来提供，柔性梁的出现可以较大程度的简化旋翼结构，减少装配部件，降低维修成本。柔性梁的构造形式非常复杂，考虑到其苛刻的承力条件和对制备材料许用应变等方面的性能需求，制造柔性梁主要选取的是高性能玻璃纤维增强树脂基复合材料。国外直升机柔性梁技术已趋于成熟，目前已成功将无轴承旋翼应用在了多种直升机上，如 EC - 135 和 RAH - 66 等。国内也开展了柔性梁结构的设计制备技术攻关，预计不远的未来将在国内直升机上实现这一新型旋翼技术的成熟应用。

1.3 本文研究目标

本研究使用的增强体是将使用某公司生产的 DSCCP-93 型碳纤维平纹碳布。基体是某研究院生产的 J-133 树脂。基于 R44 罗宾逊直升机的尾翼桨毂设计一款复合材料尾桨桨毂，用以改进其原有的性能。通过改进各项基础性能，使 R44 罗宾逊尾桨桨毂的使用成本和维护成本相比金属桨毂大幅度降低，使这种民用直升机的飞行表现更为出众，也可以适当增大直升机在空中的飞行稳定性，提升这种民用直升机的使用可靠性，相应的延长使用寿命等目的。

1.4 目标的实现方法

找到 R44 罗宾逊直升机飞机维护手册并仔细查阅。根据一般直升机尾桨桨毂结构设计流程，对尾桨桨毂进行设计。具体步骤如下：

1. 查阅相关飞行维护手册，定下 R44 罗宾逊直升机尾桨桨毂的最大性能参数；
2. 运用 SolidWorks 软件对 R44 罗宾逊直升机尾桨桨毂进行 3D 建模与外观的设计；
3. 运用 ABAQUS 软件对直升机尾桨桨毂进行有限元分析、外形设计以及铺层的优化。

1.5 本文研究内容

本文研究的内容以 R44 罗宾逊直升机的金属尾桨桨毂为对象，设计一款功能类似的使用复合材料加工制造的直升机尾桨桨毂，并对这款直升机复合材料尾桨桨毂进行更深一步的分析和优化。具体研究内容如下：

- 1、查阅 R44 罗宾逊直升机在维修保养时所要用到的的飞行维修手册，和 R44 罗宾逊直升机相关的维修手册可以精确的敲定 R44 罗宾逊直升机对尾桨桨毂的相关要求与约束，及各种相对于飞行条件的的环境要求。

2、参考 R44 罗宾逊直升机的飞行维修手册，这里我们会用到 SolidWorks 软件对此直升机的尾桨桨毂进行 3D 建模。

3、R44 罗宾逊直升机尾桨桨毂原本的材料为合金钢，这里为了改进质量与性能，选取了增强体是 DSCCP-93 型碳纤维平纹碳布，基体是黑龙江省某研究院生产的 J-133 树脂的复合材料。因此，在利用 SolidWorks 软件和 ABAQUS 软件进行有限元分析时，以这两种材料的性能参数为模型参数进行运算。步骤如下：

1、首先，把绘制好的 SolidWorks3D 模型通过 X_T 格式来导入 ABAQUS 软件中，进行相对较为简单的静应力分析。

2、然后，运用 ABAQUS 软件，对上述复合材料的铺层方式进行分析，得到在受到相同的外载荷情况下，最好的铺层方式。

3、最后，把这种铺层方式施加于直升机尾桨桨毂上，运用 ABAQUS 软件进行有限元分析，分析应力、应变等云图。

第二章 直升机复合材料尾桨毂的建模

2.1 引言

桨毂是各个桨叶安装结合的部位，位于螺旋桨末端，多为圆锥或圆台形。一般用来控制直升机在飞行时的方向，即尾桨时用来操控飞行方向。尾桨桨毂则是尾旋翼的中心控制点，尾桨桨毂保证了尾桨的平稳运行，保证了直升机通常的飞行姿态。从本章开始，正式进入到直升机尾桨桨毂的结构设计与建模的阶段。根据 R44 罗宾逊直升机的适航与飞行条件和三维设计图纸，就可以对直升机尾桨桨毂进行总体性设计。本研究选用 SolidWorks 软件进行结构设计，并绘制出三维模型。

2.2 直升机尾桨桨毂结构介绍

现在，在直升机尾桨桨毂中复合材料的主要应用点，是凭借碳纤维复合材料的高性能来实现尾桨桨毂的无轴承设计。

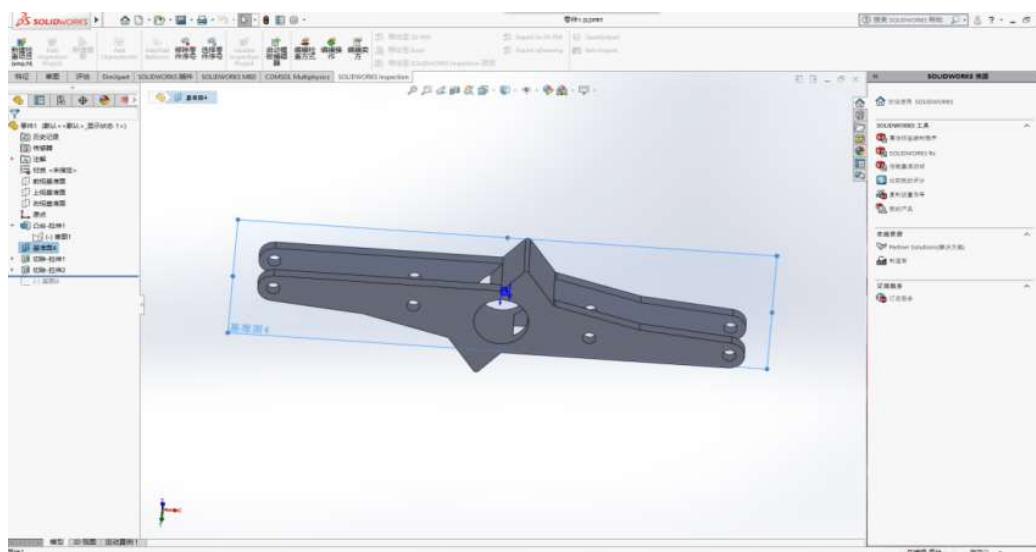


图 2-1 R44 直升机尾桨桨毂结构图

2.3 SolidWorks 的软件介绍

SolidWorks 是一个易于使用的基于特征、参数化和实体建模的设计工具，在 windows 上开发。可以创建完全相关的三维实体模型，实体之间可以存在约束关系，也可以不存在约束关系；您还可以使用自动或用户定义的约束来反映设计意图。

SolidWorks 软件功能强大，组件众多。SolidWorks 具有功能强大、易学易用、技术创新三大特点，使其成为 3D CAD 解决方案的领先和主流。SolidWorks 可以提供不同的设计方案，减少设计过程中的误差，提高产品质量。SolidWorks 不仅提供了如此强大的功能，而且为每个工程师和设计师提供了易于操作、学习和使用的功能。而可以导出的 X-T 格式方便了下一步的操作。

2. 4R44 罗宾逊直升机尾桨桨毂建模

尾桨桨毂的建模过程如下所述：

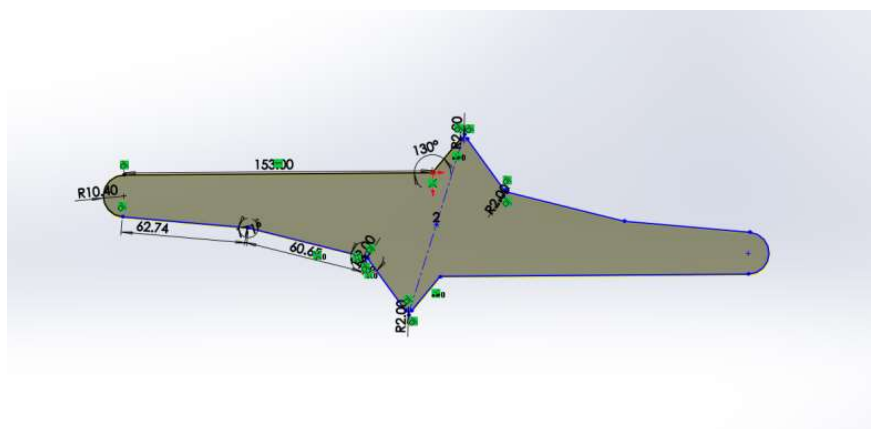


图 2-2 尾桨桨毂尺寸

1. 绘制出直升机尾翼桨毂，并标明详细尺寸，找到基准点与中心线。
2. 根据已有尺寸进行拉伸，得出凸台结构，开始根据尺寸进行孔的定位。
3. 根据基准线和中心线对模型中央进行切除，得到基本的结构。
4. 对定位好的孔的位置打孔，得到最终模型。

