



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

本科生毕业设计

小型固定翼无人机机翼结构设计
Small Fixed-wing UAV Wing Structure Design

姓 名 刘钰东

学 院 航空航天学院

专 业 飞行器制造工程

指导教师 张健

职 称 讲师

完成时间 2022年5月30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

小型固定翼无人机机翼结构设计
Small Fixed-wing UAV Wing Structure Design

姓 名 刘钰东

学 院 航空航天学院

专 业 飞行器制造工程

指导教师 张健

职 称 讲师

完成时间 2022年5月30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	张健
专 业	飞行器制造工程		技术职务	中级
题目名称	小型固定翼无人机机翼结构设计			
题目类型	其他	题目来源	其他项目	
课题来源、背景及意义	<p>无人机对比有人机具有诸多优势，由于没有飞行员，更适于执行危险性高的任务，同时在使用维护方面，无人机比较简单，费用低，操纵员只需要在地面站进行训练，无需上天飞行。小型固定翼无人机未来在民用方面的运用会越来越广泛，可用于搜索营救、交通监管、资源勘探、航空拍摄、森林防火、气象探测、农作物评估、管道电线巡检等。目前国内一些民营企业在原来的航模基础上进行改装制作小型无人机，由于技术力量薄弱、制作工艺简单，航模级产品专业级无人机性能与可靠性差距较大，满足不了专业用户对无人机的性能要求。因此，本设计基于拓扑优化，对无人机机翼进行轻量化设计，以满足小型固定翼无人机对性能的要求。</p>			
任务及要求	<ol style="list-style-type: none"> 1. 完成小型固定翼无人机机翼轻量化设计； 2. 完成小型固定翼无人机机翼与机翼连接的处的设计； 3. 完成小型固定翼无人机机翼强度验证。 			
工作条件	Solidworks 建模软件， 拓扑优化软件			
知识与能力要求	<p>具有文献检索、收集资料及使用各种设计规范、手册和技术标准的能力；</p> <p>具有飞机结构设计基本知识；</p> <p>具有机械设计原理基础知识；</p> <p>具有三维建模的能力。</p>			
系（教研室）审查意见：				
同 意				
负责人(签名)： <u>张健</u> 2021 年 11 月 28 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： 小型固定翼无人机机翼结构设计

学 院： 航空航天大学

专 业： 飞行器制造工程

学生姓名： 刘钰东

学 号： 18414020327

起止日期： 2021年12月3日-2022年6月3日

指导教师： 张健

任务书下达日期：2021年12月3日

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

无人机对比有人机具有诸多优势，由于没有飞行员，更适于执行危险性高的任务，同时在使用维护方面，无人机比较简单，费用低，操纵员只需要在地面站进行训练，无需上天飞行。小型固定翼无人机未来在民用方面的运用会越来越广泛，可用于搜索营救、交通监管、资源勘探、航空拍摄、森林防火、气象探测、农作物评估、管道电线巡检等。目前国内一些民营企业在原来的航模基础上进行改装制作小型无人机，由于技术力量薄弱、制作工艺简单，航模级产品专业级无人机性能与可靠性差距较大，满足不了专业用户对无人机的性能要求。因此，本设计基于拓扑优化，对无人机机翼进行轻量化设计，以满足小型固定翼无人机对性能的要求。

2. 毕业设计（论文）课题任务的内容和要求

任务内容：

1. 完成小型固定翼无人机机翼轻量化设计；
2. 完成小型固定翼无人机机翼与机翼连接的处的设计；
3. 完成小型固定翼无人机机翼强度验证。

任务要求：

1. 查找并学习相关参考文献 10 篇以上；
2. 独立完成毕业论文；
3. 能够通过分析，得出结论。

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
2. 三维模型

4. 推荐参考资料：

- [1]林美丹.固定翼无人飞行器的机翼结构.梧州晟裕科技有限公司.2015-07-01.
- [2]刘峰.代海亮等 十公斤级固定翼无人机全碳纤维机翼设计与应力分析.宇航材料工艺.2019-08-15.
- [3]张飞.垂直起降固定翼无人机研究.南昌航空大学.2019-05-01.
- [4]代海亮.十公斤级民用复合材料固定翼无人机结构与强度设计.中国民用航空飞行学院 2019-04-02.
- [5]刘媛媛.垂直起降固定翼无人机设计.控制与实验.南京航空航天大学.2018-03-01.
- [6]包荣剑.林用小型垂直起降固定翼无人机的设计研究.东北林业大学.2019-04-01.
- [7]魏江鹏.小型多功能无人机设计优化与控制.长安大学.2017-05-23.

所在专业审查意见：

同意

负责人： 张健

2021年12月10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： 小型固定翼无人机机翼结构设计

学院： 航空航天学院

专业： 飞行器制造工程

学生姓名： 刘钰东

学号： 18414020327

起止日期： 2021年12月3日~2022年06月03日

指导教师： 张健

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）

无人机对比有人机具有诸多优势，由于没有飞行员，更适于执行危险性高的任务，同时在使用维护方面，无人机比较简单，费用低，操纵员只需要在地面站进行训练，无需上天飞行。小型固定翼无人机未来在民用方面的运用会越来越广泛，可用于搜索营救、交通监管、资源勘探、航空拍摄、森林防火、气象探测、农作物评估、管道电线巡检等。目前国内一些民营企业在原来的航模基础上进行改装制作小型无人机，由于技术力量薄弱、制作工艺简单，航模级产品专业级无人机性能与可靠性差距较大，满足不了专业用户对无人机的性能要求。因此，本设计基于拓扑优化，对无人机机翼进行轻量化设计，以满足小型固定翼无人机对性能的要求。

（1）国内研究现状

我国固定翼无人机，按照总体构型及动力形式的不同，可以将目前主流垂直起降固定翼无人机划分为升推复合式垂直起降固定翼无人机、尾座式垂直起降固定翼无人机、倾转动力式垂直起降固定翼无人机 3 种。其中倾转动力式垂直起降固定翼无人机又分为倾转旋翼式、倾转涵道式、倾转分布式动力式。

总的来说，更高的飞行速度、更长的续航时间、更强的任务载荷能力将是未来垂直起降固定翼无人机技术的必然趋势。综合来看，倾转旋翼式和尾座式已成为当前国内外军民垂直起降固定翼无人机的主流，在已有成果的基础上进一步追求高效悬停、高速和远程能力是近期垂直起降固定翼无人机技术研发的主要任务。此外，出于分布式电推进技术的诸多利好，发展基于分布式电推进的高速垂直起降固定翼无人机技术或将成为未来航空领域新热点，而随着分布式电推进技术在飞行器总体/动力/气动/控制等方面潜力的深入挖掘，探索垂直起降固定翼无人机新构型、新原理十分必要。

目前倾转旋翼式和尾座式已成为垂直起降固定翼无人机主流构型。垂直起降固定翼无人机因无需考虑飞行员的生理极限、生命保障等多种问题，其布局形式十分灵活且极具创造力，目前国内外在研的就有多种构型，其中以倾转旋翼式和尾座式最具代表性。然而，未来战场对垂直起降固定翼无人机快速响应能力、快速到达能力要求必然极高，而现有倾转旋翼式和尾座式垂直起降固定翼无人机技术尚无法满足应用需求，因此需要在已有成果的基础上进一步追求高效悬停、高速和远程能力，主要先在先进旋翼系统设计、旋翼/机翼气动干扰、高可靠倾转传动系统技术、系统建模技术、飞行控制技术等方面进行突破创新。

