



天津中德应用技术大学

Tianjin Sino-German University of Applied Sciences

本科生毕业设计

直升机碳纤维复合材料尾桨叶片结构设计
(Structural Design Of Carbon Fiber Composite Tail Rotor Blade
For Helicopter)

姓 名 刘建伟

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 2022.6.3



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

本科生毕业设计

直升机碳纤维复合材料尾桨叶片结构设计
(Structural Design Of Carbon Fiber Composite Tail Rotor Blade
For Helicopter)

姓 名 刘建伟

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 2022.6.3

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	荆楠		
专 业	飞行器制造工程		技术职务	正高	副高	中级 √
题目名称	直升机碳纤维复合材料尾桨叶片结构设计					
题目类型	自拟	题目来源	其他项目			
课题来源、 背景及意义	<p>对于飞机结构设计而言,轻量化设计已成为整机产品开发的主要潮流,轻量化设计,意味着更少的材料使用,更轻的机身重量,更少的碳排放量。从结构设计的角度来看,飞机结构的重量越轻,在相同的条件和油耗下,飞机的飞行航程越大,因而在满足一定的强度、刚度和寿命的条件下,要求飞机结构重量越轻越好。飞机设计过程中为了减轻结构重量,除了采用合理的结构形式之外,选用强度、刚度大而重量轻的材料也是非常有效的方法。随着先进复合材料技术的不断发展,复合材料在飞机上的应用也越来越广泛,旋翼桨叶上大量的使用复合材料使得其优点得到更加充分的体现,由于旋翼桨叶所受到的载荷是交变的而非恒定,复合材料的使用使得桨叶在这种状况下的寿命大大提高,同时在桨叶气动外形方面,使其变得更加有利,并且也可以优化旋翼桨叶的动力学特性。根据目前的研究,飞机螺旋桨叶片的设计既要考虑材料,因为材料的质量和加工特性以及其本身的物理、化学性质对螺旋桨叶片寿命有至关重要的影响;也要考虑叶片外形设计,合理地分布载荷,满足飞行需求的同时产生的空气阻力尽可能的小,所以本课题基于罗宾逊 R-44 飞机,进行尾桨叶片结构与优化,并利用 SolidWorks 软件进行建模,用 ABAQUS 软件分析受力作用,并设计铺层。</p>					

任务及要求	<p>(1)确定飞机复合材料尾桨叶片的设计方案。基于罗宾逊 R-44 的飞机起落架进行分析，包括叶片、连接结构、叶片外形等。以及分析尾桨叶片结构强度、确定材料选取准则、确定铺层角度及数量，最后确定飞机复合材料尾桨叶片的设计方案。</p> <p>(2)完成了飞机尾桨叶片的详细设计。根据飞机尾翼桨毂和叶片，主要的设计内容包括尾桨叶片、成型方式、材料类型及铺层数量和角度等。以满足飞机在飞行过程中的安全性、制造经济性。</p> <p>(3)利用 SolidWorks 软件，在了解飞机桨叶构造下，完成飞机尾桨叶片的结构仿真。</p> <p>(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。</p>
工作条件	SolidWorks 软件、ABAQUS 软件、罗宾逊 R-44 直升机尾桨叶片。
知识与能力要求	对飞机尾桨叶片有系统地了解，包括受力载荷及气动外形，以及尾桨叶片复合材料的选取原则。熟练掌握 SolidWorks 软件和 ABAQUS 软件，并对飞机复合材料尾桨叶片做出分析。
<p>系（教研室）审查意见：</p> <p style="text-align: center;">同 意</p> <p style="text-align: right;">负责人(签名)：张健 2021 年 12 月 1 日</p>	



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：直升机碳纤维复合材料尾桨叶片结构设计

学 院：航空航天大学

专 业：飞行器制造工程

学生姓名：刘建伟

学 号：20414040219

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

对于飞机结构设计而言，轻量化设计已成为整机产品开发的主要潮流，轻量化设计，意味着更少的材料使用，更轻的机身重量，更少的碳排放量。从结构设计的角度来看，飞机结构的重量越轻，在相同的条件和油耗下，飞机的飞行航程越大，因而在满足一定的强度、刚度和寿命的条件下，要求飞机结构重量越轻越好。飞机设计过程中为了减轻结构重量，除了采用合理的结构形式之外，选用强度、刚度大而重量轻的材料也是非常有效的方法。随着先进复合材料技术的不断发展，复合材料在飞机上的应用也越来越广泛，旋翼桨叶上大量的使用复合材料使得其优点得到更加充分的体现，由于旋翼桨叶所受到的载荷是交变的而并非恒定，复合材料的使用使得桨叶在这种状况下的寿命大大提高，同时在桨叶气动外形方面，使其变得更加有利，并且也可以优化旋翼桨叶的动力学特性。根据目前的研究，飞机螺旋桨叶片的设计既要考虑材料，因为材料的质量和加工特性以及其本身的物理、化学性质对螺旋桨叶片寿命有至关重要的影响；也要考虑叶片外形设计，合理地分布载荷，满足飞行需求的同时产生的空气阻力尽可能的小，所以本课题基于罗宾逊 R-44 飞机，进行尾桨叶片结构与优化，并利用 SolidWorks 软件进行建模，用 ABAQUS 软件分析受力作用，并设计铺层。

2. 毕业设计（论文）课题任务的内容和要求

(1) 确定飞机复合材料尾桨叶片的设计方案。基于罗宾逊 R-44 的飞机尾桨叶片进行分析，包括叶片、连接结构、叶片外形等。以及分析尾桨叶片结构强度、确定材料选取准则、确定铺层角度及数量，最后确定飞机复合材料尾桨叶片的设计方案。

(2) 完成了飞机尾桨叶片的详细设计。根据飞机尾翼桨毂和叶片，主要的设计内容包括尾桨叶片、成型方式、材料类型及铺层数量和角度等。以满足飞机在飞行过程中的安全性、制造经济性。

(3) 利用 SolidWorks 软件，在了解飞机桨叶构造下，完成飞机尾桨叶片的结构仿真。

(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）：

(1) 毕业设计论文

4. 推荐参考资料：

- [1]郝启东. 刚性旋翼结构设计研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2014年1月.
- [2]吕岗. 基于复合材料的某飞机零部件轻量化研究[D]. 吉林：吉林大学，2013年5月.
- [3]陈阡，齐晓鹏. 民用飞机复合材料翼面结构设计优化研究[J]. 科技创新导报，2019，01(c)：12-14.
- [4]孟雷，程小全，胡仁伟，徐云研. 直升机旋翼复合材料桨叶结构与选材分析[J]. 高科技纤维与应用，2014，39（2）：16-23.
- [5]白皓. 复合材料层压板铺层设计的二级优化方法研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2016年12月.
- [6]刘宝方，一种复合材料刚性旋翼结构设计研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2018年12月.
- [7]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年.
- [8]张呈林主编. 直升机部件设计[M]. 南京：南京航空航天大学，1986年.

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： 直升机碳纤维复合材料尾桨叶
片结构设计

学 院： 航空航天大学

专 业： 飞行器制造工程

学生姓名： 刘建伟

学 号： 20414040219

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： 2022年3月5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）

1. 目的意义

对于飞机结构设计而言，轻量化设计已成为整机产品开发的主要潮流，轻量化设计，意味着更少的材料使用，更轻的机身重量，更少的碳排放量。从结构设计的角度来看，飞机结构的重量越轻，在相同的条件和油耗下，飞机的飞行航程越大，因而在满足一定的强度、刚度和寿命的条件下，要求飞机结构重量越轻越好。飞机设计过程中为了减轻结构重量，除了采用合理的结构形式之外，选用强度、刚度大而重量轻的材料也是非常有效的方法。复合材料是由两种或两种以上的原材料，通过各种工艺方法组合成的新材料，复合材料既保持原材料的某些特点，又具有原材料不具备的新特征。飞机结构的设计研究和发展向来都和采用先进性能的新材料密切相关，先进的复合材料具有比强度高、比模量高、性能可设计、及易于整体成型等诸多优越的特性，因此，随着先进复合材料技术的不断发展,复合材料在飞机上的应用也越来越广泛，直升机旋翼桨叶上大量的使用复合材料使得其优点得到更加充分的体现，由于旋翼桨叶所受到的载荷是交变的而并非恒定，复合材料的使用使得桨叶的使用寿命大大提高，同时在桨叶气动外形方面，使其变得更加有利，并且也可以优化旋翼桨叶的动力学特性。根据目前的研究，飞机螺旋桨叶片的设计既要考虑材料，因为材料的质量和加工特性以及其本身的物理、化学性质对螺旋桨叶片寿命有至关重要的影响；也要考虑叶片外形设计，合理地分布载荷，满足飞行需求的同时产生的空气阻力尽可能的小。碳纤维复合材料具有耐高温性、抗疲劳性、阻燃性优异等特点，所以本课题基于罗宾逊 R-44 飞机，进行尾桨叶片结构与优化，研究采用碳纤维复合材料代替金属材料，以达到飞机结构轻量化的目的，有效减少民用航空公司的运营成本。

2. 国内研究应用现状

南京航空航天大学郝启东同学研究直升机复合材料刚性旋翼，用复合材料代替金属性材料，从而减小直升机重量。我国国内飞机制造材料中碳纤维复合材料所占的比例在不断提高，大型客机 C919 是先进材料首次在国产民机大规模应用，先进复合材料和第三代铝锂合金材料在 C919 机体结构用量分别达到 12%和 8.8%。我国第四代战斗机的各个零件设备中碳纤维复合材料所占比重就占 24%左右，应用于机身和机翼的制造。由于国内研制的碳纤维复合材料耐高温性、抗疲劳性、阻燃性优异的特点，将碳纤维复合型材料用于对飞机前机身段、阻力板、机翼外翼、整流壁板等构件的建造，也用于制造飞机主承力构件。此外，碳纤维复合材料也逐渐的应用到飞机隐身上。

3. 国外研究应用现状

空客公司和波音公司的新型客机的投产给碳纤维工业带来了显著的推动作用。空客 A350 中复合材料用量已接近机体总质量的 53%，波音 787 使用的复合材料超过了 50%。空客公司研制的世界上最大的民用客机 A380，也更多地采用碳纤维材料，其中仅机身壁板采用碳纤维复合材料就达 30 多吨。

4. 研究内容

(1) 确定飞机复合材料尾桨叶片的设计方案。基于罗宾逊 R-44 的飞机尾桨叶片进行分析，包括叶片、连接结构、叶片外形等。以及分析尾桨叶片结构强度、确定材料选取准则、确定铺层角度及数量，最后确定飞机复合材料尾桨叶片的设计方案。