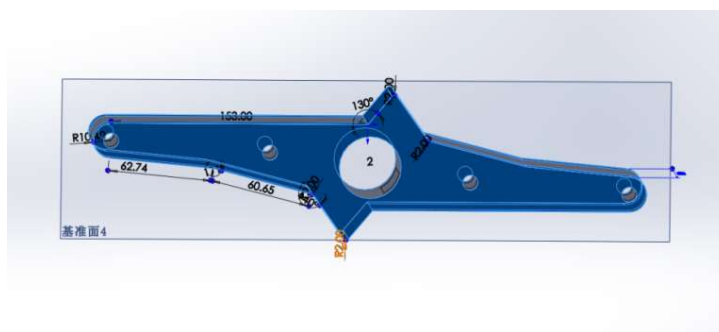


图 2-3 尾桨桨毂模型

2.5 基于 SolidWorks 软件进行有限元分析

利用 SolidWorks 软件进行第一步有限元分析，求出原本金属尾桨桨毂的各项极限。

1 对直升机尾桨桨毂设置固定夹具，模拟直升机上的固定条件

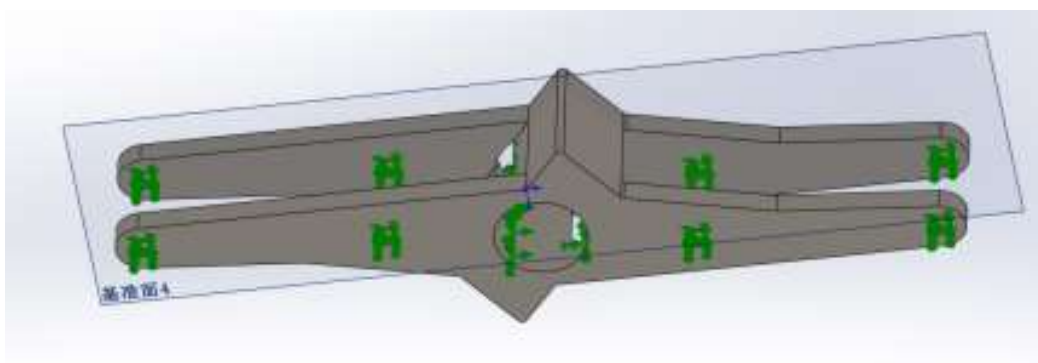


图 2-4 固定夹具位置

属性	数值	单位
弹性模量	210000	牛顿/mm ²
泊松比	0.28	不适用
中抗剪模量	79000	牛顿/mm ²
质量密度	7700	kg/m ³
张力强度	723.8256	牛顿/mm ²
压缩强度		牛顿/mm ²
屈服强度	620.422	牛顿/mm ²
热膨胀系数	1.3e-05	/K

图 2-5 金属桨毂材料性能数据

- 2 设置直升机尾桨桨毂的金属材料，这里我选用了合金钢。这是材料的数据。
- 3 设置力的大小与方向，模拟飞行时的条件，得出材料所能承受的最大力。

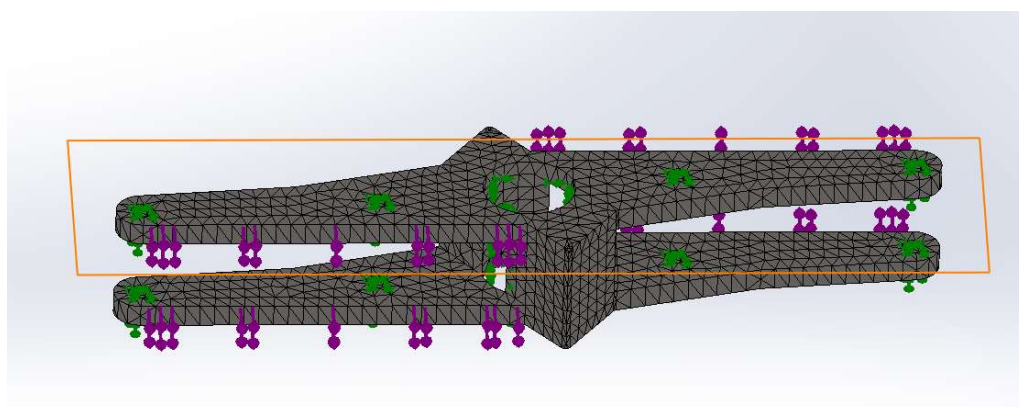


图 2-6 网格划分

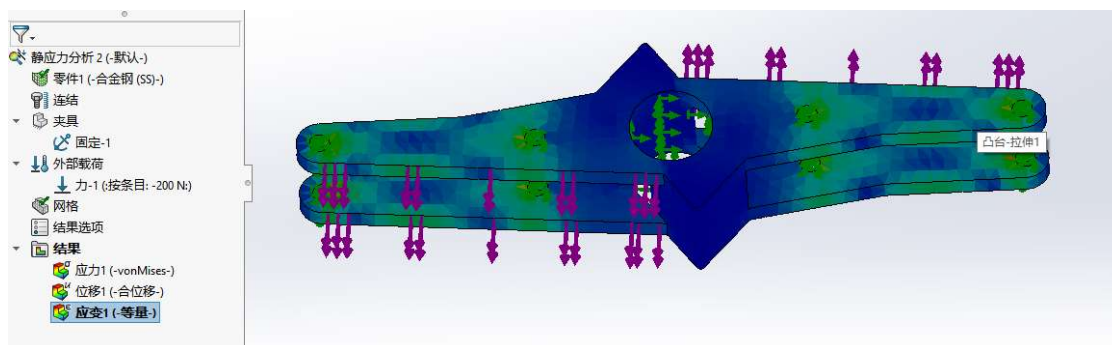


图 2-7 桨毂极限载荷

4 通过软件的简易分析得到合金钢桨毂的静载荷极限为 200N。

5 合金钢桨毂的位移为 0.0002162mm。

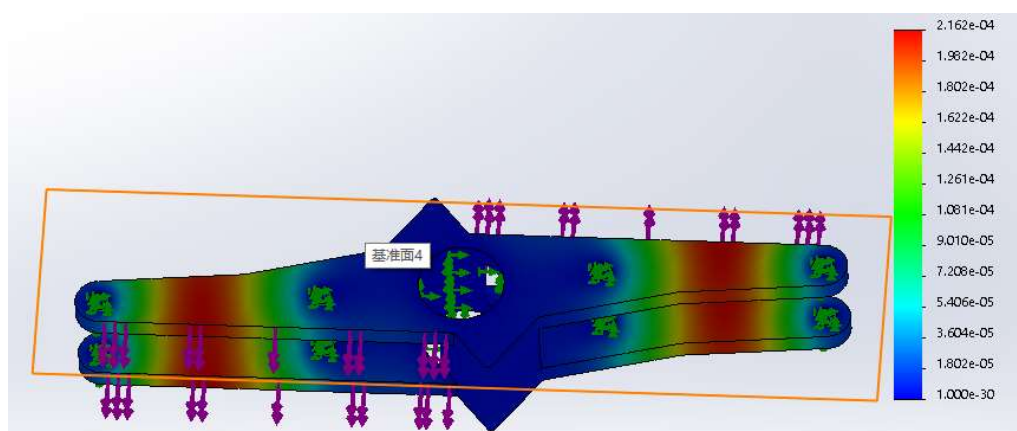


图 2-8 桨毂形变位移

2.6 本章总结

本章对用来制作 3D 模型使用的 SolidWorks 软件进行了简单的介绍，对直升机尾翼桨毂进行了绘制，并按步说明了建模过程。到这里，R44 罗宾逊直升机尾桨桨毂的建模就制做好了，为下面要进行的 ABAQUS 有限元分析等工作打下了基础。

第三章 尾桨桨毂在 ABAQUS 软件中的建模

3.1 引言

直升机尾桨桨毂在直升机飞行时的分析与动态仿真一直都是一个需要大量计算的问题。随着现代计算机科学技术的大幅度进步，计算机对直升机尾桨桨毂在直升机飞行时的有限元分析更加精确。