总的来说，我们需加强对垂直起降固定翼无人机新构型、新原理的探索研究无哪种垂直起降构型方案，只要是完全依靠发动机推力来提供上升力，就要求无人机动力推力与重量之比（推重比）至少大于 1，而在固定翼飞行模式下，需用推重比一般在 0.1~0.3 左右，这导致两种飞行模式的需用推力（发动机需用功率）相差近 5 倍，由此带来垂直起降/巡航双模态发动机功率不匹配、巡航状态动力极度富余、发动机无法工作在最佳状态的根本性问题，而若要突破这一桎梏，就需要以“最小动力代价”实现垂直起降，这是对传统垂直起降固定翼飞行器设计的挑战性问题。自 20 世纪 40 年代以来，设计人员就已经开始探讨各种有利于垂直/短距起降的新构型和新原理，如半环形机翼-螺旋桨构型、外部吹气襟翼构型、环量控制技术、扇翼飞行器技术、前缘异步螺旋桨技术等，尽管现有理论方法和数值模拟技术始终无法对一些复杂构型的流动机理、气动力特性等作出较好的描述和预测，但相关研究结果仍表明，动力部件与机翼的高效耦合可以有效提高动力部件向大气环境内

注入能量的利用率，应用于垂直起降潜力巨大。因此，随着计算机技术和实验技术的快速发展，以及国内外对分布式电推进技术在飞行器总体/动力/气动/控制等方面潜力的深入挖掘，进一步加强对垂直起降固定翼无人机新构型、新原理的探索性研究，突破垂直起降完全依靠动力推力的限制很有必要。

(2) 国外研究现状

世界各主要航空发达国家运用了当时先进的航空科学技术，研究制造出一些较为成功的低音速、亚音速翼型，例如德国的 Uottingen398 和美国的 ClarkY 等。1929 年，美国航空咨询委员会在对以上两种翼型进行了更加系统深入的研究后，提出了许多低音速、亚音速的翼型系列，这些翼型统称 NACA 翼型。

NACA 翼型在现有的翼型研究数据库中，资料较为丰富，应用于很多飞行器上，NACA 翼型系列主要可分为 3 种翼型种族：分别是四位、五位、优尔位翼型族，四位翼型族是最早被研究出来的一种，第一位数表示它的最大弯度，第二位数表示它的最大弯度，后两位表示相对厚度，五位翼型族和优尔位翼型族都是建立在四位翼型族的基础而得来的，随着翼型族位数的增加，翼型所能话应的的最大流场速度也在逐步增加。位数高的翼型虽然在结构的算法上较为复杂，但是设计的结果上更先进、精确、完备。

超临界翼型 (Supercritical airfoil) 性能高，在超音速飞行中只产生弱激波，是跨声速翼型，该翼型具有良好的气动特性，弦很长，而翼展偏小，在飞行过程中有着较大的升力系数，和较小的阴力系数。超临界翼型的提出要追溯到 1967 年，是由惠特科姆博士 (RichardTWhitcomb 职属于美国航天局 (NASA) 兰利研究中心) 研究出来的。该类型的出现和使用，削减了强激波对飞机产生的阻力，从而在一定程度上减小了飞机飞行时的阻力。1964 年，惠特科姆发现，要使得机翼上面的气流平滑，机翼顶面就必须尽量平坦。超临界机翼在新一代民用飞机及军用运输机上得到了广泛的应用。是因为它具有较大的机翼相对厚度、较高的巡航马赫数以及较大的气动效率的优点，该种翼型常被应用于各种军用战机。20 世纪 70 年代后半期之后，超临界翼型凭借其优点，几乎应用于所有跨声速飞机中。

现代翼型主要都运用超临界翼型，同时也结合了平顶翼型的优点。超临界翼型可以使得其头部较为丰满，从而消除了负压峰值使气流较慢达到声速，而平顶翼型上表面中部比较平坦。超临界翼型有着更高的临界马赫数，是因为将其后缘下表面做成了内凹形，后部的升力得到了增加，同时也弥补了中段升力不足的特点。科研设计人员对于超临界翼型跨声速特性的更好应用进行了大量的研究，欧洲的 National Adaptive-wing Project ADIF 和 EU-project EUROSHOCK-2，采用实体鼓包技术，在激波控制及其与边界层相互干扰方面做了大量的工作，两者取得了较多的成果。

二、进度及预期结果

起止日期	主要内容	预期结果
------	------	------

<p>2021. 12. 04-12. 20</p> <p>2021. 12. 21-12. 31</p> <p>2022. 01. 01-02. 19</p> <p>2022. 02. 20-04. 01</p> <p>2022. 04. 02-06. 04</p>	<p>总体方案设计</p> <p>阅读参考文献，对比结构优缺点</p> <p>3D 建模，加载分析</p> <p>撰写论文、修改论文</p> <p>完成论文定稿</p>	<p>1、了解掌握固定翼无人机的机翼结构</p> <p>2、确定机翼结构</p> <p>3、完成报告</p> <p>4、实现机翼结构设计</p>
<p>完成课题的现有条件</p>	<p>Solidworks Profile hypermesh</p>	
<p>指导教师 意见</p>	<p>同意开题</p> <p style="text-align: right;">指导教师： <u>张健</u> <u>2022年3月5日</u></p>	
<p>开题答辩 小组意见</p>	<p>同意开题</p> <p style="text-align: right;">组 长： <u>张健</u> <u>2022年3月5日</u></p>	

天津中德应用技术大学
本科生毕业论文（设计）的声明

本人郑重声明：所呈交的学位论文，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，本学位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。本学位论文原创性声明的法律责任由本人承担。

学位论文作者签名：**刘钰东**
年 月 日

本人声明：该学位论文是本人指导学生完成的研究成果，已经审阅过论文的全部内容，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。

学位论文指导教师签名：
年 月 日

摘 要

机翼是无人机主体结构中最重要的部分，对固定翼无人机的机翼设计和改进，能够更好地提升无人机的续航及性能。目前国内一些民营企业在航模基础上进行改装制作小型无人机，由于技术力量薄弱、制作工艺简单，航模级产品与专业级无人机性能与可靠性差距较大，满足不了专业用户对无人机的性能要求。因此，本文对小型固定翼无人机机翼结构进行设计。

本文主要采用拓扑优化的方法对固定翼无人机机翼进行轻量化设计。为了实现优化目标和根据小型固定翼无人机性能要求，首先确定了适合低速飞行的固定翼无人机的机翼翼型，找到相关翼型的数据，建立了机翼结构的模型。对初始机翼结构模型，根据设计要求，找到相关的数据和材料。之后基于拓扑优化理论对选取的小型固定翼无人机机翼初始模型进行轻量化优化，并对优化后的无人机机翼模型结构进行静力学分析，验证所设计机翼的强度，最后得到优化后的机翼模型。

关键词：固定翼无人机；机翼；静力学分析；结构设计；拓扑优化

ABSTRACT

The wing is the most important part of the main structure of the UAV, and the wing design and upgrade of the fixed-wing UAV better improve the endurance and quality of the UAV. The current design of the wings of traditional UAVs includes designs including wing beams, longitudinal walls, trusses, wing ribs and skinning. This paper adopts the method of topology optimization, breaks the limitations of traditional methods, optimizes the topology of the wing, analyzes and adjusts the optimized structural results, and obtains a lighter wing.