(2) 测量罗宾逊 R-44 直升机尾翼螺旋桨叶片的尺寸，并利用 SolidWorks 软件，在了解飞机桨叶构造下，完成飞机尾桨叶片的草图绘制和结构仿真。

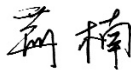

(3) 查找罗宾逊 R-44 直升机尾桨叶片的材料，利用 SolidWorks 进行力学分析，测出相关叶片的相关承力极限。

(4) 利用 ANSYS 软件，完成飞机尾桨叶片的详细设计。根据飞机尾翼桨毂和叶片，主要的设计内容包括尾桨叶片、成型方式、材料类型及铺层数量和角度等，选择合适的填充材料，以满足飞机在飞行过程中的安全性、制造经济性。

(5) 用 ANSYS 软件，对仿真结构进行有限元分析，调整模型设计，使叶片满足适航要求，设计成型。

5. 参考文献

- [1]郝启东. 刚性旋翼结构设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014 年 1 月.
- [2]吕岗. 基于复合材料的某飞机零部件轻量化研究[D]. 吉林: 吉林大学, 2013 年 5 月.
- [3]陈阡, 齐晓鹏. 民用飞机复合材料翼面结构设计优化研究[J]. 科技创新导报, 2019, 01(c): 12-14.
- [4]孟雷, 程小全, 胡仁伟, 徐云研. 直升机旋翼复合材料桨叶结构与选材分析[J]. 高科技纤维与应用, 2014, 39 (2): 16-23.
- [5]白皓. 复合材料层压板铺层设计的二级优化方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016 年 12 月.
- [6]刘宝方, 一种复合材料刚性旋翼结构设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018 年 12 月.
- [7]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 年.
- [8]张呈林主编. 直升机部件设计[M]. 南京: 南京航空航天大学, 1986 年.

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，设计新的螺旋桨叶片	构思出新的螺旋桨叶片
2022.3.1-2022.3.22	使用 SOLIDWORKS 软件绘制草图并进行结构仿真	绘制出与实际叶片相符的仿真模型
2022.3.23-2022.3.31	使用 ANSYS 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，符合尾翼螺旋桨受力和适航性
2022.4.1-2022.4.30	撰写论文	按时完成论文
完成课题的 现有条件	复合材料热压机 SOLIDWORKS 软件 ANSYS 软件 碳纤维材料	
指导教师 意见	同意开题 指导教师：  2022年3月5日	
开题答辩 小组意见	同意开题 组长：  2022年3月5日	

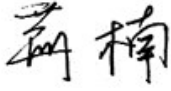
天津中德应用技术大学
本科生毕业设计（论文）的声明

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：

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：

2022年 6月 3日

摘 要

航空业的研究和发展往往都会推动新材料的发展，复合材料层合板有着比强度和模量高及易于整体成型等优势，因此，复合材料在航空领域的应用越来越广泛。

本文以罗宾逊 R44 直升机尾翼螺旋桨桨叶做为研究对象，选用碳纤维复合材料层合板作为桨叶材料，在保证其满足结构强度要求的前提下，研究应用碳纤维复合材料代替原有的铝合金金属桨叶。经过实际测量 R44 直升机桨叶的尺寸，绘制出纸质草图，结合相关手册查询的数据，应用 Solidworks 建立实体模型，之后应用“simulation”插件对建立的模型进行有限元静应力分析，算例运算出了原有的金属材料叶片抗弯应力极限，接着应用 ABAQUS 软件导入 Solidworks 建立的实体模型，设计碳纤维复合材料铺层角度和数量并填充了泡沫夹心材料，最后对建好的碳纤维复合材料桨叶进行了有限元静应力分析，得出的结果数据优于金属桨叶，得出了复合材料桨叶的整体性能优越铝合金桨叶，可以充分利用碳纤维复合材质量轻、高强度、抗高温、抗疲劳、耐腐蚀的优势，可以实现机体结构轻量化的目的，提高其经济性能。

关键词：碳纤维复合材料；直升机尾桨叶片；罗宾逊 R44；有限元分析

ABSTRACT

The research and development of aviation industry will always promote the development of new materials. Composite laminates have the advantages of high specific strength and modulus, and easy overall molding. Therefore, composite materials are widely used in aviation field. In this paper, the propeller blade of Robinson R44 helicopter tail is taken as the research object, and the carbon fiber composite laminate is selected as the blade material. On the premise of ensuring that it meets the structural strength requirements, the carbon fiber composite is used to replace the original aluminum alloy metal blade. After actually measuring the dimensions of R44 helicopter blades, a paper sketch is drawn, and the solid model is established by SOLIDWORKS in combination with the data inquired in the relevant manuals. Then, the finite element static stress analysis of the established model is carried out by the "simulation" plug-in, and the bending stress limit of the original metal blade is calculated by an example. Then, the solid model established by SOLIDWORKS is imported by ABAQUS software. The angle and number of carbon fiber composite layers are designed and filled with foam sandwich material. Finally, the finite element static stress analysis of the built carbon fiber composite blades is carried out, and the results obtained are better than those of metal blades. It is concluded that the overall performance of composite blades is superior to aluminum alloy blades, which can make full use of carbon.

Key words: carbon fiber composite materials; Helicopter tail blade; Robinson R44; Finite element analysis

目 录

第一章 绪论	- 1 -
1.1 研究背景	- 1 -
1.2 研究目的	- 1 -
1.3 国内研究应用现状	- 1 -
1.4 国外研究应用现状	- 2 -
1.5 本文研究内容	- 3 -
第二章 R44 直升机尾翼螺旋桨建模	- 4 -
2.1 直升机尾翼螺旋桨的作用	- 4 -
2.2 Solidworks 软件介绍	- 4 -
2.3 直升机尾翼螺旋桨叶片建模	- 4 -
2.3.1 测量并绘制草图	- 4 -
2.3.2 桨叶建模	- 5 -
第三章 桨叶有限元分析	- 9 -
3.1 引言	- 9 -
3.2 有限元分析	- 9 -
3.3 章节总结	- 12 -
第四章 复合材料桨叶的铺层设计与优化	- 14 -
4.1 复合材料结构设计要求	- 14 -
4.2 ABAQUS 软件介绍	- 14 -
4.3 复合材料桨叶铺层设计	- 15 -
4.3.1 前处理	- 15 -
4.3.2 后处理	- 19 -
4.4 章节总结	- 21 -
总结与展望	- 22 -
总结	- 22 -

展望.....	- 22 -
参考文献.....	- 23 -
致 谢.....	- 25 -

第一章 绪论

1.1 研究背景

从马车到汽车、从竹筏到轮船、从蒸汽火车到高铁，从陆地到海洋到天空，我们的出行方式不断地向着方便快捷发展。如今乘坐飞机的人也越来越多，对大型客机、公务机、直升机等需求量越来越大，这也推动了航空业的发展，对飞机的要求也越来越高。导致飞机的结构设计和轻量化设计逐渐成为飞机产品研发的主要方向，要达到轻量化设计的目的，将表示着使用更少的材料，使机身重量更小，碳排放量也大大减少。从机体结构设计方面分析来说，机身结构的质量越小，在飞行环境和情况及相同的油耗下，飞机能够飞行的距离越远。因此，在符合强度、刚度及寿命的条件下，机身结构质量要越小越好。飞机在被研发过程，为了减小机身结构质量，除了设计良好的结构形式以外，利用强度大、刚度大但是密度小的复合材料也是一种值得采取的好方法。复合材料层合板是用两种或两种以上的原材料，经不同的工艺程序组合而成的一种材料，复合材料层合板既有原材料的特点，也具备原材料没有的新特征。航空业的研究和发展往往都会推动新材料的发展，复合材料层合板有着比强度和模量高及易于整体成型等优势，因此，复合材料在航空领域的应用越来越广泛，直升机旋翼桨叶上大量的使用复合材料使得其优点得到更加充分的体现，由于旋翼桨叶所受到的载荷是交变的而非恒定，复合材料的使用使得桨叶的使用寿命大大提高，同时在桨叶气动外形方面，使其变得更加有利，并且也可以优化旋翼桨叶的动力学特性。根据目前的研究，飞机螺旋桨叶片的设计既要考虑材料，因为材料的质量和加工特性以及其本身的物理、化学性质对螺旋桨叶片寿命有至关重要的影响；也要考虑叶片外形设计，合理地分布载荷，满足飞行需求的同时产生的空气阻力尽可能的小。

1.2 研究目的

本课题基于罗宾逊 R-44 飞机，进行尾桨叶片结构设计与优化，研究采用碳纤维复合材料代替金属材料，在结构强度和使用寿命上要有所提升，对于整个机身重量而言，要达到飞机结构轻量化的目的，有效减少民用航空公司的运营成本，同时也可以增大直升机航程，提高经济性。

1.3 国内研究应用现状

南京航空航天大学郝启东研究直升机复合材料刚性旋翼，用复合材料代替金属属性材料，从而减小直升机重量。我国国内航空材料中选用碳纤维复合材料的比例在日渐增多，我国自主设计研发的大型客机 C919 是我国首次将大规模复合材料应用在民用客机上，新型复合材料在 C919 机体结构中的用量分别达到 12%。我国第四代战斗机使用碳纤维复合材料占总比重的 24%左右，主要应用于对机身

和机翼的制造。由于国内研制的碳纤维复合材料耐高温性、抗疲劳性、阻燃性优异的特点，将碳纤维复合型材料用于对飞机前机身段、阻力板、机翼外翼、整流壁板等构件的建造，也用于制造飞机主承力构件。此外，碳纤维复合材料也逐渐的应用到飞机隐身上^[10]。



图 1-1 国产飞机 C919

1.4. 国外研究应用现状

空中客车和波音对新型客机的投资推动了碳纤维产业的发展。空中客车 A350 使用复合材料的量已接近整体机身质量的 53%，波音 787 使用的复合材料占机体总质量已经超过了 50%。空中客车研制的大型民用客机 A380，也大量的使用碳纤维材料，仅机身壁板使用碳纤维复合材料的重量高达 30 吨以上。