直升机尾桨桨毂在直升机飞行的过程中主要受到来自尾桨翼的拉伸与旋转所受到的扭矩。所以，直升机尾桨桨毂的受力过程可简化为尾桨桨毂受到静载荷的过程。这一章导入了上一章在 SolidWorks 软件中所完成的模型，并完成了有限元分析的前处理工作。

3.2 ABAQUS 软件介绍

ABAQUS 是功能强大的有限元软件，由于 ABAQUS 强大的分析能力和模拟复杂系统的可靠性，它在各国的工业和研究中得到广泛的应用，在大量的高科技产品开发中发挥着巨大的作用。复杂的固体力学结构力学系统，特别是能够驾驭非常庞大复杂的问题和模拟高度非线性问题。模拟典型工程材料的性能，其中包括金属、橡胶、高分子材料、复合材料、钢筋混凝土、可压缩超弹性泡沫材料以及土壤和岩石等地质材料。其它工程问题：热传导、质量扩散、热电耦合分析、声学分析、岩土力学分析（流体渗透/应力耦合分析）及压电介质分析。

与绝大部分的有限元分析软件相同，一个详细完整的 ABAQUS 软件的有限元分析流程包含以下三个步骤，即前处理；模拟分析计算；后处理。前处理就是把已经制作好的 3D 模型导入到 ABAQUS 软件。因为 ABAQUS 软件可以兼容接收 X_T 格式的文件，因此，只需要把前面用 SolidWorks 软件制作好的 3D 模型另存为输出 X_T 格式，就可以把 3D 模型直接导入 ABAQUS 软件进行课题有关的有限元分析。这也是本文选用 ABAQUS 软件而不是 ANSYS 等软件的原因。

3.3 直升机尾桨桨毂的静强度设计

直升机尾桨桨毂设计的强度极限固定了了选取材料的性能结构要求。换句话说，在此直升机尾桨桨毂承受所选取材料的静载荷极限的情况下，直升机尾桨桨毂的结构形变程度不能超过 0.2%，在承受 90% 以内的材料载荷极限时没有任何结构破坏，在承受小于等于 100% 的材料载荷极限的外载荷下，结构没有明显的破坏。

直升机尾桨桨毂在直升机平稳飞行的时候，忽略空气中的各种影响因素，尾桨桨毂的受力情况可以看成直升机尾桨翼对桨毂施加静载荷的过程。尾桨桨毂在

受到材料载荷极限的情况下，尾桨桨毂不能出现肉眼可见的大程度形变，就是直升机尾桨桨毂需要拥有一定的静刚度，在考虑静刚度的同时，尾桨桨毂的主体结构在受到载荷的同时不能出现结构的失效，也就是说直升机尾桨桨毂的材料需要具有一定的静强度。

在设计尾桨桨毂的静强度和静刚度的同时，我们也需要考虑到直升机尾桨桨毂的使用寿命的这一因素。要考虑这种情况，我们需要假设直升机尾桨桨毂的主体材料结构并没有一开始就自带的材料缺陷与结构损伤。根据累计损伤的相关理论，估算结构裂纹形成的时间作为这个尾桨桨毂的使用寿命。

所以，通过上文的理论知识与实际情况相结合，再考虑到材料的性能得出直升机尾桨桨毂受到的静力外载荷就是直升机在空中航行时受到的全部外载荷。

3. 4R44 直升机尾桨桨毂的选材

由于本文设计的尾桨桨毂是以学校实习期间，参与装配的 R44 罗宾逊直升机为参照物设计的。本研究将使用选取了增强体是 DSCCP-93 型碳纤维平纹碳布，基体是黑龙江省某研究院生产的 J-133 树脂的复合材料。基于 R44 罗宾逊直升机的尾翼桨毂设计一款复合材料碳纤维尾桨桨毂，用以改进其原有的性能。

3.5 有限元分析的边界条件

在 ABAQUS 软件进行有限元分析时，需要提供直升机尾桨桨毂的边界条件，即直升机尾桨桨毂在分析时受到的外载荷，前文已经提到过，本文把直升机在空中航行时的尾桨桨毂受载情况看成尾桨桨毂受到静载荷的受力过程。即尾桨桨毂施加的外载荷即为尾桨桨毂的最大飞行载荷， $6.204e+02\text{MPa}$ 。

3.6 直升机尾桨桨毂分析

使用 ABAQUS 软件进行静应力有限元分析的步骤可以分为前处理、模拟分析运算、后处理三个部分。

有限元分析中最繁琐也是最重要的一步就是前处理，这也是最重要的工作，前处理对于各个条件的给予和约束。把实际上的桨毂分析问题改为数学模型上的有限元分析问题，因为已经在 SolidWorks 软件中完成了建模的绘制，所以在 ABAQUS 中不需要再次建模，因此前处理的工作步骤可以分为几何处理、固定条件、材料性能和网格划分、边界施加等相关步骤，只要根据实际情况正确的添加各项条件，按部就班的完成前处理的各项工作。

那么有限元分析就不会因此出错。

在上文中，考虑了各种原因，得出飞行时可以忽略空气阻力。所以，为了达到简化计算的目的，只研究直升机尾桨桨毂受到静载荷的情况下的状态。本文中前处理按照下面的步骤进行：

1. 导入部件。把在 SolidWorks 软件中建好的模型导入 ABAQUS 软件，导入

后的情况如图 3-1

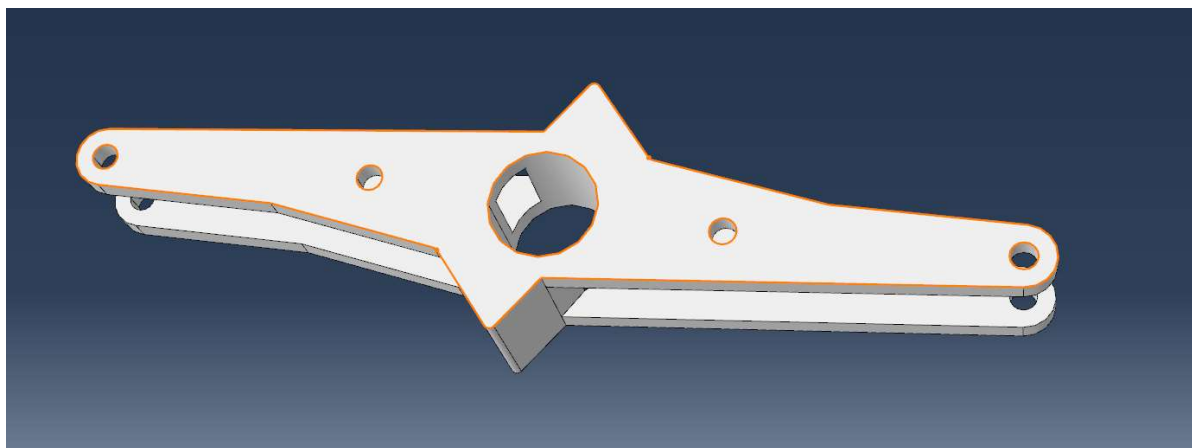


图 3-1 导入后的 sw 模型

2. 材料属性。为导入好的模型编辑材料的各项属性。根据上文中提到的复合材料编辑材料的属性。

3. 编辑材料复合层（如图 3-2）。

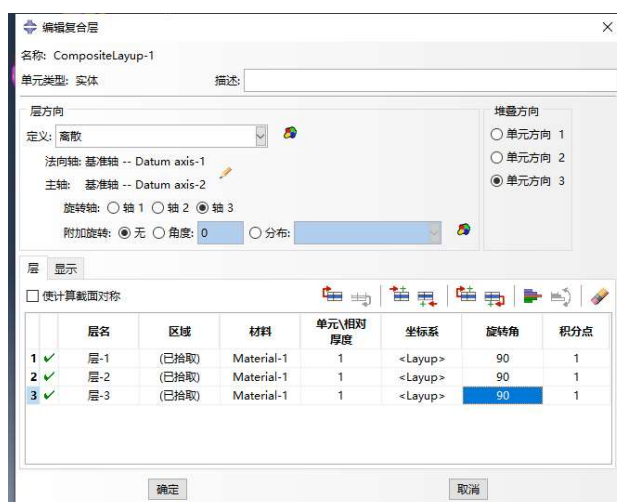


图 3-2 编辑材料复合层

4. 需要检查层堆叠状态，需要通过“查询”选项卡“层堆叠绘图”