In this paper, the topology optimization method is mainly used to lightweight design the fixed-wing UAV wing. In order to achieve the optimization goal and according to the performance requirements of the small fixed-wing UAV, the wing type suitable for low-speed flight of the fixed-wing UAV was first determined, the data of the relevant airfoil was found, and a model of the wing structure was established. For the initial wing structure model, according to the design requirements, find the relevant data and materials. Then, based on the topology optimization theory, the initial model of the selected small fixed-wing UAV wing was lightweight optimized, and the structure of the optimized UAV wing model was statically analyzed, and the optimized model met the requirements of lightweight.

Key words: Fixed-wing UAVs; wing; static analysis; structural design; topology optimization

目 录

第一章 绪论	1
1.1 选题的背景和意义	1
1.2 固定翼无人机国内外发展状况	1
1.3 本文研究目的和内容	4
第二章 机翼总体方案设计	5
2.1 机翼设计技术要求	5
2.2 无人机性能指标	5
2.3 机翼结构分析	5
2.4 机翼受力形式及力的传递	错误! 未定义书签。
2.5 机翼与机身连接形式分析	6
2.6 本章小结	6
第三章 翼型选择和初始建模	7
3.1 Profili 软件	7
3.2 翼型设计分析	7
3.3 机翼初始模型设计	7
3.4 尾翼初始模型设计	8
3.5 材料和属性	8
3.6 本章小结	9
第四章 机翼结构拓扑优化	10
4.1 拓扑优化原理和优点	10
4.2 优化过程与得到的优化方案	10
4.3 模型优化	12
4.4 本章小结	13
第五章 优化后模型结构分析	14
5.1 优化后静力载荷分析	14
5.2 优化后的结构强度总结	14
5.3 机身与机翼连接处强度分析	错误! 未定义书签。
5.4 尾翼静力载荷分析	15
结 论	17
参考文献	18
致 谢	19

第一章 绪论

1.1 选题的背景和意义

无人机对比有人机具有诸多优势，由于没有飞行员，更适于执行危险性高的任务，同时在使用维护方面，无人机比较简单，费用低，操纵员只需要在地面站进行训练，无需上天飞行。小型固定翼无人机未来在民用方面的运用会越来越广泛，可用于搜索营救、交通监管、资源勘探、航空拍摄、森林防火、气象探测、农作物评估、管道电线巡检等。目前国内一些民营企业在原来的航模基础上进行改装制作小型无人机，由于技术力量薄弱、制作工艺简单，航模级产品专业级无人机性能与可靠性差距较大，满足不了专业用户对无人机的性能要求。因此，本设计基于拓扑优化，对无人机机翼进行轻量化设计，以满足小型固定翼无人机对性能的要求。

1.2 固定翼无人机国内外发展状况

我国的固定翼无人机，根据总体结构和动力型式上的差异，可把目前主要垂直起降固定翼无人机分类为升推复合式垂直起降固定翼无人机、尾座式垂直起降固定翼无人机、倾转动力型垂直起降固定翼无人机等三种。其中，倾转动力型垂直起降固定翼无人机，又分为倾转螺旋桨式、倾转涵道式、倾转分布式。



图 1-1 固定翼无人机

总而言之，更佳的飞翔速率、更长的续航年限、更佳的目标负载特性，将成为未来垂直升空稳定翼无人机领域进行研发的主要趋势。但总的来说，低倾转螺旋桨型和尾座式仍将是当前中国国内军民两用垂直起降固定翼无人机的主流技术，在现有研究的基础上进一步寻求更快速悬停、高速度的中远程性能将成为近期垂直起降固定翼无人机技术与研究的重点目标。另外，由于分布式电力推动技术创新的多重利好，发展基于分布式电推进的高速垂直起降固定翼无人机技术，将逐步成为中国无人驾驶飞机在未来高速飞行领域发展的新亮点，但也将随着新型分布式电力驱动技术无人驾驶飞机的发展，对飞行器总体设计/电力/气动/

飞机控制等各方面的发展及影响的研究得以更加深层次地挖掘,进一步探索高速垂直起降固定翼无人机的新发展方式、新机理也十分必要。

前倾转旋翼和尾座是目前垂直降落的固定翼无人机的主要结构形式。由于不需要考虑驾驶员的生理极限、生存能力等诸多问题,所以它的结构设计非常灵活,具有很强的创新性,目前正在研发的飞机有很多种,以倾转式和尾座式为代表。但是,在未来的战争中,对快速响应和快速到达能力的要求是非常高的,目前的倾转式和尾座式的固定翼无人机技术还不能满足实际应用的需要,所以必须在现有技术的基础上,继续寻求高效的悬停、高速和远程控制,重点是先进旋翼系统设计、旋翼/翼气动干扰、高可靠倾转传动、系统建模、飞行控制等技术上的突破和创新。



图 1-2 旋转翼式无人机

总的来说,我们还需要进一步加大对常规下垂起落固定翼无人机新构造、新机理的探讨研究。不管哪种常规下垂起落构型方法,如果是纯粹通过发动机推力来供给飞机上升力,就需要无人机动力推重比至少大于一,而在固定翼飞行模式下,需用推重比一般在零点一到零点三左右,这导致二种飞行模式的需用推力(发电机需用功率)相差近五倍,从而造成常规垂直起降/巡航双模式发动机的输出功率不相匹配、在巡航状况动能极度富余、发电机也没法运行到最佳状态的根本问题,而如果要打破这个桎梏,就必须以"最少动能代价"进行垂直起降,这是对传统垂直起降稳定翼战斗机设计最大的挑战性问题。从 20 世纪 40 年代开始,航空工程设计技术人员就已开始研究各类有利于垂直/短距起降的新型结构和新原理,如半环形翼-螺旋桨构型、外部吹气襟翼结构、环量控制、扇翼飞行器关键技术、前缘异步电机螺旋桨关键技术等,虽然目前的理论方法和数值模拟技术,仍然无法对某些复杂结构的空气流动机制、大气动力特征等进行较好的描绘与估计,但有关研究结论仍证明,发动机元件和机翼之间的有效耦合能够有效改善发动机元件在向大气环境质量内注入能力的效率,因此应用于飞机垂直起降方面发展潜力很大。但是,随着现代计算机技术研发和飞机实验创新技术运用得越来越迅速和发展,再加上目前中国国内专家已经对将基于分布式的网络结构电液推进创新技术运用于飞行器总体/动力/气动/控制等各方面发展潜能领域的研究成果进行了深度挖掘,进一步研究加大了对垂直起降和固定翼无人辅助驾驶等飞机系统新的结

构、新的原理等的深入探索性的研究,突破飞机垂直起降系统完全依赖传统发动机推力系统的技术束缚显得非常有必要。

世界各主要航空发达国家运用了当时先进的航空科学技术,研究制造出一些较为成功的低音速、亚音速翼型,例如德国的 Uottingen398 和美国的 ClarkY 等。1929 年,美国航空咨询委员会在对以上两种翼型进行了更加系统深入地研究后,提出了许多低音速、亚音速的翼型系列,这些翼型统称 NACA 翼型。如图 1-3 所示。