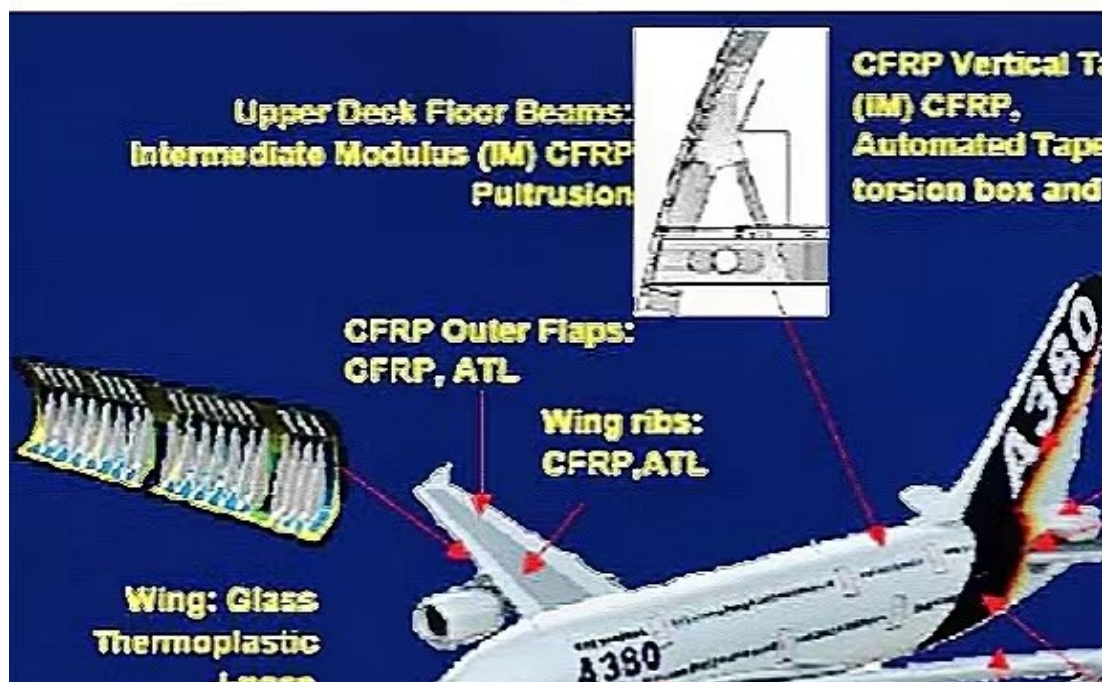


图 1-2 先进复合材料在 A380 上的应用

1.5 本文研究内容

(1) 确定飞机复合材料尾桨叶片的设计方案。基于罗宾逊 R-44 的飞机尾桨叶片进行分析，包括叶片、连接结构、叶片外形等。以及分析尾桨叶片结构强度、确定材料选取准则、确定铺层角度及数量，最后确定飞机复合材料尾桨叶片的设计方案。

(2) 测量罗宾逊 R-44 直升机尾翼螺旋桨叶片的尺寸，并利用 Solidworks 软件，在了解飞机桨叶构造下，完成飞机尾桨叶片的三维建模和结构仿真。

(3) 查找罗宾逊 R-44 直升机尾桨叶片材料，利用 Solidworks 进行有限元静力学分析，分析运算出叶片的相关应力极限。

(4) 将 Solidworks 建好的模型导入 ABAQUS，利用 ABAQUS 软件，完成复合材料尾桨叶片的相关参数详细设计。根据飞机尾翼桨毂和叶片，主要的设计内容包括尾桨叶片、材料类型及铺层数量和角度等，选择合适的填充材料，以满足飞机在飞行的适航性和经济性。

(5) 用 ABAQUS 软件，对仿真结构进行有限元分析，调整模型设计，使叶片满足适航要求，设计成型。

第二章 R44 直升机尾翼螺旋桨建模

2.1 直升机尾翼螺旋桨的作用

直升机主要由机体和升力（含旋翼和尾桨）、动力、传动三大系统以及机载飞行设备等组成。尾桨是用来平衡反扭矩和对直升机进行航向操纵的部件。旋转着的尾桨相当于一个垂直安定面，能对直升机航向起稳定作用。虽然尾桨的功能与主旋翼不同，但是它们都是在高速旋转下，由翼型作用而导致叶面上下压差，从而产生空气动力、在前飞时处于不对称气流中工作的状态，因此尾桨结构与旋翼结构有很多相似之处。

2.2 Solidworks 软件介绍

SolidWorks 软件是一款专业的三维 3D 设计软件，功能强悍，支持分布式数据管理，支持直接处理网格数据，提供更多的数据灵活性，使用起来高效便捷。可以帮助用户轻松进行 3D CAD 设计、机械设计、钣金设计、模拟设计、电气设计、PDM 数据管理、CAM 加工等。这也是我采用 Solidworks 软件对尾翼螺旋桨叶片进行建模的原因。在对尾翼螺旋桨叶片进行建模的过程中，Solidworks 能够提供不同的设计方案、减少设计过程中的错误以及提高产品质量。在使用 Solidworks 软件完成建模工作后，我们可以直接应用 Solidworks 的“Simulation”插件进行有限元受力分析，Solidorks 还可以输出 X_T 格式的中性档。这种 X_T 格式的中性档很适合转实体，这也为后面采用 ABAQUS 软件进行有限元分析提供了更加方便的文件导入解决方案。

2.3 直升机尾翼螺旋桨叶片建模

2.3.1 测量并绘制草图

由于在网上仅查询到罗宾逊 R44 直升机尾翼螺旋桨叶片一些相关尺寸，所以我用测量工具去实际测量了学校停机坪的罗宾逊 R44 直升机，记录数据并绘制出纸质草图。

表 2.3-1 罗宾逊 R44 直升机尾桨叶片参数

绞接	桨叶数	直径	预置锥角	桨尖速度	桨叶弦长	桨叶扭转角
刚性连接	2	4英尺10英寸	1°	转速（约）102%时为614英尺/秒	5.1英寸（常数）	0°

2.3.2 桨叶建模

桨叶的建模过程如下所述：

1. 新建零件，新建基准面，绘制出桨叶的横向轮廓图，如下图 2-1 所示。




图 2-1 翼型剖面草图

2. 利用“拉伸凸台功能”对 2-1 草图进行对称拉伸，长度为 495mm，形成主要桨叶体并且再用“拉伸去除”功能去掉多余部分，图 2-2。




图 2-2 叶片拉伸实体

3. 在桨叶底部新建多个基准面，在不同的基准面依次等比例缩小上一草图轮廓，绘制出不同的草图，将这些草图用“拉伸放样”功能放样出叶片底部的圆弧端面，如下图 2-3 和图 2-4。