5. 在完成上文中的一系列步骤之后，前处理中“属性”这一个步骤就彻底完成了。

6. 装配(图 3-3)。在 ABAQUS 中，要进行有限元分析的部件需要进行装配，即使只有一个部件。

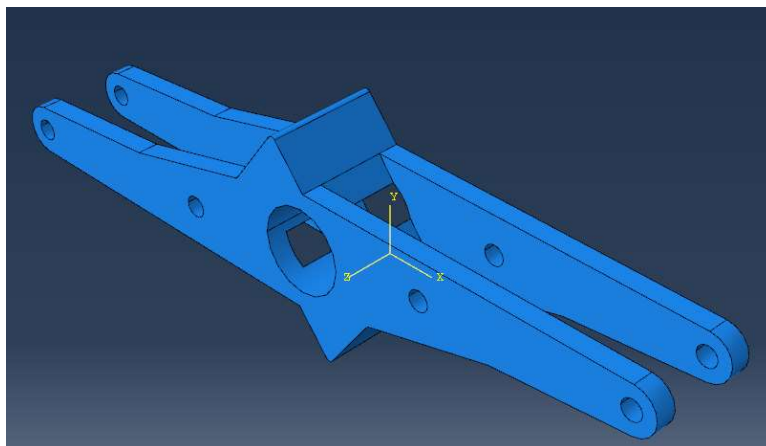


图 3-3 装配图

7.分析步。在有限元分析之前需要创建分析步，为下面的分析做好流程准备。

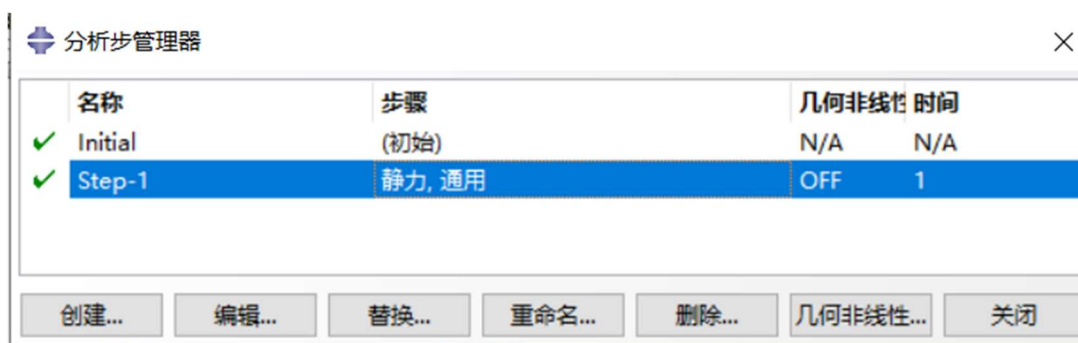


图 3-4 创建分析步

8.编辑分析步编辑（图 3-5）。

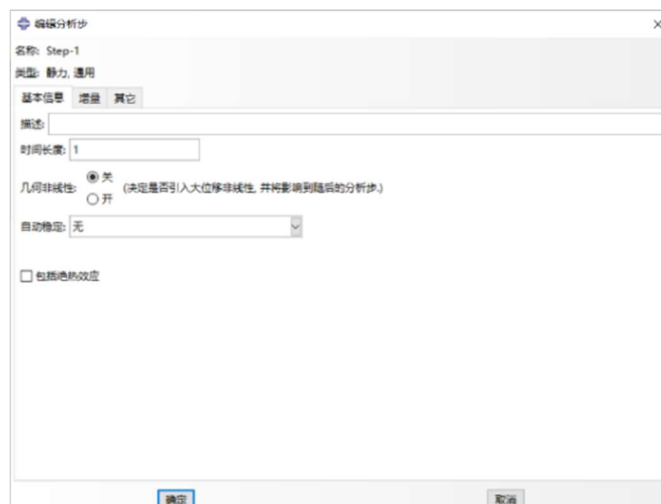


图 3-5 编辑“基本信息”

9.编辑分析步（图 3-6），这里需要编辑“增量”。

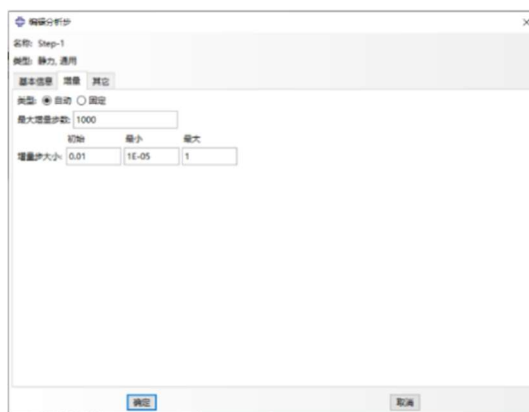


图 3-6 编辑“增量”

10.编辑分析步（图 3-7），编辑“其它”。



图 3-7 编辑“其它”

11.载荷（图 3-7）。在 SolidWorks 中已经通过分析得出了金属材料载荷，，直升机尾桨桨毂所承受的外压强总和为 $6.204 \times 10^2 \text{MPa}$ 。