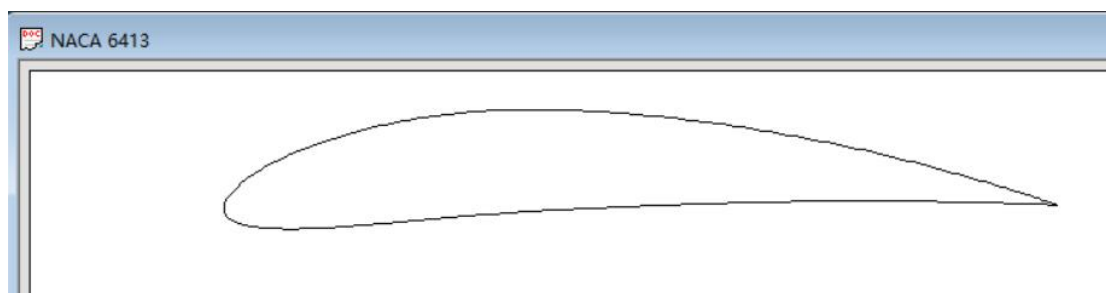


图 1-3 NACA 系列翼型

NACA 翼型在现有的翼型研究数据库中,资料较为丰富,应用于很多飞行器上,NACA 翼型系列主要可分为 3 种翼型种族:分别是四位、五位、优尔位翼型族,四位翼型族是最早被研究出来的一种,第一位数表示它的最大弯度,第二位数表示它的最大弯度,后两位表示相对厚度,五位翼型族和优尔位翼型族都是建立在四位翼型族的基础而得来的,随着翼型族位数的增加,翼型所能话应的的最大流场速度也在逐步增加。位数高的翼型虽然在结构的算法上较为复杂,但是设计的结果上更先进、精确、完备。

超临界翼型是一种性能优良、仅在超音速下产生微弱冲击波的超音速翼型,它的气动性能优良,弓弦长,翼展小,在飞行时升力系数大,重力系数低。惠特科姆博士(RichardTWhitcomb)是美国宇航局兰利研究所(NASA)的一名成员。该类型的出现和使用,削减了强激波对飞机产生的阻力,从而在一定程度上减小了飞机飞行时的阻力。1964 年,惠特科姆发现,要使得机翼上面的气流平滑,机翼顶面就必须尽量平坦。超临界机翼在新一代民用飞机及军用运输机上得到了广泛的应用。是因为它具有较大的机翼相对厚度、较高的巡航马赫数以及较大的气动效率的优点,该种翼型常被应用于各种军用战机。20 世纪 70 年代后半期之后,超临界翼型凭借其优点,几乎应用于所有跨声速飞机中。如图 1-4 所示。

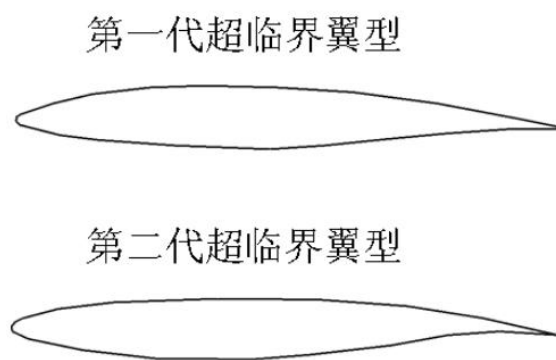


图 1-4 超临界翼型

现代翼型主要都运用超临界翼型，同时也结合了平顶翼型的优点。超临界翼型可以使得其头部较为丰满，从而消除了负压峰值使气流较慢达到声速，而平顶翼型上表面中部比较平坦。超临界翼型有着更高的临界马赫数，是因为将其后缘下表面做成了内凹形，后部的升力得到了增加，同时也弥补了中段升力不足的特点。科研设计人员对干超临界翼型跨声速特性的更好应用进行了大量的研究，欧洲的 National Adaptive-wing Project ADIF 和 EU-project EUROSPOCK-2，采用实体鼓包技术，在激波控制及其与边界层相互干扰方面做了大量的工作，两者取得了较多的成果。

1.3 本文研究目的和内容

本文对无人机机翼进行轻量化设计，以满足小型固定翼无人机对性能的要求，基于拓扑优化的方法，对模型建模、优化、重构最终达到要求。具体研究内容如下：

(1)通过 Profili 翼型库找到适合低速飞行的 NACA 系列的翼型，导出数据到 solidworks 并创建模型；

(2)初始模型导入到 hypermesh 中，用 Optistruct 功能进行拓扑优化，得到拓扑优化后的模型；

(3)拓扑优化后的模型得到有用的结构，对结果进行分解，分解为机翼的内部结构翼梁、翼肋等。然后对结构进行重组，达到拓扑优化后的结果。

(4)完成重构后的模型，在 solidworks 中对模型进行静应力分析，看是否达到所需要的强度。

第二章 机翼总体方案设计

2.1 机翼设计技术要求

固定翼无人机设计最重要的是机翼设计。机翼是固定翼无人机中最重要的部件，它的作用是为无人机提供升力，同时也产生阻力。其中诱导阻力几乎全由机翼产生。

设计机翼，最主要的就是必须要满足飞机设计中的飞机性能要求。满足飞机性能要求是设计机翼最主要的依据。

通常来说，飞机性能要求分为气动性能要求，强度性能要求，气动弹性要求。目的是为了使飞机机翼有足够的结构强度和较轻的结构重量，就是让飞机轻量化。

2.2 无人机性能指标

本次设计的无人机，针对飞机重量上限是 5kg 飞机的参数如下：

飞机翼展：2m；

巡航速度为：70-80km/h；

平飞下最大飞行速度为：120km/h；

失速临界速度为：40km/h；

起飞最大重量为：10kg。

2.3 机翼结构分析

飞机结构设计中最重要就是安全和轻量化。而飞机的机翼设计是重中之重。飞机的机翼结构分为飞机发展初期的框架式机翼，梁式机翼，单块式机翼，整体壁板式机翼。其中梁式机翼又分为单梁式和多梁式机翼。构架式机翼是飞机早期发展的产物，它的结构特点是受力的结构和维持形状的构件分开承受载荷。梁式机翼的出现使飞机的速度增大，蒙皮开始受力。梁式机翼的结构特点是非常强有力的翼梁和蒙皮，在如今的飞机机翼中被广泛采用。单块式机翼使飞机的速度进一步增强，为了达到强度要求，机翼需要加厚蒙皮和增多桁条。最后整体壁板式机翼的结构强度由各部分受力情况而设计，在此期间，减少铆钉孔和螺栓孔，目的是减少重量而增大其刚度，强度和抗疲劳性能。

在本次设计中将采用单梁式机翼结构，拥有更强的抗扭转能力。为了达到轻量化的目的，固定翼无人机机翼选用轻木材料的翼梁和碳纤维材料的翼肋。飞机的机翼翼展设计为 2 米的全碳纤维无人机机翼，通过拓扑优化的方式改善了飞机机翼的结构，大大降低了机翼质量。根据工程经验，参考《飞机设计手册》和现有的一些小型固定翼无人机的性能参数。机翼参数如表 2.1 所示。

表 2.1 无人机机翼参数

翼展/m	弦长/m	展弦比	翼载荷 $\text{kg}\cdot\text{m}^2$
2	0.3	6.67	16.67

2.4 机翼受力形式及力的传递

机翼通常是由翼梁，翼肋，纵墙，桁条，蒙皮等结构组成。梁式机翼主要由缘条承受弯矩引起的轴力，受正应力面积集中。而梁式机翼的优点之一就是梁式机翼的材料分布，可以自由的根据壁板和缘条承受的载荷分配比，确定集中载荷和分布载荷的面积。在机翼构型中，气动力在翼肋上传递，总体剪力在机翼腹板上传递，总体弯矩由翼梁承担，总体扭矩由翼盒传递到机翼根部。同时梁式机翼翼梁间跨度较大，很方便的利用机翼内部空间。单位宽度载荷较小，相对厚度较大，选择梁式机翼。受力如图 2-2 所示