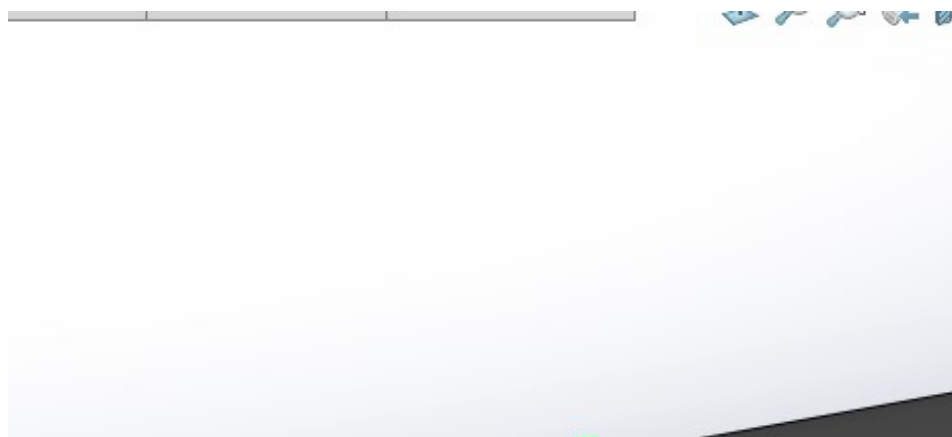


图 2-3 叶片尾端曲面草图

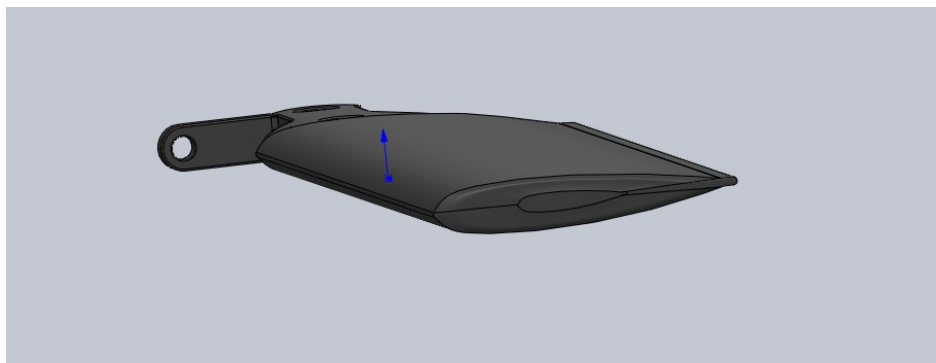


图 2-4 弧形端面

4. 由于桨叶不是实体，属于壳体，所以需对桨叶进行抽壳，将叶片抽壳成壁厚为 1mm 的壳体，如图 2-5 所示。

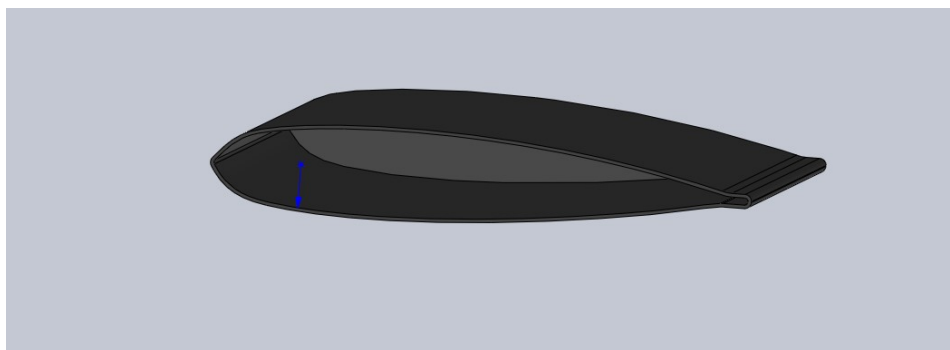


图 2-5 蒙皮剖面

5. 经过多次“草图绘制”、“凸台拉伸”和“拉伸去除”形成叶片根部, 图 2-6。

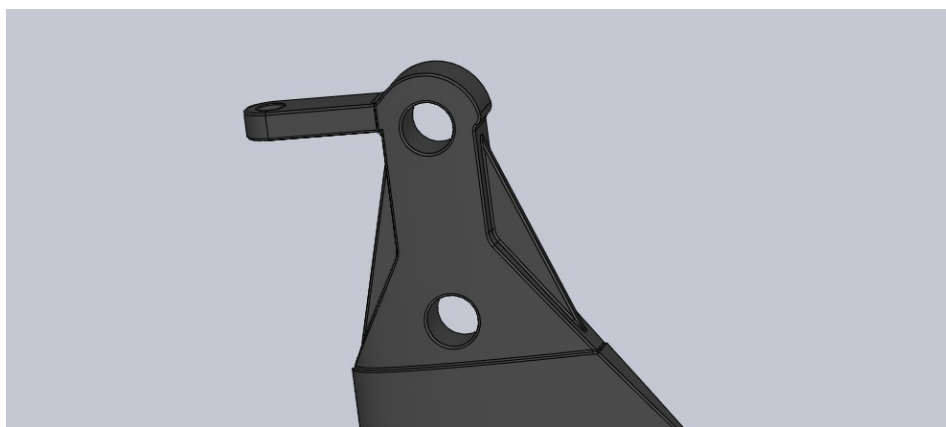


图 2-6 叶片头部

6. 为了更好的符合流体力学，对桨叶实体进行倒圆角，形成完整的桨叶, 图 2-7。

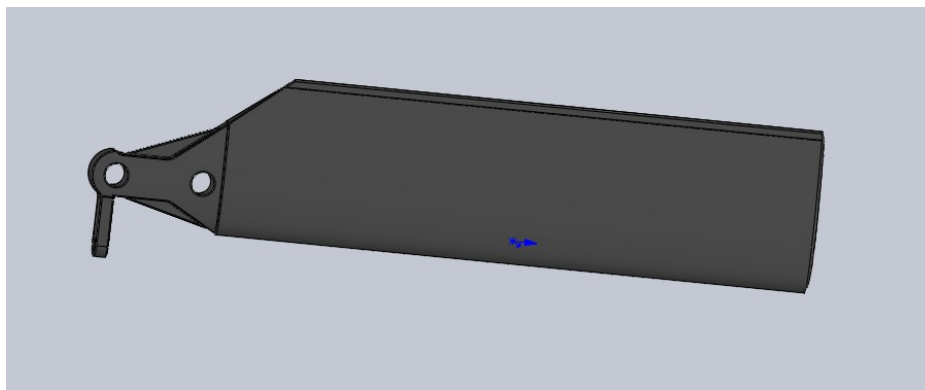


图 2-7 尾桨桨叶壳体

7. 根据飞行手册得知，尾桨桨叶由蜂窝结构和锻造的铝桨根外包铝蒙皮制成。所以在此填充蜂窝结构，过程如下：

(1) 打开 Solidworks 软件新建一个 part，选择“前视基准面”作为基准面。选择“草图”菜单下的“直线”命令绘制出长 565mm 宽 153mm 矩形。(2) 选择“特征”菜单下的“拉伸凸台”命令对蜂窝面板的厚度进行拉伸。(3) 选择“草图”命令下的“多边形”命令中包含的正六边形来绘制蜂窝夹芯孔，使正六边形的单边尺寸为 3/16inch。(4) 选择“特征”下的“线性阵列”命令，确定正六边形的方向、间距、实例数后粘贴复制绘制出整个面板的蜂窝夹芯孔的轮廓。(5) 用“特征”组里的“拉伸切除”命令拉伸贯穿面板，制作出蜂窝夹心孔，一个蜂窝夹心面板制作完成，图 2-8。



图 2-8 蜂窝板

8. 将蜂窝夹芯板装配填充进之前做好的金属桨叶里，设置好他们之间的装配

关系，再利用叶片剖面翼型来绘制草图，利用“拉伸切除”命令去掉多余的蜂窝材料，让蜂窝和叶片蒙皮刚好贴合，如图 2-9。



图 2-9 蜂窝装配剖切图

至此，以上是直升机尾翼螺旋桨叶片的实体建模的全部详细过程。

第三章 桨叶有限元分析

3.1 引言

本文研究主题是用复合材料代替金属桨叶材料的叶片，用复合材料制作的桨叶要比原来的金属桨叶结构性能好，要有更高的比强度、比模量和更轻的重量，而目前无法查阅到罗宾逊 R44 直升机原来的金属尾翼螺旋桨最大弯曲应力极限是多少，所以需要通过 Solidworks 的插件“simulation”近似的来运算分析出金属桨叶的最大弯曲应力极限。

由于缺乏连接轴，无法定义叶片受力条件，所以在分析之前需要添加轴承来固定叶片，图 3-1。



图 3-1 轴承装配图

3.2 有限元分析

对零件进行有限元分析需要经过：定义材料→设连结关系→固定夹具→设定外部载荷→网格化→运算。

1. 定义材料：通过网上查阅，金属的直升机尾翼螺旋桨叶片材料一般为 2024-T3 铝合金，所以本文选为此材料，其弹性模量、泊松比、剪切模量、密度等数据如下图，3-2：

属性	数值	单位
弹性模量	7.24e+10	牛顿/m ²
中泊松比	0.33	不适用
中抗剪模量	2.8e+10	牛顿/m ²
质量密度	2780	kg/m ³
张力强度	485000000	牛顿/m ²
压缩强度		牛顿/m ²
屈服强度	345000000	牛顿/m ²
热膨胀系数	2.32e-05	/K