图 3-7 载荷管理器



图 3-8 编辑载荷

12.编辑边界条件（图 3-9）。因为直升机尾桨桨毂用四个小螺孔一个大轴固定，故采用完全固定。



图 3-9 边界条件管理器

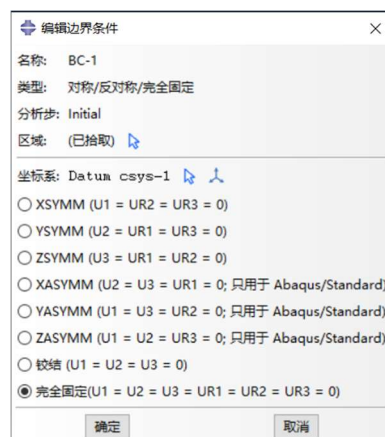


图 3-10 编辑边界条件

13.编辑好的直升机尾桨桨毂。

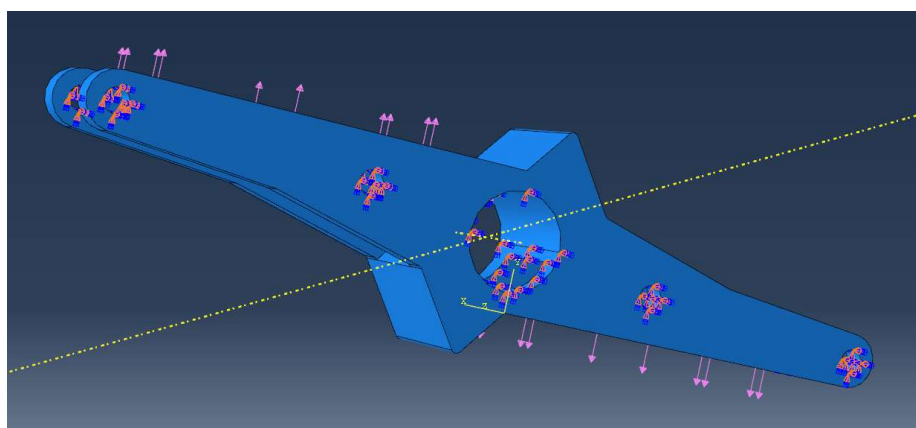


图 3-1 弓型梁

14.网格（图 3-12）。根据实际情况编辑网格属性。

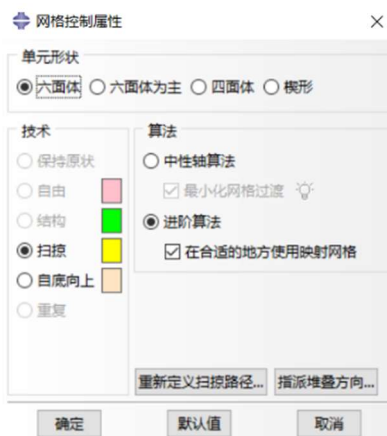


图 3-12 编辑网格控制属性

15.得到了编辑好的直升机尾桨桨毂网格图。

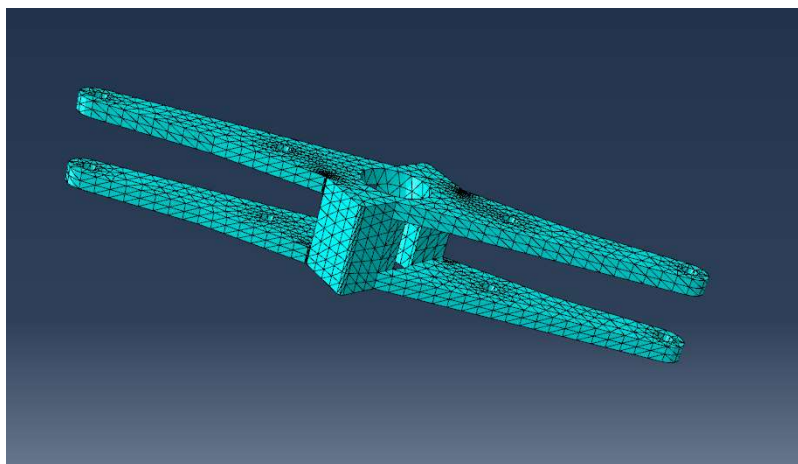


图 3-13 直升机尾桨毂网格图

16.模拟分析计算。

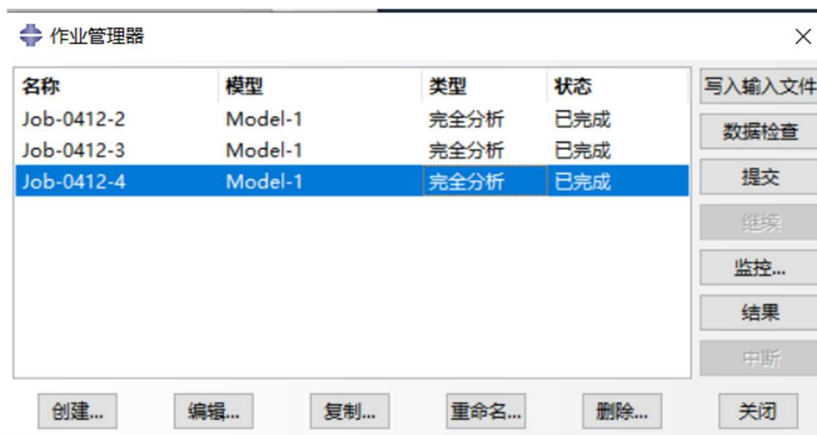


图 3-14 编辑作业管理器

17.编辑作业。编辑好需要计算的步骤。



图 3-15 编辑作业

18. 点击提交后，状态变成已完成就完成了有限元分析的计算步骤。



图 3-16 运算完成

3.6 本章总结

这一章详细的说明了对于需要有限元分析的直升机尾桨桨毂的各种前处理工作，为后边要进行的有限元分析打下良好的基础，保证了有限元分析的准确性。在直升机尾桨桨毂的受力点中，螺孔与主轴孔是受力点的主要分布位置。

第四章 复合材料直升机尾桨桨毂的铺层分析及优化

4.1 引言

在上一章我完成了模型的导入以及前处理工作，本章开始将正式进行直升机尾桨桨毂的有限元分析与铺层设计及优化，首先对比选取复合材料的性能表给出铺层设计方案，通过有限元分析得出方案中的最优方案，再验证设计的可行性。