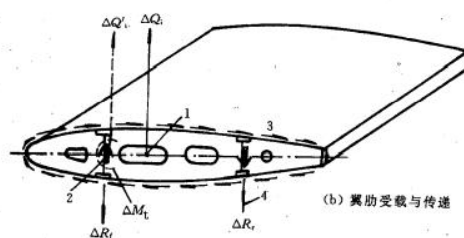


图 2-2 受力形式

2.5 机翼与机身连接形式分析

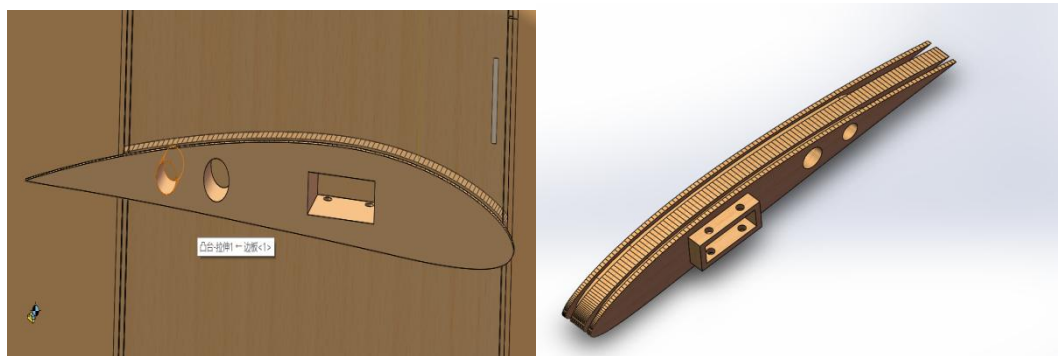


图 2-3 机翼与机身连接处

机翼与机身是通过一个特殊的装置进行连接的，该装置上面拥有三个孔，对应机翼拥有三个突出的地方，进行铆接插入，其中矩形的内侧各有两个直径为 5 毫米的螺孔进行固定，使其机翼和特殊部件进行连接，而特殊部件是由两个类似机翼的凹槽铆接在蒙皮和固定翼侧边的壁板上。如图 2-3 所示。

2.6 本章小结

本章对机翼总体进行设计，考虑机翼的设计技术要求和结构设计，以及机翼的受力形式及力的传递，最后还有机身与机翼连接配合的分析，为机翼设计建模，拓扑优化做准备。

第三章 翼型选择和初始建模

3.1 Profili 软件

Profili 软件是一个非常实用的翼型选择，翼型计算分析的软件，可以帮助用户方便快捷准确的设计飞机，大大节省的设计翼型，选择翼型的时间。其中内置国内外两千多种翼型，还可以导入识别外来的机翼翼型。

Profili 有三大常用功能：雷诺数的计算，多雷诺数的分析，多个翼型间的分析。

3.2 翼型设计分析

NACA 翼型是在对德国翼型 Uottingen398 和美国的 ClarkY 进行了更加系统深入的研究后，提出了许多低音速、亚音速的翼型系列。这些 NACA 翼型在现有的翼型研究数据库中，资料较为丰富，应用于很多飞行器上。本文是小型固定翼无人机的机翼设计，机翼对整个无人机有很大的影响，高性能的机翼在满足刚度和强度的前提下，要满足轻量化的要求。NACA4412 翼型，拥有大的展弦比，比梯形机翼的低速飞行性能要好，同时升阻比较大，具有较大升力系数和良好的气动特性，制造精度不是那么高，适合普通加工便可以达到工艺要求。

从 Profili 软件选出适合小型固定翼无人机机翼需求的翼型。机翼翼型选择升阻比大的，圆头尖尾，带些弓形曲率的翼型。根据需求，选择名称为 NACA4412 的翼型满足需求。

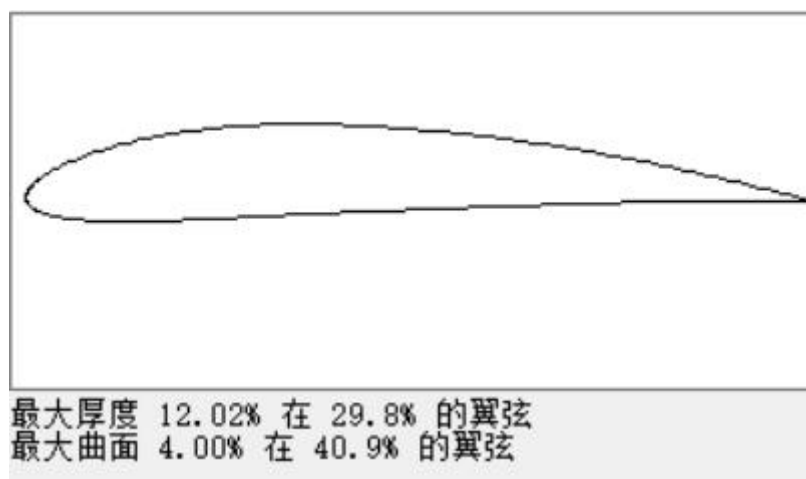


图 3-1 翼型 NACA4412

3.3 机翼初始模型设计

翼型选择完成后，要把 NACA4412 翼型数据导入到 solidworks 中进行建模。在 Profili 软件中另存为 DAT 文件。随后把 DAT 数据文件改成 txt 数据文件，数据用 excel 表示成 xyz 轴的数据，其中 z 轴数据改为 0。在 solidworks 中通过 xyz 轴数据导入曲线，即可得到 NACA4412 翼型数据，如图 3-2 所示。

根据机翼参数和《飞机设计手册》。参数提前在 Profili 软件中设定翼弦为 300mm。翼型数据导入到 solidworks 中即可得到翼型的剖面图。通过拉伸 1000mm 功能得到机翼的实体模型即初始模型。整个初始设计模型为 1.189kg。