图 3-2 2024-T3 铝合金参数

2. 设定连结关系:轴和桨叶设定为允许贯通。
3. 固定夹具: 固定轴一和轴二设定为夹具, 图 3-3。



图 3-3 固定夹具

4. 设置外部载荷: 由于无数据, 需要逐步试推, 所以在此暂定 1000N, 单位为 Mpa, 方向为垂直叶面且朝外的力, 图 3-4。



图 3-4 外部载荷

5. 网格化: 由于叶片倒圆角尺寸很小, 圆弧曲率大, 所以网格尺寸需要小一点, 密度需要大一点, 网格参数采用基于混合曲率的网格, 如图 3-5 生成网格节

总数 69540、单元总数 37441 个。

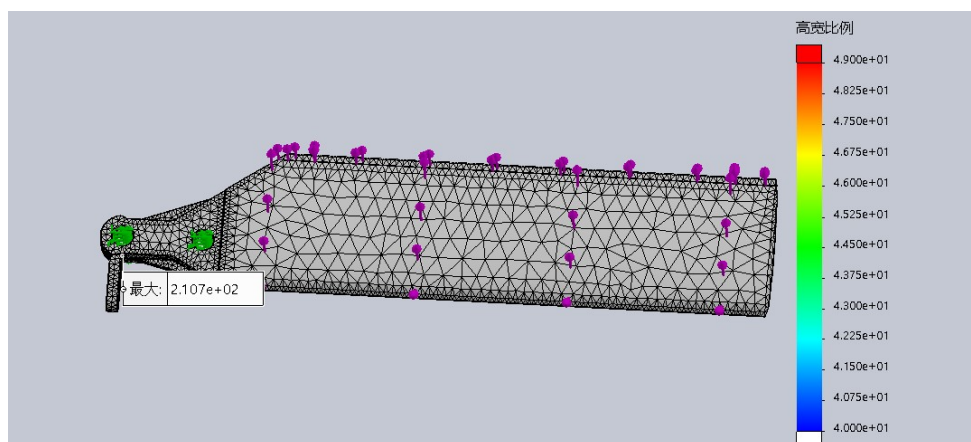


图 3-5 网格化结果

6. 算例运算：分析运算结果图 3-6、3-7、3-8、3-9。

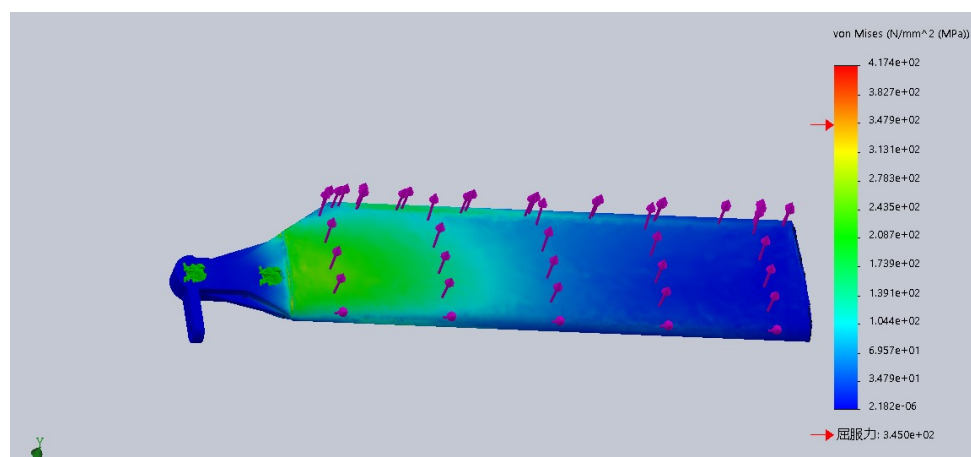


图 3-6 静力分析 1

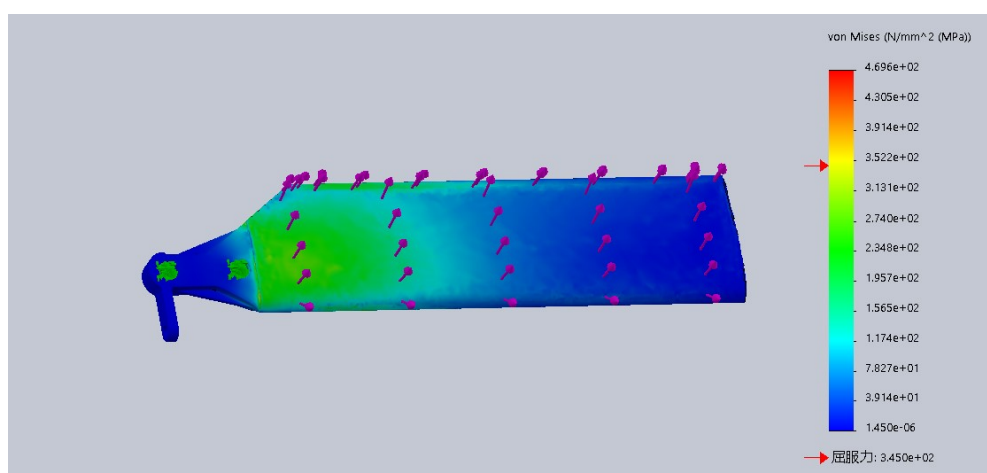


图 3-7 静力分析 2

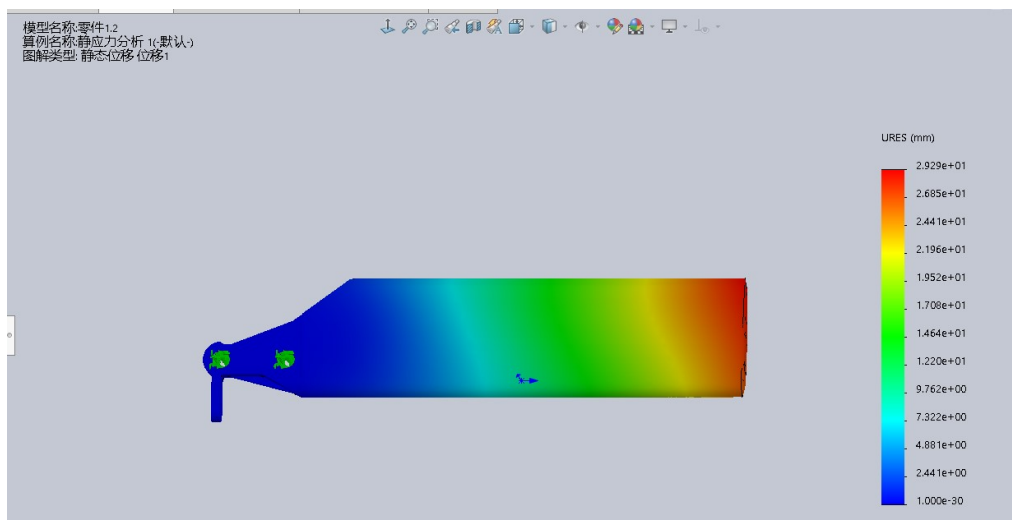


图 3-8 静态位移

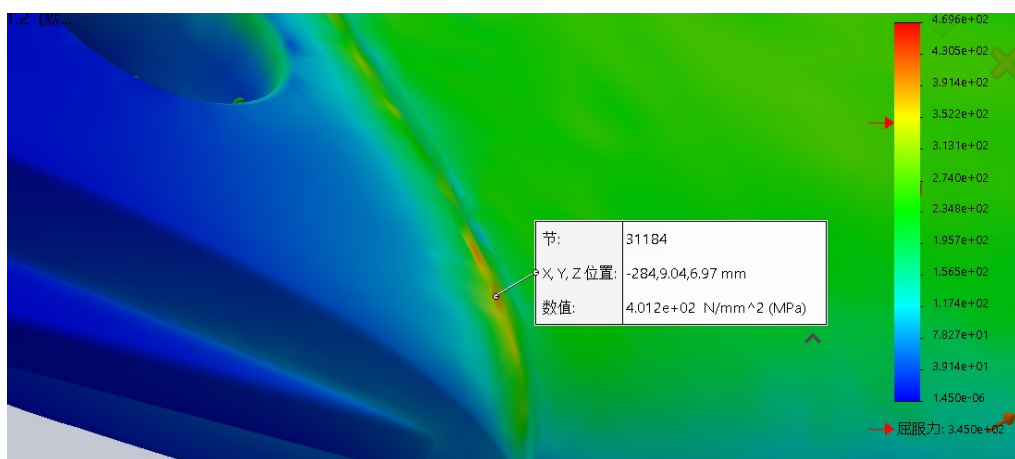


图 3-9 应力集中点

根据多次尝试施加力，最终确定了直升机尾翼螺旋桨叶片的最大应力极限为 650N，所选用的铝合金材料 2024-T3，它的屈服强度为 345Mpa，由分析图可知，叶片根部所受的应力最为集中，容易受损变形，所以在设计时要着重考虑该部位，而叶片末端虽然位移大，但是材料具有弹性性能，且在叶片末端几乎没有受弯曲应力，所以不会出现受损破裂情况。

将文件另存为“x-t”格式，“x-t”格式属于中性文档，有便于该文件在 ABAQUS 中导入模型，完成后续复合材料铺层和泡沫夹心的步骤，保存的路径一定不要有汉字，否则会导入失败。

3.3 章节总结

本章节首先介绍了直升机尾翼螺旋桨的作用，其次对 Solidworks 软件进行了简单介绍，并且详细介绍了运用 Solidworks 软件，根据实际测绘的尾桨叶片尺寸来进行绘制草图及桨叶和蜂窝材料的建模的过程，最后运用 Solidworks 软件的“simulation”插件对桨叶的建模进行了静应力有限元分析，选定铝合金 2024-T3

材料，设定两个轴为夹具，在叶片朝外的一面施加一个朝外的力，使叶片承受弯曲应力，经过多次设置外部载荷的力，分析运算出金属桨叶的弯曲应力极限，并且也得出了叶片根部是应力最为集中的地方，而桨叶末端是位移最大的地方。

第四章 复合材料桨叶的铺层设计与优化

4.1 复合材料结构设计要求

(1)一般要求：一般复合材料的结构通常采用许多应变的设计，在设计载荷下，其安全裕度(失效力与设计应力的比值减去 1.0 的值)大于 0。复合材料的结构安全水平不允许低于同类的金属结构。

(2)静强度要求：结构在进行静强度分析时，要保证在使用载荷下不能产生有害损伤。对于铺层强度的计算应该采用验证的失效准则。

(3)刚度要求：在使用载荷的作用下，复合材料结构不能产生有害变形，而且结构最大变形不能妨碍零件的正常使用，不许出现结构内部失稳和永久变形，不能严重改变内力和载荷分布。

(4)耐久性要求：结构耐久性使用寿命必须大于其设计使用寿命。在设计使用寿命内不允许结构出现可能导致较为严重问题的分层、脱胶、开裂、变形、及缺陷。

(5)损伤容限要求：含有缺陷的结构在规定的使用期内要有足够剩余强度，此处缺陷包括了初始的缺陷和使用导致的损伤。含初始缺陷的结构必须能够承受设计载荷，含使用损伤的结构必须能承受使用载荷。

4.2 ABAQUS 软件介绍

在开题计划中我本计划使用 ANSYS 进行复合材料铺层设计，但在使用的过程中发现 ABAQUS 好用，软件注重应用领域的拓展，目前已覆盖流体、电磁场和多物理场耦合等十分广泛的研究领域，而 ABAQUS 则集中于结构力学和相关领域研究，致力于解决该领域的深层次实际问题。所以在接下来的步骤中使用 ABAQUS 进行复合材料桨叶的铺层设计与优化。

ABAQUS 是一套功能强大的工程模拟的有限元软件其解决问题的范围从相对简单的线性分析到许多复杂的非线性问题。ABAQUS 包括一个丰富的、可模拟任意几何形状的单元库。并拥有各种类型的材料模型库可以模拟典型工程材料的性能。作为通用的模拟工具 ABAQUS 除了能解决大量结构应力/位移问题还可以模拟其他工程领域的许多问题例如热传导、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。

与所有的有限元分析软件相同，完整的 ABAQUS 软件分析流程包含三部分，即前处理，模拟分析计算，后处理。前处理就是把模型导入 ABAQUS 软件。因为 ABAQUS 软件可以完美的兼容 X_T 格式的文件，因此，只需要把前面用 SolidWorks 软件建好的模型导出为 X_T 格式就可以直接导入 ABAQUS 软件进行

分析了。这也是本文选用 ABAQUS 软件的因素之一。

4.3 复合材料桨叶铺层设计

由于直升机尾翼螺旋桨桨叶主要受的是弯曲应力，叶片受力最复杂的区域主要在叶片根部，且考虑到复合材料铺层难度，所以在将 solidworks 创建的模型导入之前，在 solidworks 里将叶片头部去掉，只剩桨叶即可，有利于接下来的步骤。复合材料铺层过程如下：

4.3.1 前处理

1. 部件：在 ABAQUS 中新建文件，新建“part”，直接导入 solidworks 创建好的模型，在前边的步骤已经将文件保存为“x-t”格式，而 ABAQUS 可以导入该种文件格式，所以在此直接导入即可，图 4-1。

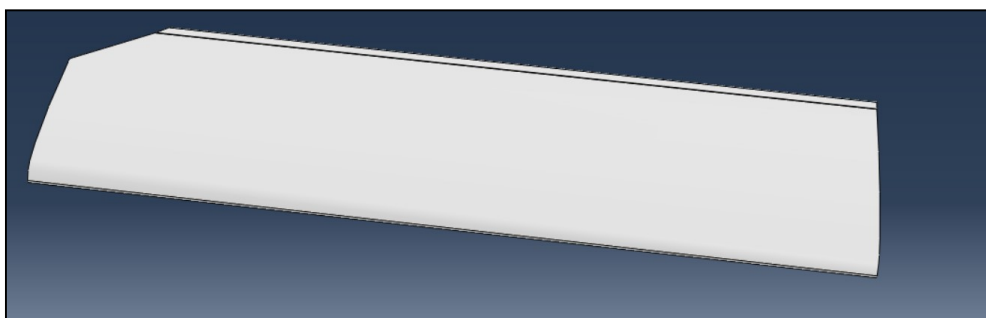


图 4-1 叶片模型

2. 创建材料属性：选择“Property”命名为“CFRP”，选择类型为“Elasticity”组中的“Elastic”，设定三个方向的 Young’s Modulus（杨氏模量）、Poisson’s Ratio（泊松比）、Shear Modulus（剪切模量），图 4-2。



图 4-2 CFRP 参数设置

3. 铺层设计 类型为壳体类型，创建坐标系，设计铺层数量为 10，各铺层厚度为 0.1mm，铺层角度顺序采用 $[45^\circ / -45^\circ]_5$ 的方式进行铺设，图 4-3、图 4-4。