4.2 直升机尾桨桨毂的有限元分析

因为直接对直升机尾桨桨毂进行铺层优化的分析难度较大，运算时间较长。因此，把分析过程进行部分简化。

4.3 直升机尾桨桨毂的铺层设计与优化

为满足尺寸要求，复合材料层合板的铺层数量为 10 层，现给出以下铺层方案（图 4-1 至 4-10），共计 10 种。

0°
0°
0°
0°
0°
0°
0°
0°
0°
0°

图 4-1 铺层方式 1

90°
90°
90°
90°
90°
90°
90°
90°
90°
90°

图 4-2 铺层方式 2

45°
45°
45°
45°
45°
45°
45°
45°
45°
45°

图 4-3 铺层方式 3

0°
0°
0°
45°
45°
45°
90°
90°
90°
90°

图 4-4 铺层方式 4

90°
90°
45°
45°
0°
0°
45°
45°
90°
90°

图 4-5 铺层方式 5

90°
90°
90°
45°
45°
45°
45°
90°
90°
90°

图 4-6 铺层方式 6

90°
90°
90°
0°
0°
0°
0°
90°
90°
90°

图 4-7 铺层方式 7

45°
45°
45°
0°
0°
0°
0°
45°
45°
45°

图 4-8 铺层方式 8

0°
45°
90°
0°
45°
90°
0°
45°
90°
0°

图 4-9 铺层方式 9

0°
45°
90°
90°
45°
45°
90°
90°
45°
0°

图 4-10 铺层方式 10

以上文的铺层方式铺层,依次进行各种应力的 ABAQUS 软件的静载荷分析,在分析之后就可以得到各种受力云图按图 4-1 的铺层方式,得到压力受力云图。

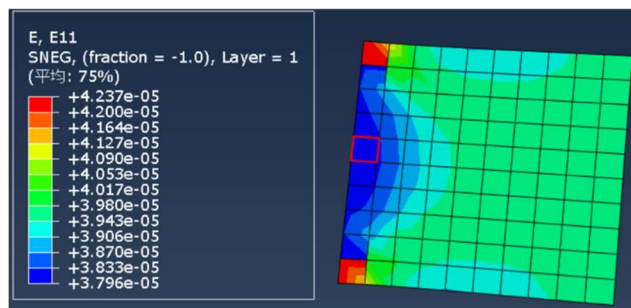


图 4-11 压力受力云图

由图可知,最大应变值为 0.00004237。按图 4-1 的铺层方式,得到拉力受力云图。

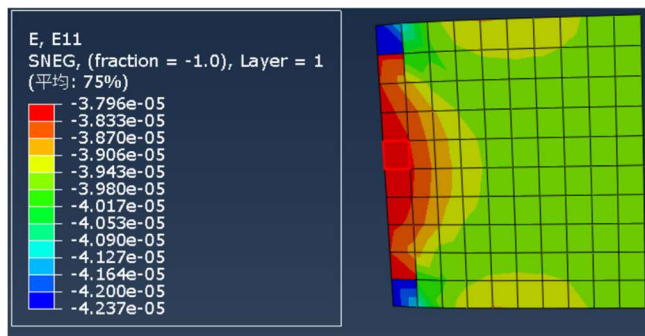


图 4-12 拉力受力云图

由图 4-12 可知，最大应变值为 0.00003796。
按图 4-2 的铺层方式，得到压力受力云图。

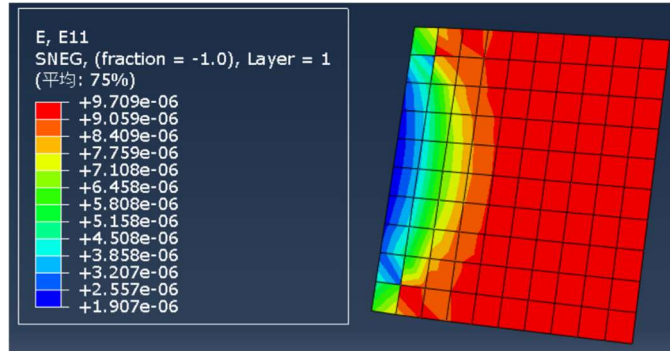


图 4-13 压力受力云图

由图 4-13 可知，最大应变值为 0.000009709。
按图 4-2 的铺层方式，得到压力受力云图。

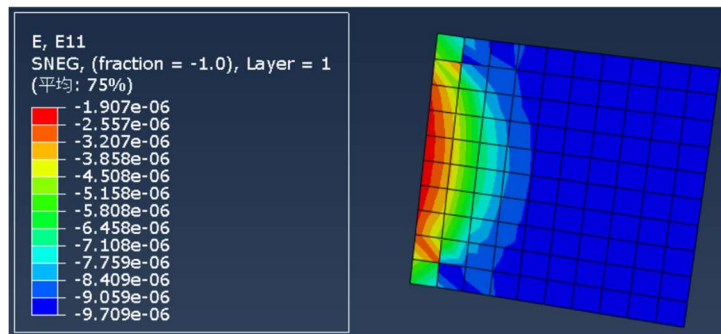


图 4-14 拉力受力云图

由图 4-14 可知，最大应变值为 0.000001907。
按图 4-3 的铺层方式，得到压力受力云图。

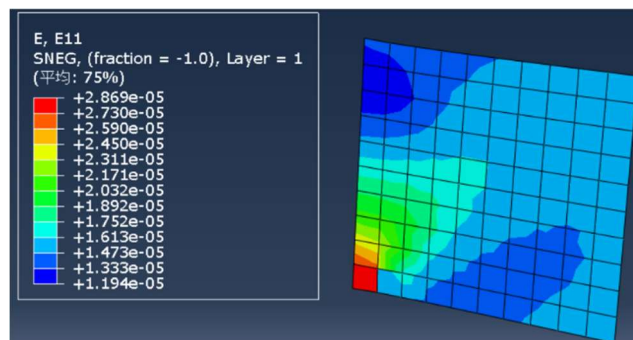


图 4-15 压力受力云图

由图 4-15 可知，最大应变值为 0.00002.869。
按图 4-3 的铺层方式，得到拉力受力云图。

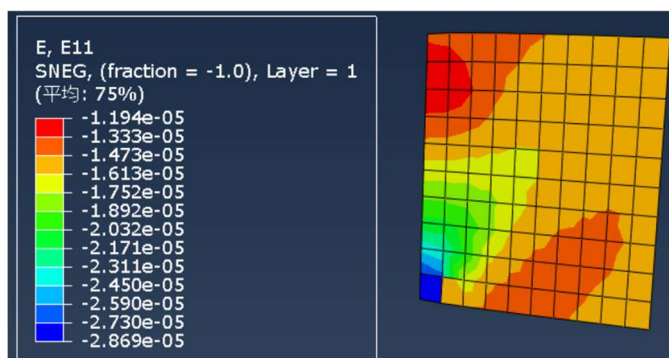


图 4-16 拉力受力云图

由图 4-16 可知，最大应变值为 0.00001194。

按图 4-4 的铺层方式，得到压力受力云图。

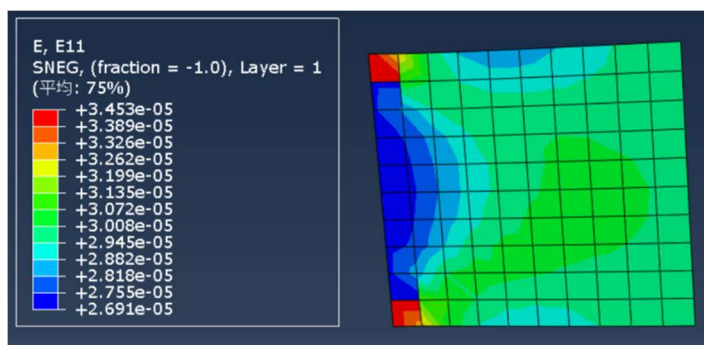


图 4-17 压力受力云图

由图 4-17 可知，最大应变值为 0.00003453。

按图 4-4 的铺层方式，得到拉力受力云图。

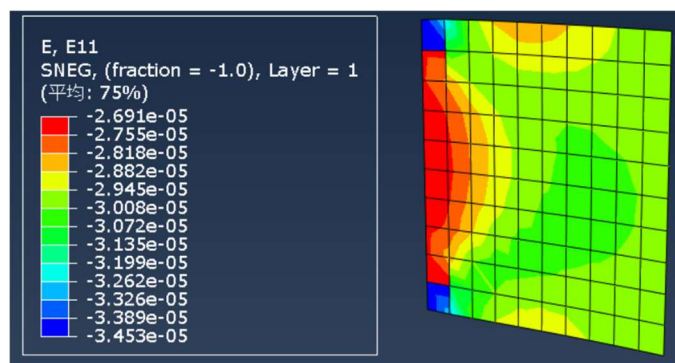


图 4-18 拉力受力云图

由图 4-18 可知，最大应变值为 0.00002691。

按图 4-5 的铺层方式，得到压力受力云图。

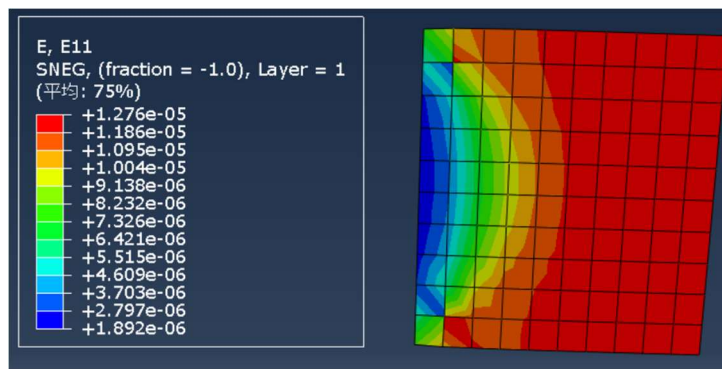