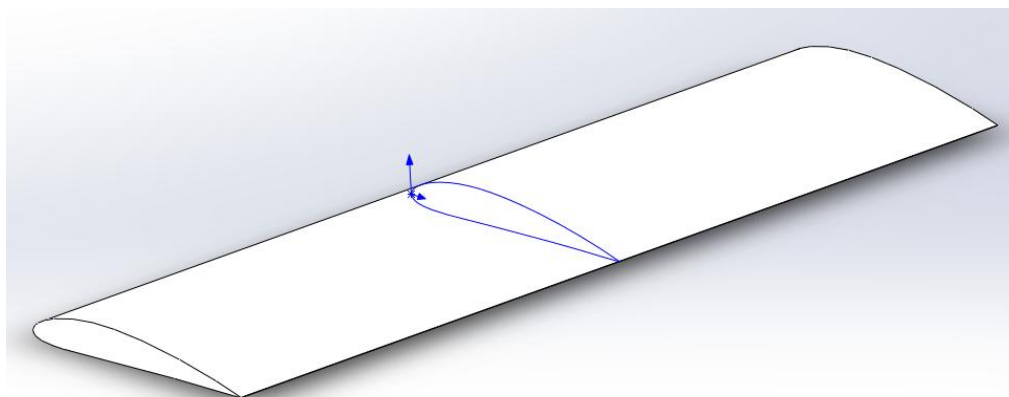


图 3-2 NACA4412 初始模型

3.4 尾翼初始模型设计

单侧尾翼翼型也采用 NACA4412 翼型,由两个翼梁穿插 8 个翼肋, 并且在翼肋中间加上镂空来减重。最后再加上蒙皮, 如图 3-3 所示。

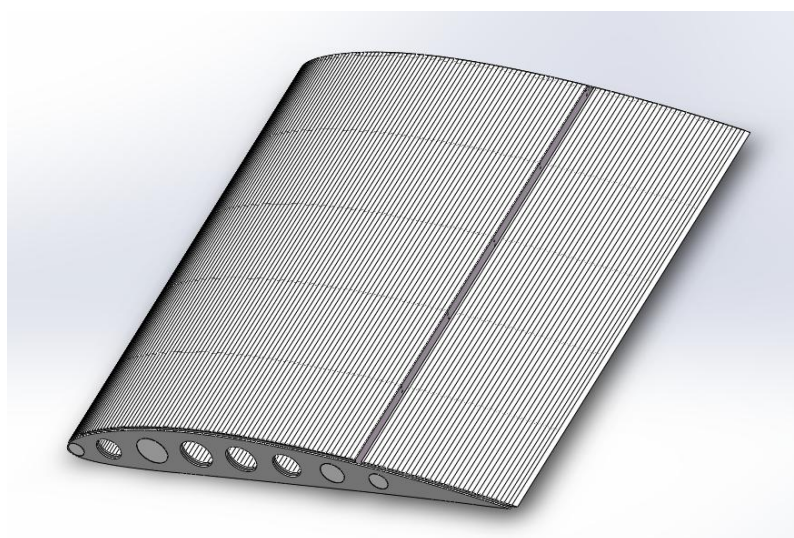


图 3-3 单侧尾翼翼建模

3.5 材料和属性

为了达到轻量化的目的,在材料的选择上,本文固定翼无人机机翼主体构架上采用轻木的结构,翼梁采用碳纤维材料。轻木材料参数和碳纤维参数如表 3-3 和 3-4 所示:

表 3-3 轻木材料参数

属性	弹性模量	泊松比	抗剪模量	质量密度	屈服强度
数值	3E+09	0.29	3E+08	159.99	19999972
单位	N/m ²		N/m ²	Kg/m ³	N/m ²

表 3-3 碳纤维材料参数

弹性模量/GPa	拉伸强度/MPa	压缩强度/MPa	剪切模量/GPa	剪切强度/MPa	泊松比	密度/ $\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$
62.4	607	621	3.4	82.8	0.33	1.43

3.6 本章小结

本文从 Profili 翼型选择开始，选择适合低速飞行的翼型 NACA4412。导出数据到 solidworks 中进行初始建模并选择材料和属性。同时也要考虑到机翼和机身连接形式的分析。为拓扑优化做好准备。

第四章 机翼结构拓扑优化

4.1 拓扑优化原理和优点

Optistruct 是 Altair 公司里 hyperworks 结构优化的仿真模块。他的内容包括一个准确快速的有限元求解器，他可以为用户进行概念设计和概念设计。用户使用 Optistruc 软件赋予模型材料和属性，材料包括弹性模量和密度。然后对模型进行约束和施加载荷。其次就是建立拓扑优化的参数，包括三个要素：设计变量，目标函数和约束条件。最后进行线性静态和自然频率优化分析。

Optistruct 软件功能强大而有效,适合于用户设计的不同层次。同时,也需要对静力、模态、屈曲、分析等进行细化优化。所谓拓扑最佳优化,是在既定的约束和施加载荷的前提条件下,在设计空间中寻找最优化的材料分布。Optistruc 软件大部分用于汽车行业的产品设计,现在也用于飞机轻量化设计。拓扑优化(Topology Optimization)软件可以对模型进行形貌优化(Topography Optimization)、图形优化(Shape Optimization)、尺寸优化(Size Optimization)。最重要的是 Optistruc 后期可以进行有限元分析。

4.2 优化过程与得到的优化方案

对于在 solidworks 中建立的初始模型，需要在 hypermesh 中的 Optistrut 功能进行拓扑优化。首先需要在 solidworks 中把初始模型转换成可以在 hypermesh 中打开的 STEP 格式。

第一步在 hypermesh 中打开然后进行划分网格，里面的网格大小数为 5，划分好的网格数为 56800。网格化得到的模型如图 4-2-1 所示。然后编辑模型的材料：弹性模量，密度等。把材料和属性赋予给模型。