图 4-3 复材铺层设置



图 4-4 参考坐标系设置

4. 点击“Assembly”装配完成复合材料层合板，这样复合材料蒙皮铺设完成。

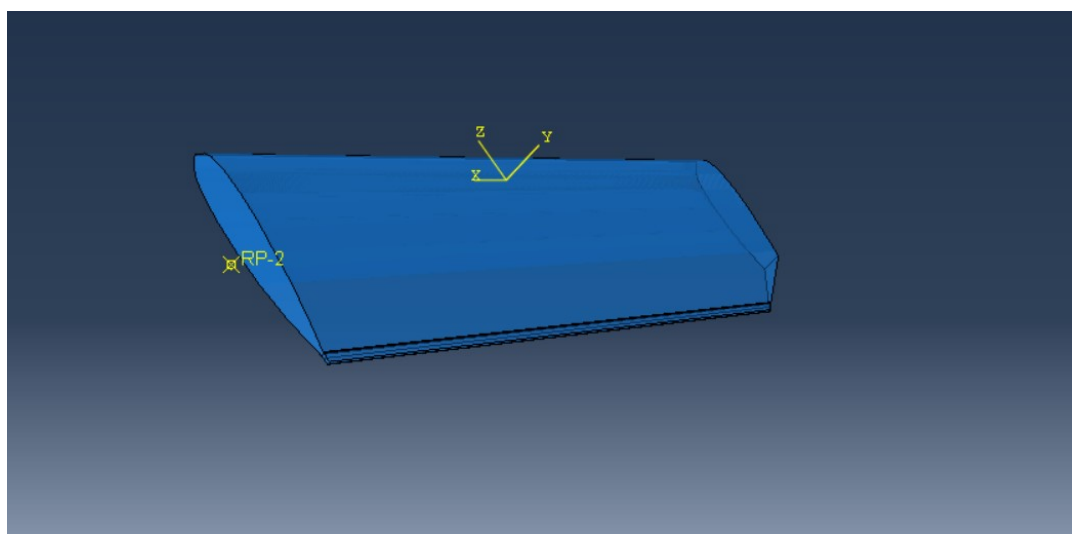


图 4-5 CFRP 叶片模型

5. 填充泡沫夹心材料：由于叶片属于壳单元，内部需要填充其他材料来支撑蒙皮，以增强叶片的抗弯强度和抗剪性能。经过查阅相关资料，复合材料核心材料一般有：泡沫（聚氨酯 PU、聚氯乙烯 PVC、聚苯乙烯 PS）、蜂窝（铝、塑料、玻璃、纸张）、木材（巴尔萨、预应力木芯）。我在此选用刚性聚氨酯泡沫体，它的密度为 160.185kg/m^3 ，弹性模量为 469.9Mpa ，泊松比为 0.26 ，抗剪模量为 16.7Mpa ，图 4-6、4-7、4-8。