图 4-19 压力受力云图

由图 4-19 可知，最大应变值为 0.00001276。

按图 4-5 的铺层方式，得到拉力的力云图。

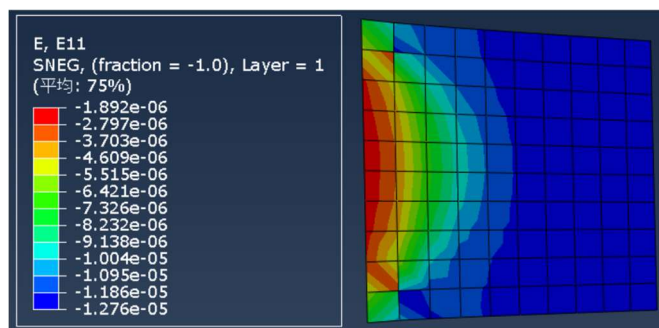


图 4-20 拉力受力云图

由图 4-20 可知，最大应变值为 0.000001892。

按图 4-6 的铺层方式，得到压力受力云图。

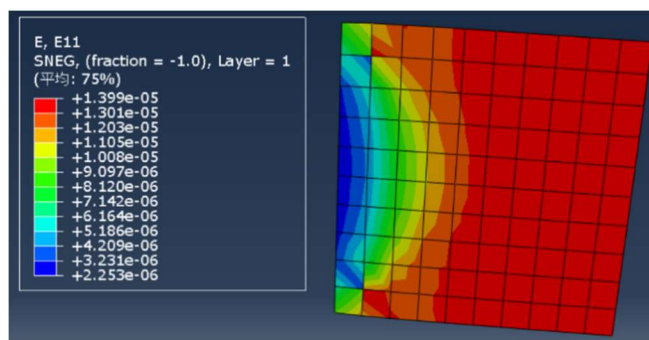


图 4-21 压力受力云图

由图 4-21 可知，最大应变值为 0.00001399。

按图 4-6 的铺层方式，得到拉力受力云图。

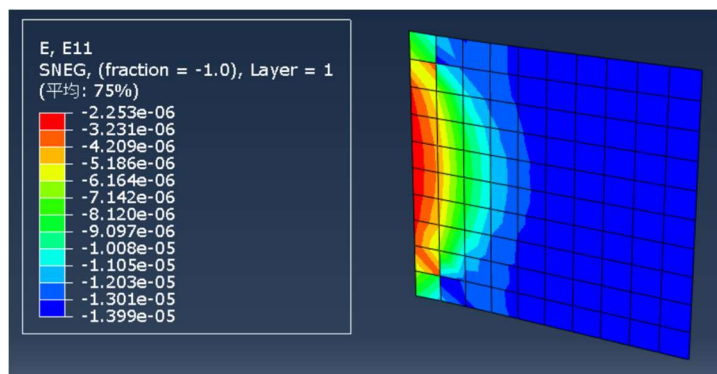


图 4-22 拉力受力云图

由图 4-22 可知，最大应变值为 0.000002253。

按图 4-7 的铺层方式，得到压力受力云图。

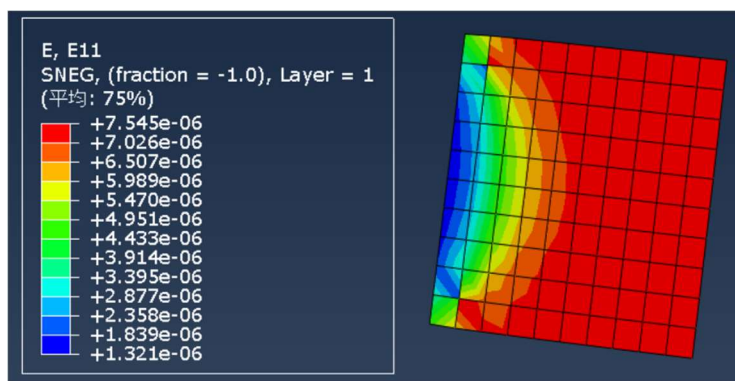


图 4-23 压力受力云图

由图 4-23 可知，最大应变值为 0.000007545。

按图 4-7 的铺层方式，受到拉力受力云图。

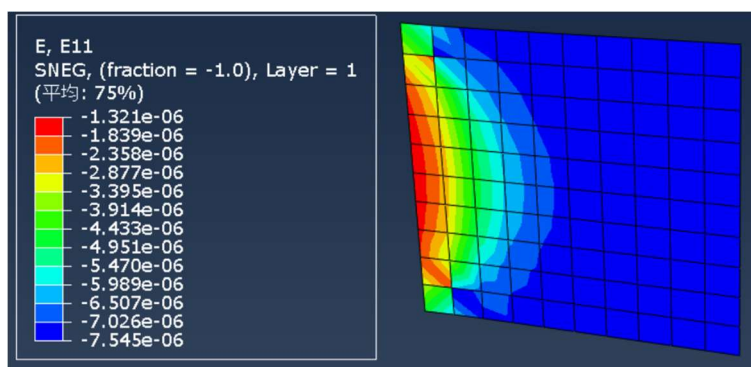


图 4-24 拉力受力云图

由图 4-24 可知，最大应变值为 0.000001321。

按图 4-8 的铺层方式，得到压力受力云图。

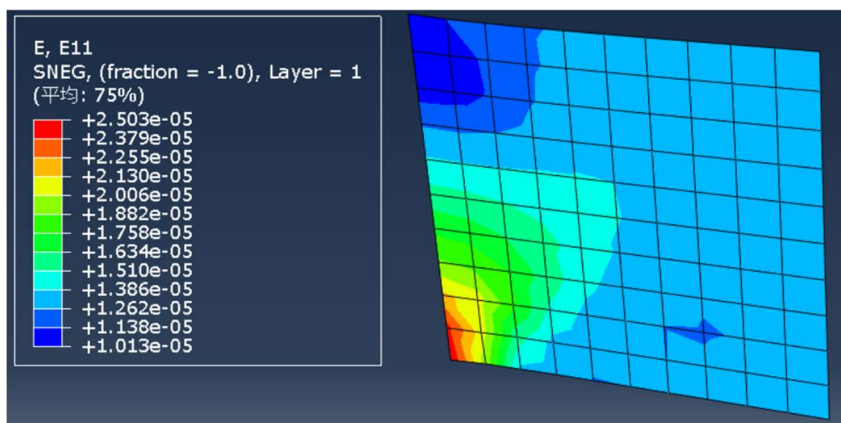


图 4-25 压力受力云图

由图 4-25 可知，最大应变值为 0.00002503。

按图 4-8 的铺层方式，得到拉力受力云图。

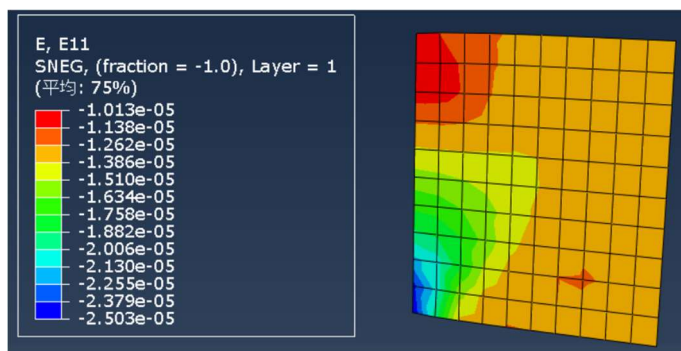


图 4-26 拉力受力云图

由图 4-26 可知，最大应变值为 0.00001013。

按图 4-9 的铺层方式，得到压力受力云图。

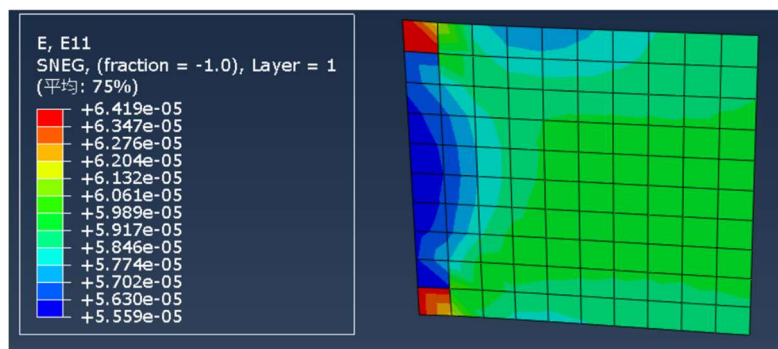


图 4-27 压力受力云图

由图 4-27 可知，最大应变值为 0.00006419。

按图 4-9 的铺层方式，得到拉力受力云图。

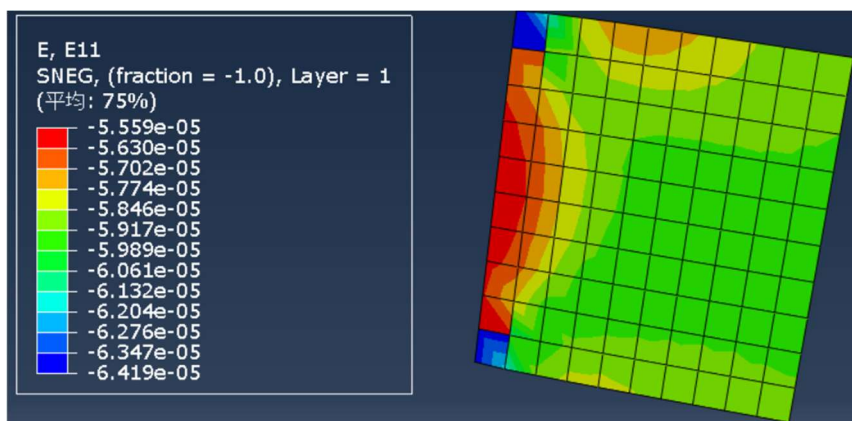


图 4-28 拉力受力云图

由图 4-28 可知，最大应变值为 0.00005559。

按图 4-10 的铺层方式，得到压力受力云图。

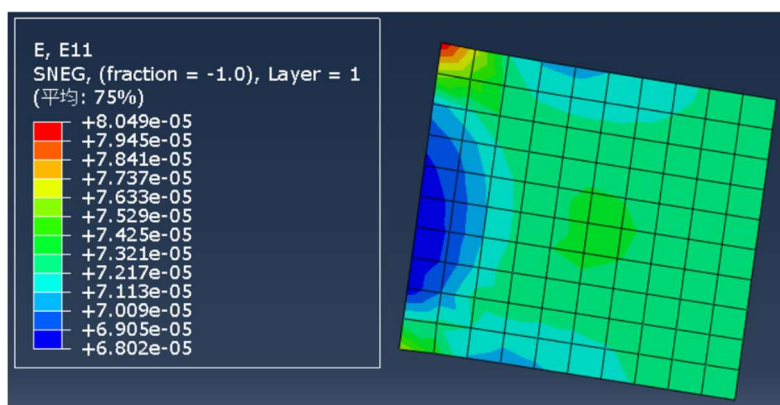


图 4-29 压力受力云图

由图 4-29 可知，最大应变值为 0.00008049。

按图 4-10 的铺层方式，得到拉力受力云图。

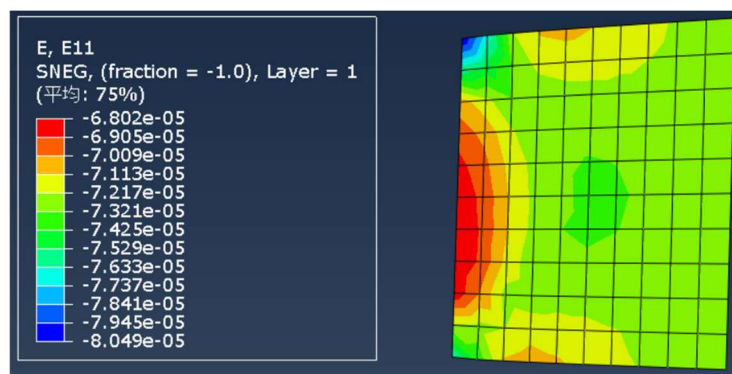


图 4-30 拉力受力云图

由图可知，最大应变值为 0.00006802。

整理以上数据，可得到各种铺层方式的力学性能比较表。

表 4-1 复合材料性能参数表

序号	铺层方式	压力应变	拉力应变
1	方式 1	0.00004237	0.00003796
2	方式 2	0.000009709	0.000001907
3	方式 3	0.00002.869	0.00001194
4	方式 4	0.00003453	0.00002691
5	方式 5	0.00001276	0.000001892
6	方式 6	0.00001399	0.000002253
7	方式 7	0.000007545	0.000001321
8	方式 8	0.00002503	0.00001013
9	方式 9	0.00006419	0.00005559
10	方式 10	0.00008049	0.00006802