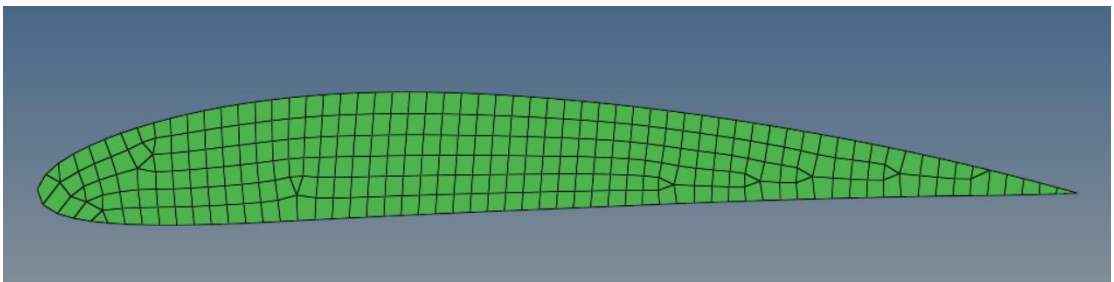


图 4-1 网格划分结果

第二步，加载边界条件，飞机的最大起飞结构质量为 10 kg，忽略机翼自重，在无人机过载系数 $n=3.0$ ，安全系数 $f=2.0$ 时单侧飞机机翼升力为：

$$F' = \frac{F}{2} = \frac{G \cdot n \cdot f}{2}$$

由上式可知，单侧提供升力为 300N。为了简化计算模型，机翼翼型 NACA4412。压力分布图由图 4-2 所示：

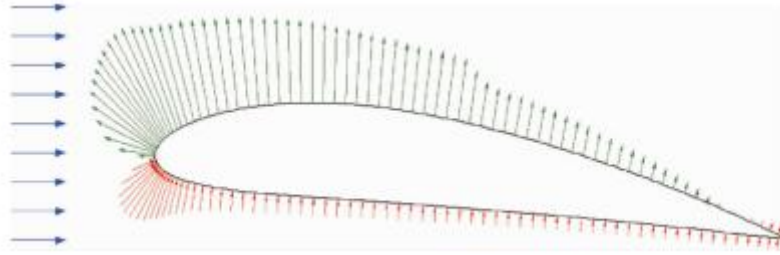


图 4-2 机翼压力分布图

根据分布图形，将机翼上所受载荷简化，将 $0.8F'$ 载荷均布施加在上翼面， $0.2 F'$ 载荷均布施加在下翼面。同时在翼根处加约束，如图 4-3 所示。

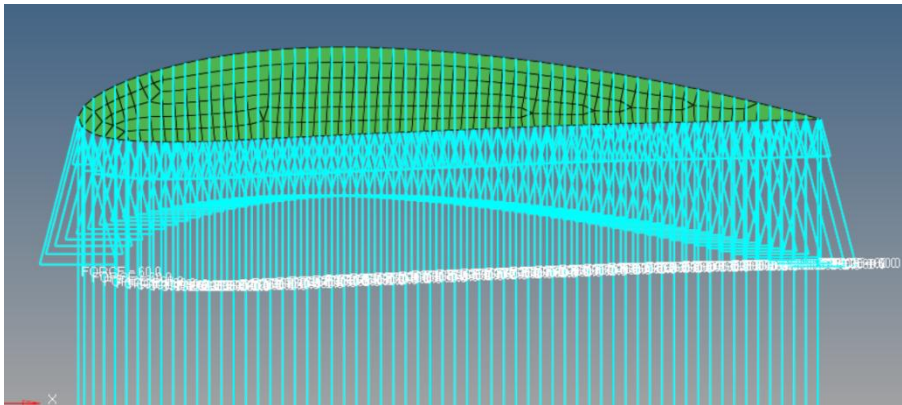


图 4-3 施加约束和载荷

第三步，创建拓扑优化的参数，拓扑优化有三个要素：设计变量，目标函数和约束条件。选择 optimization 中的设计变量参数 topology 然后赋予模型实体单元属性。之后选择最小成员尺寸参数，通常设置网格平均尺寸的 3 倍也就是 15mm。如图 4-4。设置最小成员尺寸是为了防止优化结果产生棋盘格现象，优化结果会好很多。

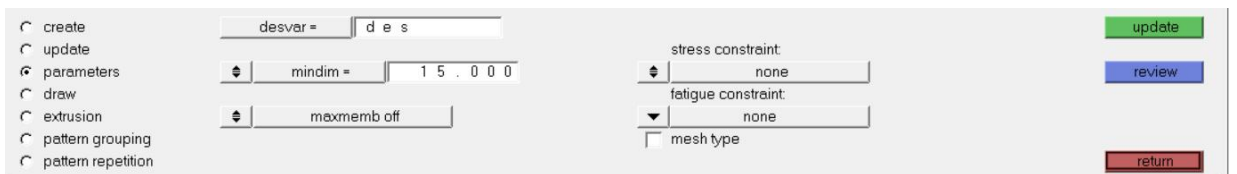


图 4-4 设计尺寸

接下来创建响应，目标是柔度和体积分数。响应创建完之后才能创建目标与约束。目标是柔度这一类响应，约束条件是体积分数，约束它的上限是 0.2，优化后的结果不会超过当前模型的百分之 20.如图 4-5。



图 4-5 约束条件

最后一步使用 Optistruct 软件进行拓扑优化，优化该模型，经过 51 步的迭代

后优化完成。最后优化结束并得到如图 4-6 优化结果。

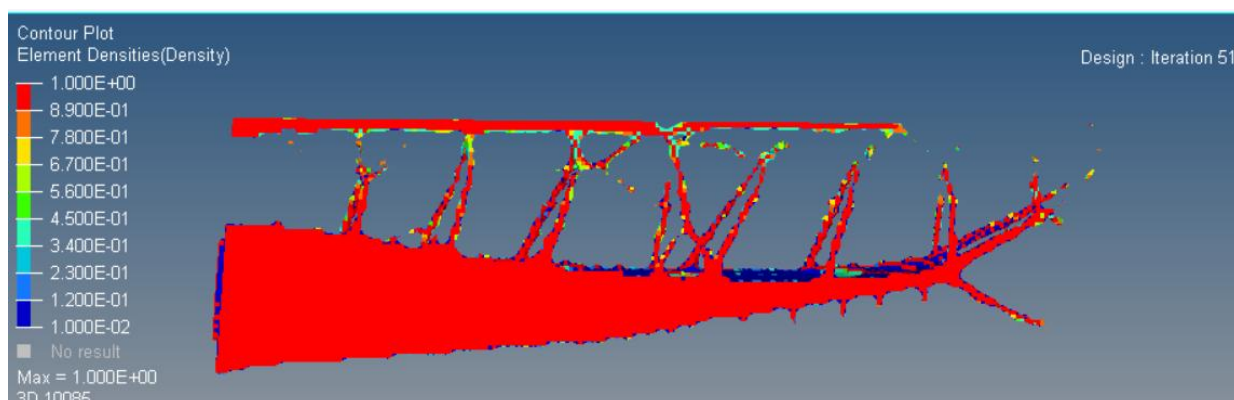


图 4-6 OptiStruct 优化结果

图中红色部分是优化后的结果，单元密度大于 0.505 的保留部分。

4.3 模型优化

结合拓扑优化结果对初始模型进行第二模型重构。将拓扑优化出来的模型进行分解，根据模型可以将模型分解为起支撑作用的板，翼肋，翼梁，并组成成为一个机翼。通过在 solidworks 软件对拓扑优化结果重新建模如图 4-7 所示。

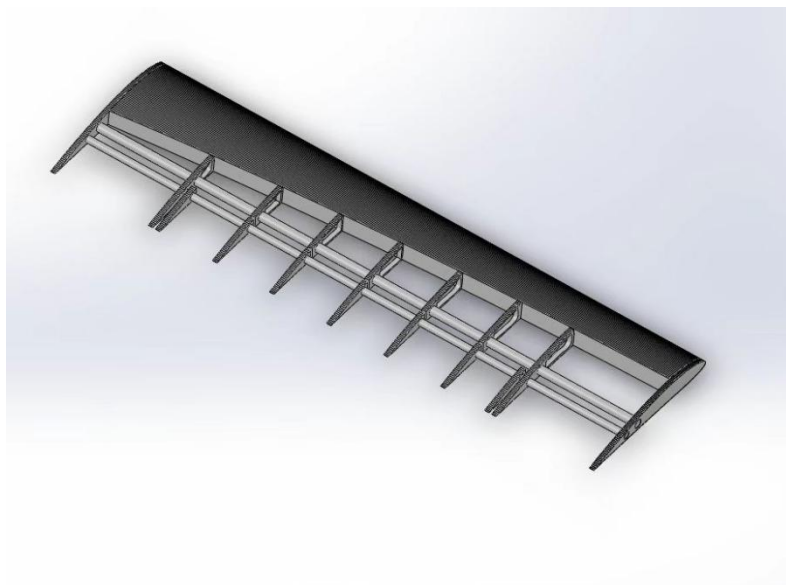


图 4-7 重构模型

经过拓扑优化结果之后重构模型，大部分主体结构采用轻木结构，翼梁采用 T300 碳纤维材料。赋予模型材料如图 4-8 所示。

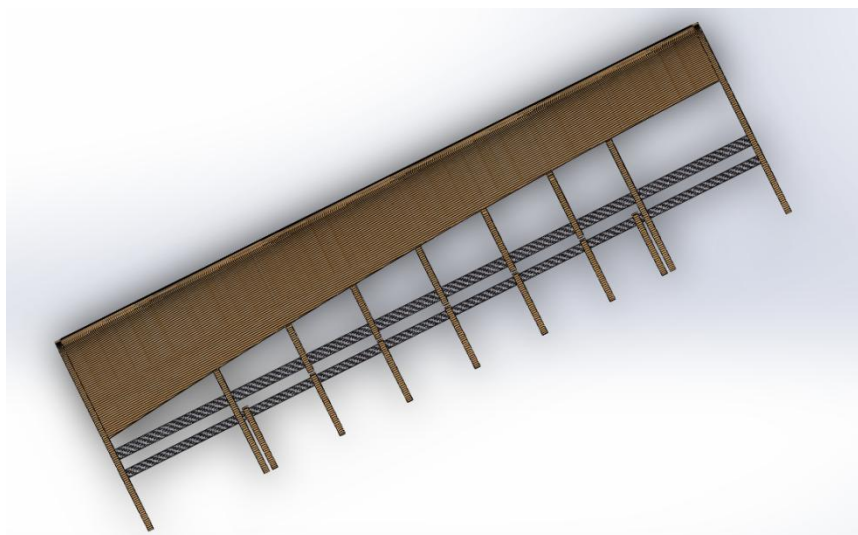


图 4-8 材料模型

4.4 本章小结

本章对初始模型导入到 hypermesh 中进行 Optistruct 拓扑优化，对优化结果在 solidworks 进行分解重构，得到拓扑优化后的模型。经过拓扑优化后对结果的重构达到了轻量化的目的，整体结构重量降低至 0.963kg，与初始模型相比减轻了 0.226kg 的重量，减重百分比达到 19%。