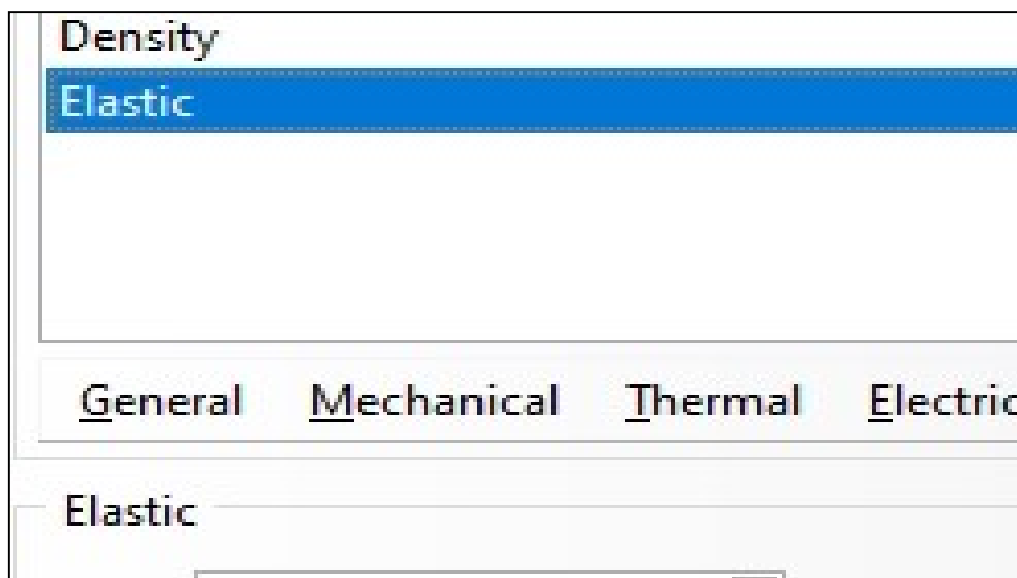


图 4-6 泡沫夹心参数

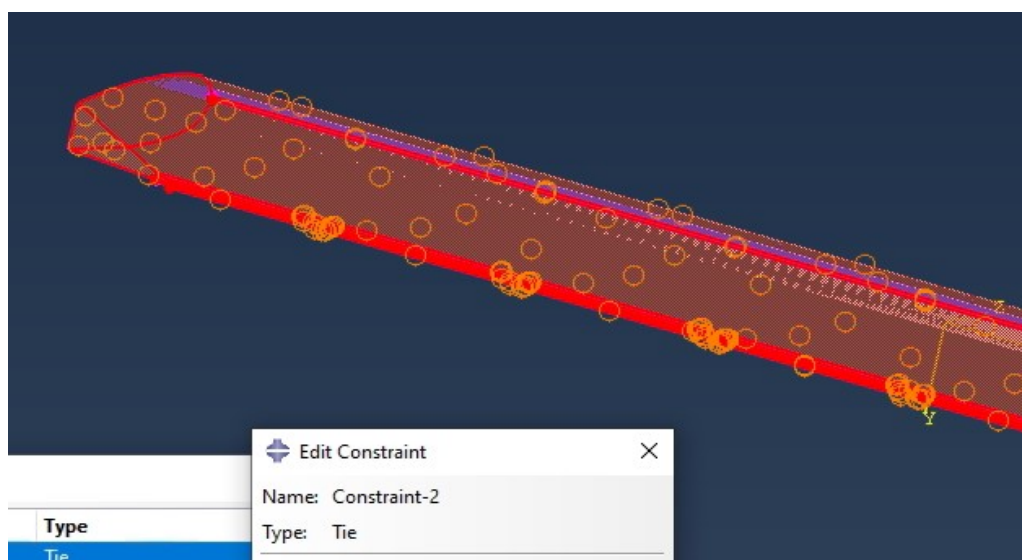


图 4-7 设置约束

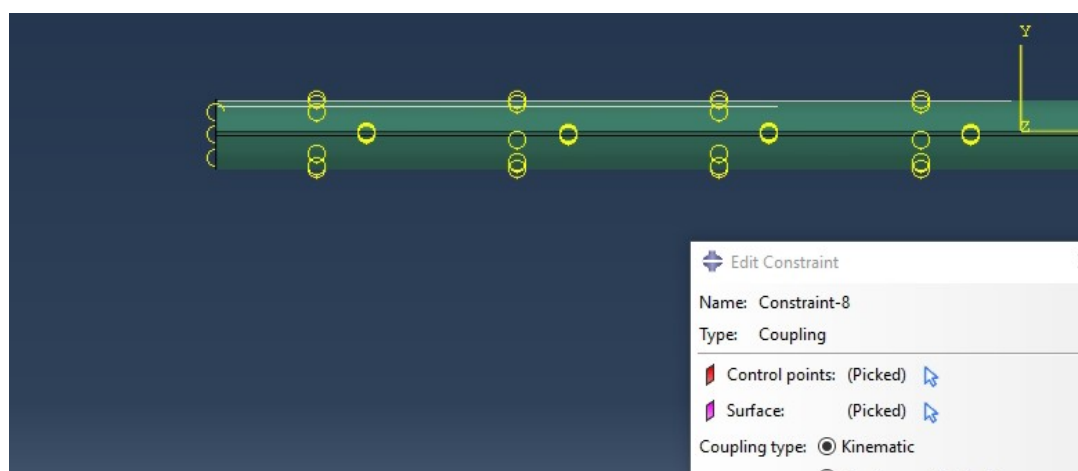


图 4-8 设置材料约束

6.装配：在 ABAQUS 中，装配是必不可少的步骤，哪怕只有一个零件也不可忽略这一步，这里将泡沫夹心和碳纤维壳装配在一起，4-9。

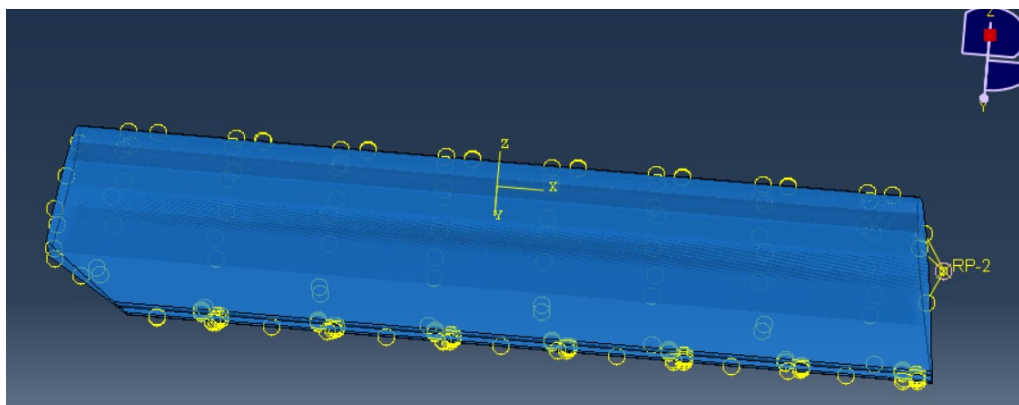


图 4-9 装配图

7.编辑分析步，时间长度设置为 0.1，非线性几何为“关”，自动稳定性为“无”，图 4-10。

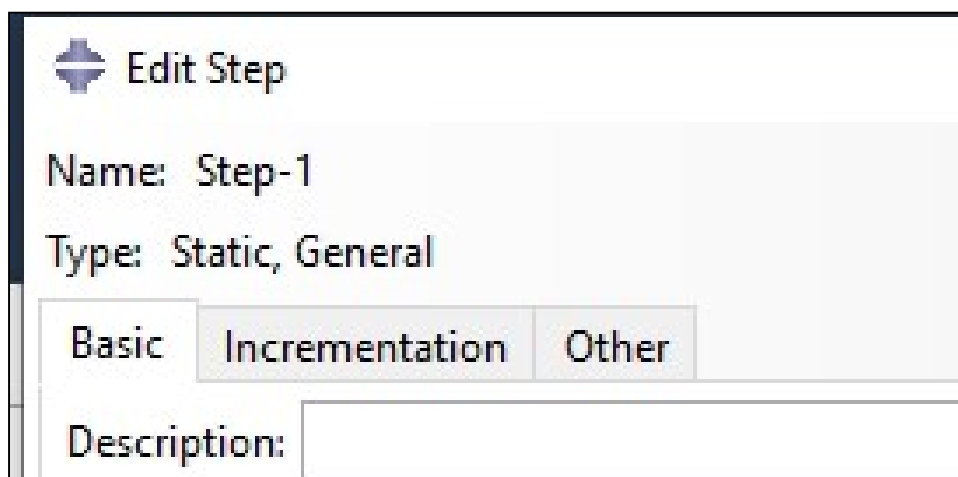


图 4-10 设置分析步

8.施加外部载荷：固定叶片一个端面，约束其所有自由度，在叶片一面施加一个向外的力，让其承受弯曲应力，图 4-11。

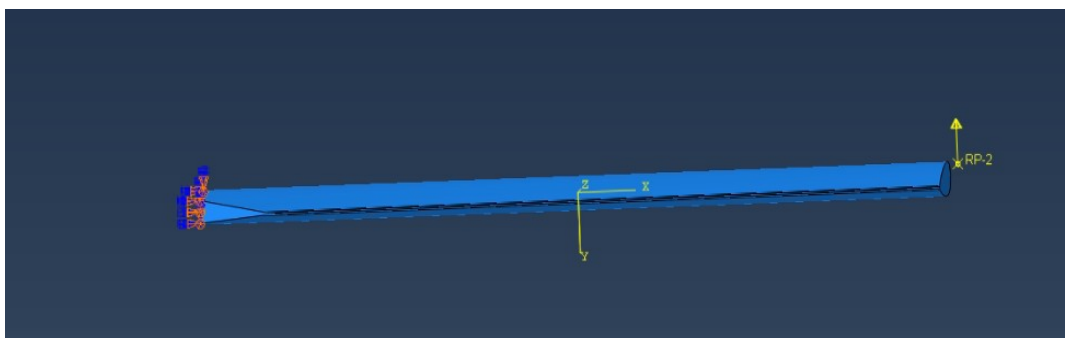


图 4-11 设置外载荷

9.网格化：设置网格尺寸为 0.1，共划分为 13167000 个网格，图 4-12。

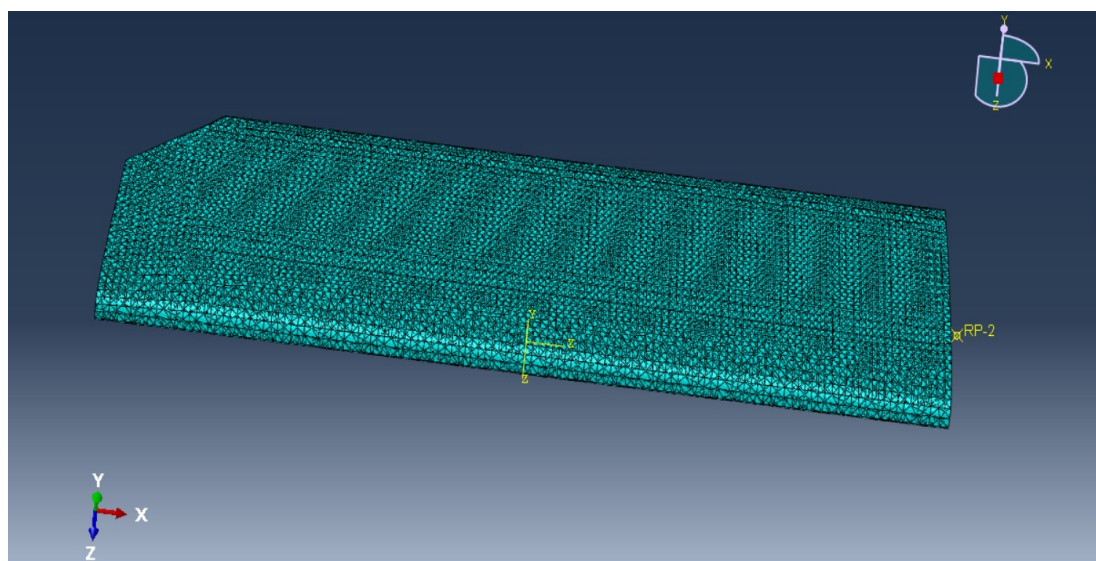


图 4-12 网格化

4.3.2 后处理

受力分析:固定叶片根部端面，施加一个 1000N 的外载荷，因为金属桨叶的最大应力极限为 650N,复合材料桨叶所能承受的应力极限必须大于等于金属桨叶的最大应力极限。