由上表可知，最适合直升机尾桨桨毂的铺层方案是下图 7 的方式。

90°
90°
90°
0°
0°
0°
0°
90°
90°
90°

图 4-31 铺层方式 7

4.4 对直升机尾桨桨毂进行有限元分析

因此，直升机尾桨桨毂应采用铺层方式 7，进行有限元分析，即可得到应变云图，应力云图，位移云图和支反力云图。

最大应变为 0.04790，满足前文提到的设计要求。最大应力为 298.1N 满足前文提到的设计要求。最大位移为 5.946mm，综合考虑直升机尾桨桨毂外形尺，满足设计要求。最大支反力为 2755N，满足设计要求。相比直升机原来的金属尾桨桨毂可承受应力多出 97N，应变减少了 0.00001509。

4.5 本章小结

本章详细的说明了直升机尾桨桨毂的方案挑选和优化方案。然后对直升机尾桨桨毂的新材料进行静载荷分析。找到了直升机尾桨桨毂的受力集中点，根据集中点设计铺层。最后，把优化后的铺层设计应用在直升机尾桨桨毂上。

第五章 总结与展望

5.1 本文主要工作和总结

由于复合材料比金属材料有更优秀的比强度、比模量、力学性能以及易于整体加工等优良特点，复合材料在航空结构设计中得到了越来越广泛的应用。复合材料由于各个铺层相互独立，相应的组合会随着铺层数量的增加而增多，铺层角的设计也愈来愈多所以复合材料有金属材料无法比拟的设计性。本文设计的是直升机尾桨桨毂，内部结构是普通机翼的简化，本文的设计目标是在保证直升机尾桨桨毂质量最小的情况下得到直升机尾桨桨毂的最优设计方案。本文对直升机碳纤维尾桨桨毂结构进行了设计，并得到以下结论：

本文以 R44 罗宾逊直升机尾桨桨毂为参考，根据一般直升机尾桨桨毂的设计思路，参考相关的文献为 R44 罗宾逊直升机飞行手册和维修手册，设计了一款直升机复合材料尾桨桨毂。其中，主要工作有：

1、以实习经历为基础，从 R44 罗宾逊直升机的应用环境出发，根据该直升机的飞行环境改进了尾桨桨毂，分析了直升机尾桨桨毂的结构形式。

2、根据直升机尾桨桨毂的一般形式，参考 R44 直升机的维护手册和飞行器设计手册，对尾桨桨毂进行了结构设计。并且使用 SolidWorks 软件完成了该直升机尾桨桨毂的 3D 建模。

3、运用 ABAQUS 软件，对建立好的直升机尾桨桨毂模型进行铺层设计。进行了飞行器飞行过程中，直升机尾桨桨毂的有限元仿真分析。通过分析得到了应变云图、应力云图、位移云图和支反力云图。从图中可以分析出来尾桨桨毂的固定螺孔是应力较为集中的区域，需要相应的铺层设计改进。再通过 ABAQUS 软件对模型设计相应的铺层角度等，完成最后的工作。

5.2 未来工作的展望

本文的基础主要根据我在学校装配 R44 罗宾逊直升机的经历，利用 SolidWorks 软件完成制作 3D 建模，运用 ABAQUS 软件通过模拟外部条件静载荷分析进行结构与材料的强度和刚度的分析。在目前工作完成的条件下，有以下几个问题需要继续研究：

1.复合材料碳纤维尾桨桨毂主要用在小型民用直升机。在我开始设计时，把直升机空中航行过程简化为尾桨桨毂受到的静载荷。在极端的空气条件下的紧急情况这样的理想化显然是不够。在后续的工作中，我会继续研究直升机尾桨桨毂的受力情况，利用仿真实验软件进行模拟。

2.本文一直在利用 ABAQUS 软件进行静载荷分析对直升机尾桨桨毂的结构和材料进行强度，刚度分析等工作。在材料与结构上的分析没有完全还原各个细节。在后面的工作中，我会进一步研究这些细节。

3.在进行直升机的飞行受力模拟时，未考虑各种极端天气对直升机飞行姿态的影响，以及对尾桨桨毂是假的不同力，需要以后进一步讨论。

4.由于疫情影响与时间限制，直升机碳纤维尾桨桨毂结构设计完成后并未实际加工出来。所以，在之后的研究中，应把该直升机碳纤维尾桨桨毂实际制做出来，进行相关的实验。

参考文献

- [1] Bharatish A.,Rajkumar G.R.,Gurav Pavankumar, Satheesh Babu G.,Narasimha Murthy H.N.,Roy Manish. Optimisation of Laser Texture Geometry and Resulting Functionality of Nickel Aluminium Bronze for Landing Gear Applications[J]. International Journal of Lightweight Materials and Manufacture,2021(prepublish).
- [2] Alireza Ghazizadeh Ahsaei,Masoud Rezaeizadeh. FEM analysis of interaction between skid landing gear on the bell 206 and landing surface[J]. Engineering Failure Analysis,2020,117
- [3] 黄承恭;吴建华. 复合材料在直升机上的应用与发展[C]. 中国直升机设计研究所 景德镇 333001
- [4] 徐雯婷. 纤维增强树脂基复合材料在直升机的应用现状[J]. 昌河飞机工业(集团)有限责任公司, 景德镇 333002, 2021, 09
- [5] 邓福伟. 旋翼机跷跷板式旋翼疲劳试验装置设计[D]. 南京航空航天大学, 1028701 20-SZ075 2020.04
- [6] 龙海斌;吴裕平. 直升机桨毂减阻设计进展[J]. 中国直升机设计研究所, 江西景德镇 333001 May. 15 2017 Vol. 28 No.05 08-13
- [7] 王恩青, 张斌. 复合材料在航空航天中的发展现状和未来展望 [J]. 科技信息, 2011, 33: 290.
- [8] 益小苏, 杜善义, 张立同, 等. 中国材料工程大典: 复合材料工程 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2006.
- [9] 王恩青, 张斌. 复合材料在航空航天中的发展现状和未来展望 [J]. 科技信息, 2011, 33: 290. [3] [10]王晟, 罗彦, 石丽芸, 等. 化工原理课程思政探索 [J]. 化工时刊, 2020, 34 (7) : 46 48 (in Chinese) .
- [11] 杨乃宾, 倪先平. 直升机复合材料结构设计 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
- [12] 张冰波, 郭恩玉, 吕本全, 等. 复合材料在直升机上的应用 [J]. 科技创新与应用, 2013, (33) : 55.
- [13] 郭楠, 魏少华, 徐平安, 巢昺轩. 某型直升机铝基复合材料动环锻件研究 [J]. 纤维复合材料, 2020, 37 (04) : 76 - 83.
- [14] 黄承恭, 吴建华. 复合材料在直升机上的应用与发展 [C]. 全国复合材料学术会议, 2002.
- [15] 黄文俊, 何志平, 程小全. 直升机复合材料应用现状与发展 [J]. 高科技纤维与应用, 2016, 41 (5) : 7 - 13.
- [16] 谌广昌, 吴明忠, 陈普会. 高性能复合材料在直升机结构上的应用展望 [J]. 航空制造技术, 2019, 62 (12) : 2016, 41

致 谢

时间过得很快，自 18 年入学以来已经过去了四年时光。在这多姿多彩的四年大学时光里，我见识到了社会的多姿多彩，城市的美丽繁华，学到了很多一辈子都不会再了解的人生知识，这也是我人生经历中不可或缺的一个篇章。当这篇论文打出最后一个字的时候，也是我大学时代的终结，在这里我要诚恳的向我的导师荆楠老师表达由衷的感谢！荆楠老师平易近人的温和态度，渊博的知识储备，仔细入微的教学态度、实事求是，按部就班的学术作风以及为人师表的杰出姿态使我受益匪浅。正是荆楠老师您的谆谆教导，才能使我在大学的日子没有虚度。在毕业设计期间，没有您的耐心指导与纠正，我的研究是不会这样一帆风顺的。

然后，我还想向王军老师，张健老师等诸位老师表示感激。正是你们的指导与帮助，使我没有虚度大学的四年时光，而是努力积极的面对大学生活。还要感谢和我一个宿舍的情同手足张浩楠同学、陈润泽同学、王一宏同学、李靖民同学、赵朕同学，和你们一起学习的生活是快乐而有趣的。在大学期间，和你们一起进步成长是我这辈子最难以忘怀的经历。

最重要的是感谢生我养我的赵志军先生，汪红霞女士。在我一个人远离故乡的大学四年，你们给与我的，不仅是平时生活上的帮助，还教导了我为人处世的道理。最后，感谢在百忙之中为本文提出中肯意见的诸位评审老师！