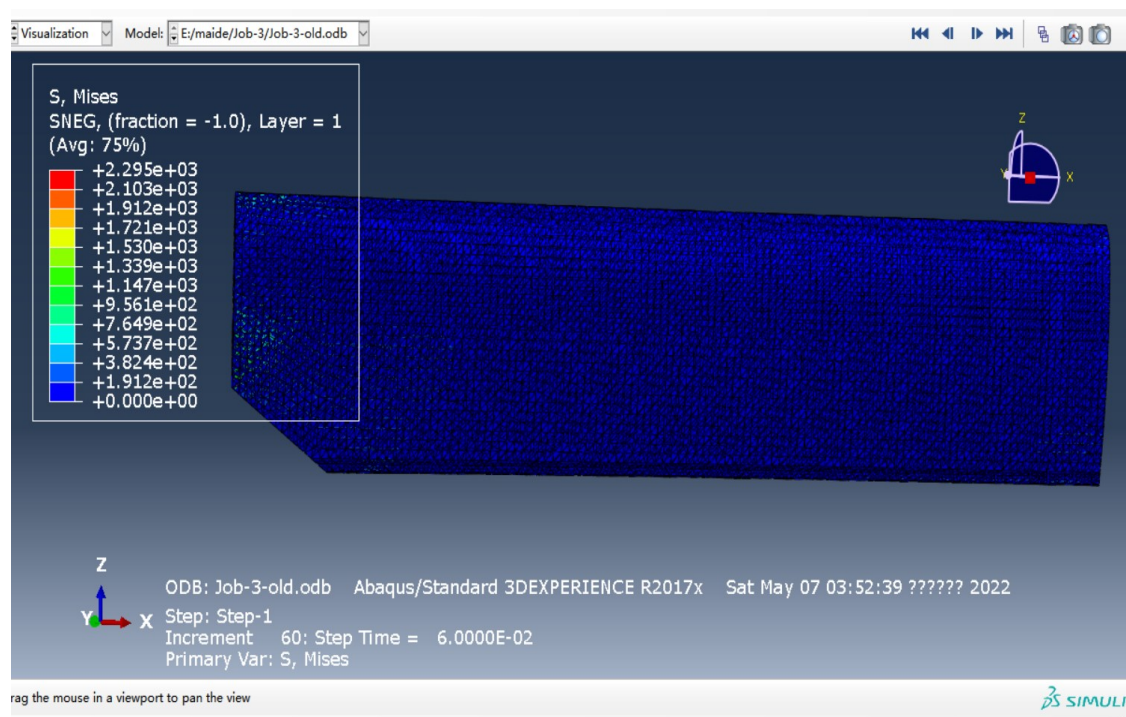


图 4-13 应力云变图

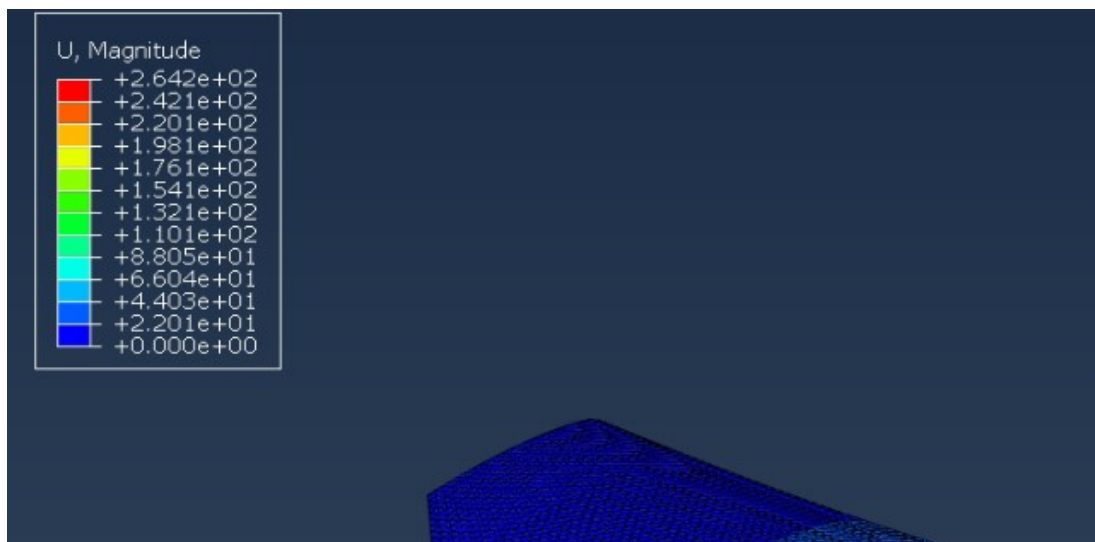


图 4-14 位移云变图

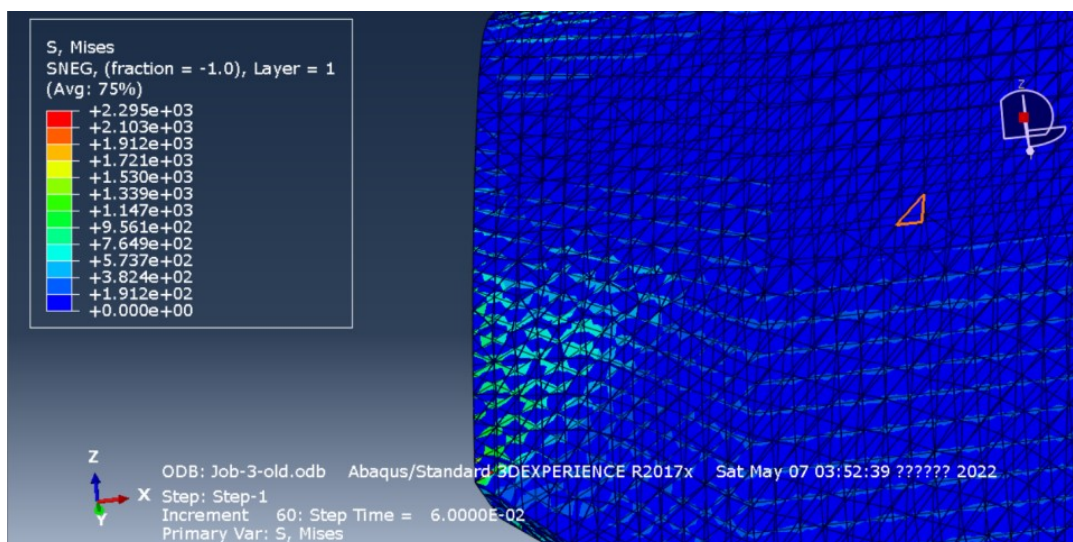


图 4-15 应力集中图

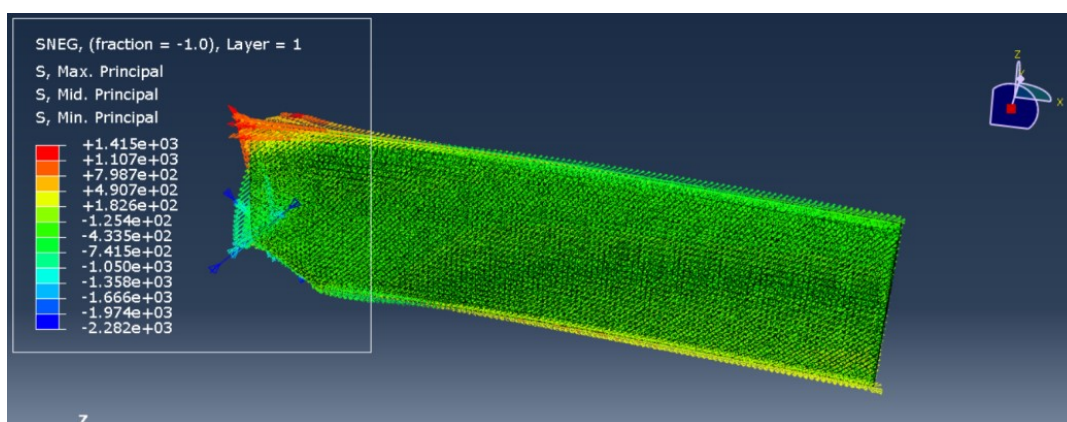


图 4-16 脱胶分层图

在铺层设计过程中，尝试铺设了 $[20^\circ / 70^\circ]_5$ 、 $[0^\circ / 90^\circ]_5$ 、 $[30^\circ / 60^\circ]_5$ 、

$[45^\circ / -45^\circ]_5$ 这几种铺设角度方式，每次施加同样大小的力，碳纤维复合材料层合板所能承受的最大应力极限分别为 $2.131 \times 10^3 \text{N}$ 、 $2.053 \times 10^3 \text{N}$ 、 $2.164 \times 10^3 \text{N}$ 、 $2.295 \times 10^3 \text{N}$ 。由图 4-13、图 4-14 是碳纤维复合材料桨叶 $[45^\circ / -45^\circ]_5$ 铺层方式的结果图，桨叶所能承受的的最大应力极限为 $2.295 \times 10^3 \text{N}$ ，是这几种铺层方式中所能承受应力最大的铺层方式，桨叶抗弯性能提高了 129.5%，碳纤维的密度是 1880kg/m^3 ，而泡沫夹心的质量也相当小，所以在此设计的碳纤维复合材料的桨叶选用 $[45^\circ / -45^\circ]_5$ 的铺层方式进行铺设，可以实现罗宾逊 R44 直升机尾翼螺旋桨叶片轻量化的目的，同时抗弯强度的性能也会有很大的提高。在图 4-15、图 4-16 结果显示可以发现，叶片根部是应力集中的区域，容易出现脱胶分层的情况，所以叶片根部在生产制造过程中要着重考虑加工工艺，需要加强该区域的结构强度，包括固化温度、加压强度、加压时间等等。

4.4 章节总结

本章节对 ABAQUS 软件进行了详细介绍并和 ANSYS 进行了对比；且详细叙述了碳纤维复合材料尾桨叶片铺层顺序和角度设计的过程，以及对泡沫夹心的填充和参数设置，最后对碳纤维复合材料叶片进行了有限元静应力分析，测试叶片的弯曲应力并对结果作出了分析，由结果分析出当碳纤维复合材料铺层数量为 10，各铺层厚度为 0.1mm，铺层角度顺序采用 $[45^\circ / -45^\circ]_5$ 的方式进行铺设时，碳纤维复合材料层合板的抗弯强度最大，所以设计的叶片可以满足抗弯强度的要求。

总结与展望

总结

本文以罗宾逊 R44 直升机尾翼螺旋桨叶片为背景,对碳纤维复合材料尾桨进行了设计研究,包括碳纤维桨叶的铺层角度和顺序以及桨叶使用的材料等,主要工作有以下几方面:

1) 实际测量直升机尾翼螺旋桨叶片尺寸,记录数据并绘制草图。

2) 利用 Solidworks 进行对 R44 直升机为桨叶片进行三维建模,并对模型进行有限元静应力分析,分析运算出金属桨叶所能承受弯曲应力的最大极限,记录相关数据。

3) 利用 ABAQUS 软件设计不同的碳纤维复合材料层合板铺层角度和顺序,为复合材料桨叶填充泡沫材料。

4) 对设计好的复合材料桨叶进行有限元分析,得当碳纤维复合材料铺层数量为 10,各铺层厚度为 0.1mm,铺层角度顺序采用 $[45^\circ / -45^\circ]_5$ 的方式进行铺设时,碳纤维复合材料层合板的抗弯强度最大的结论。

通过建模、分析、设计验证出碳纤维复合材料相对于铝合金材料具有很大的优势,如果在直升机上使用碳纤维复合材料桨叶,可以减轻直升机的重量,实现轻量化的目的,增大飞机航程,提高经济性能。在结构性能上也有很大的提升,抗弯强度增强许多,复合材料耐腐蚀性能也优于金属桨叶,使用寿命大大提高。除此之外,复合材料还有易于成型的特点,即使在以后设计生产过程中升级了其翼型,复合材料桨叶也容易生产出来。通过研究得出,复合材料铺层角度是影响层合板性能的很大因素。

展望

本文对直升机碳纤维复合材料尾桨叶片进行结构设计和关于抗弯强度的受力分析,其中还存在很多不足:在对复合材料进行铺层时,没有考虑温度对复合材料的性能的影响,对铺层厚度和材料选择上可能还不是最佳,希望以后有人研究该项目能考虑的更加全面一些,考虑更多因素。碳纤维复合材料相对于金属材料具有很多的优势,这也是航空业发展的趋势,轻量化,提高经济性能。当然了,目前碳纤维复合材料的生产成本还很高,对于生产企业来说批量生产还有些困难,暂时无法实现大规模使用,所以降低碳纤维复合材料生产成本也是碳纤维复合材料大规模使用的关键步骤。

参考文献

- [1] 郝启东. 刚性旋翼结构设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014 年 1 月.
- [2] 吕岗. 基于复合材料的某飞机零部件轻量化研究[D]. 吉林: 吉林大学, 2013 年 5 月.
- [3] 陈阡, 齐晓鹏. 民用飞机复合材料翼面结构设计优化研究[J]. 科技创新导报, 2019, 01(c): 12-14.
- [4] 孟雷, 程小全, 胡仁伟, 徐云研. 直升机旋翼复合材料桨叶结构与选材分析[J]. 高科技纤维与应用, 2014, 39(2): 16-23.
- [5] 白皓. 复合材料层压板铺层设计的二级优化方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016 年 12 月.
- [6] 刘宝方. 一种复合材料刚性旋翼结构设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018 年 12 月.
- [7] 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 年.
- [8] 张呈林. 直升机部件设计[M]. 南京: 南京航空航天大学, 1986 年.
- [9] 李怡晨, 宋燕平, 胡飞. 碳纤维三向织物复合材料研究现状与未来展望[J]. 空间电子技术, 2019, 16(3): 87-96.
- [10] 王军照. 碳纤维复合材料在航空领域中的应用现状及改进[J]. 今日制造与升级, 2020(08): 48-49.
- [11] 王春莉. 直升机复合材料桨叶剖面特性研究[D]. 南京航空航天大学, 2002.
- [12] 姜开宇, 王城南, 蔡克乾, 等. 结构参数对树脂基纤维编织复合材料折叠夹芯结构力学性能的影响[J]. 高分子材料科学与工程, 2017, 33(8): 114-120.
- [13] 乔辛夷. 碳纤维复合材料在航空领域中的应用现状及改进[J]. 今日制造与升级, 2020, 7: 36-37.
- [14] 王冠, 阮竹青, 吴武辉. 碳纤维复合材料螺旋桨桨叶模态试验分析[C]. 中国声学学会水声学分会 2015 年学术会议论文集. [出版者不详], 2015: 459-460.
- [15] 杨建灵, 张丽艳, 周少华, 方永红, 黄文俊. 直升机复合材料桨叶铺层三维几何建模方法[J]. 航空学报, 2010, 31(01): 191-197.
- [16] Heeg F, Kilzer L, Seitz R, et al. Design and test of a student hybrid rocket engine with an external carbon fiber composite structure[J]. Aerospace, 2016, 7(5): 57.
- [17] Key C T, Schumacher S C, Hansen A C. Progressive failure modeling of woven fabric composite materials using multicontinuum theory[J]. Composites Part B, 2006, 38(2): 247-257.
- [18] SEDLACEK G, TRUMPF H, CASTRISCHER U. Development of a light-weight emergency bridge[J]. Structural Engineering International, 2004, 14(4):

282-287.

[19] WHITTLE R. Karem aircraft building new tiltrotor blades[J]. Vertiflite, 2016, 62(1): 36-39.

[20] PETERSON G L, SAHA A B. JMR development[C]//72nd AHS. West Palm Beach, 2016.

致 谢

本篇文章是我在荆楠老师的悉心指导下完成的。他不但帮助我选定本文的研究方向、经常为我提供参考意见、和我们同学一起讨论课题的内容、及时发现并纠正我的错误，为我调整研究思路，而且针对在设计过程中遇到的问题和面临的困难，都提供了我很大的帮助。在他的身上，我学到的不仅仅只是专业知识，更重要的是他对学术研究刻苦认真、细心严谨的态度，这些都值得我去学习。除此之外，在此期间，荆楠老师还在生活上给予了我莫大的帮助与支持，尤其在天津爆发疫情期间，我在校外实习，健康码还变红，被要求居家隔离，荆楠老师询问我生活中的困难，为我提供帮助，实时询问我的情况，让我心里很暖。荆楠老师有着深厚的专业知识、严谨的工作态度和平易近人的待人处事原则深深地感染着我，值得我今生好好地学习。至此毕业论文完成之际，谨向我的指导教师荆楠老师表示深深的敬意和最诚挚的感谢！在做毕业设计过程中，我还得到来自各位同组同学的帮助，在此也向他们表示感谢。最后，我还要感谢我的父母及和我一起飞行器制造工程专业学习的同学们，他们给了我莫大的支持和鼓舞，我们的相互交流学习使我得到了不少的启发，在此表示诚挚的感谢。