第五章 优化后模型结构分析

5.1 优化后静力载荷分析

在 solidworks 中对优化后的机翼模型进行静力学分析，得到的该机翼优化模型所受最大应力为 2.786Mpa，最大位移为 5.462mm，结果如图 5-1 和图 5-2。

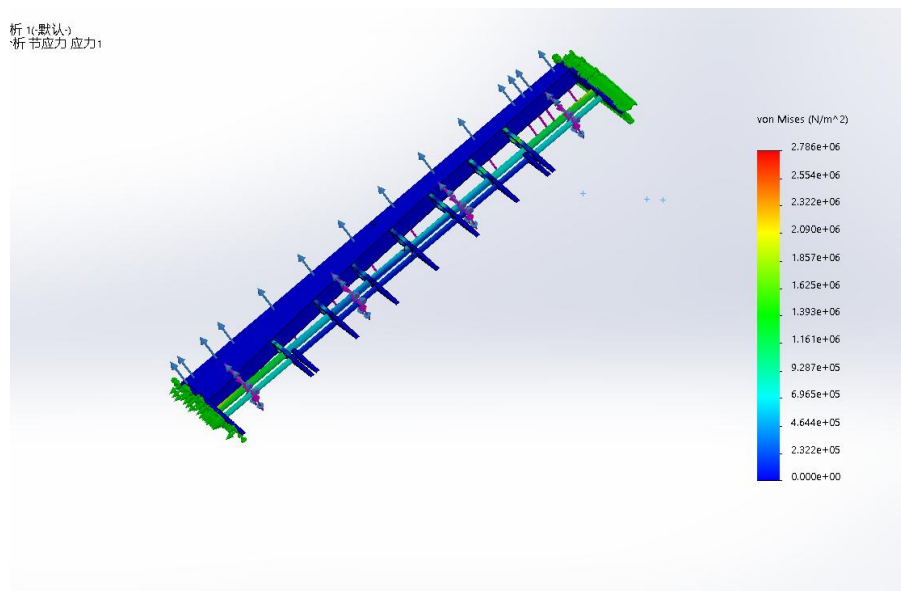


图 5-1 机翼建模模型应力云图

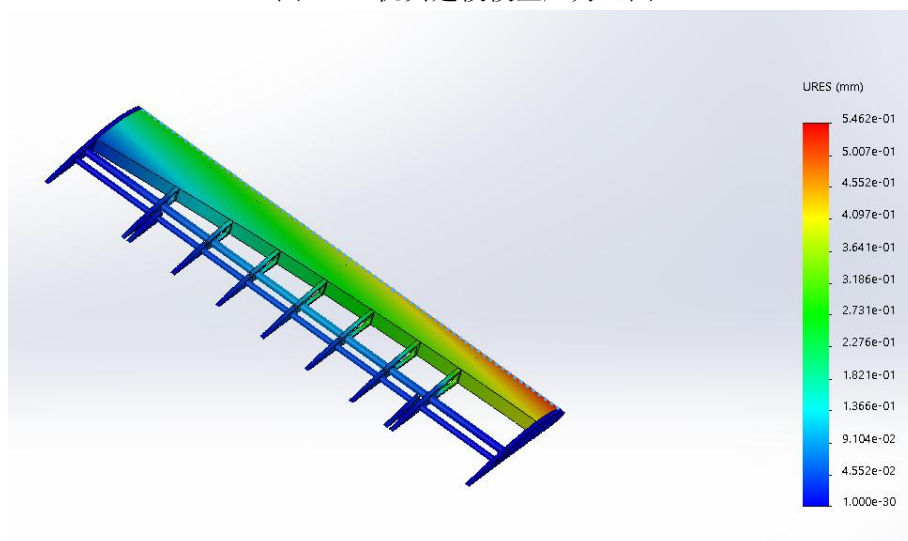


图 5-2 机翼建模模型位移云图

通过分析可知，该固定翼无人机的机翼的优化模型在起飞工况下的最大应力和最大位移均在材料的允许范围之内，即最大应力在 $2.786 \times 10^6 \text{ N/m}^2$ 范围之内，最大位移在 5.462 mm 到 1.00 mm 范围之间。所以该固定翼无人机的机翼的优化模型在起飞工况下仍满足设计要求。

5.2 优化后的结构强度总结

该固定翼无人机机翼优化后模型在静应力工况最大应力的数据，该固定翼无

人机的优化后模型各项数据均满足要求，结论如表 5-3。

表 5-3 优化后模型结构强度总结

序号	材料	最大应力（屈服应力 Pa）	实际应力（屈服应力 Pa）
1	轻木	19999972	5543577
2	碳纤维复合材料	75856752	607000000

5.3 机身与机翼连接处强度分析

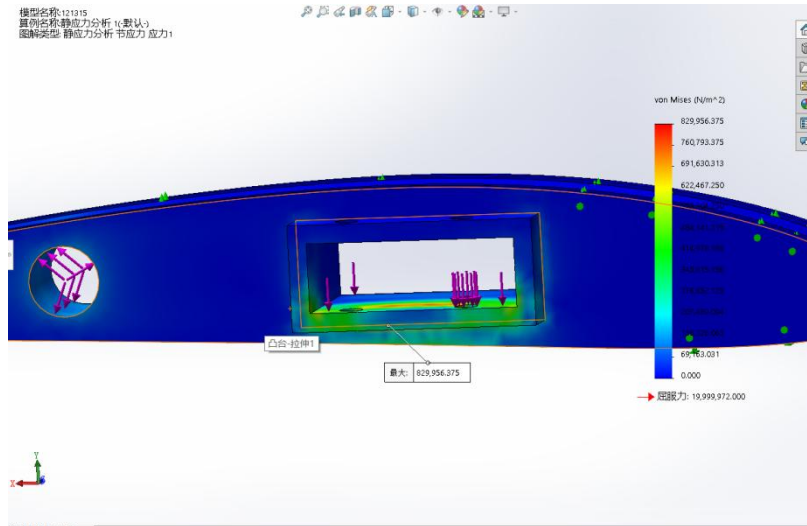


图 5-4 轻木连接处

利用 solidworks 软件对轻木材料下机翼与机身连接处的特殊结构进行静应力分析得到图 3-5 的结果，由图可以看出，材料所受的最大应力为 82956.375，而材料的最大屈服力为 19999972，材料所受的最大应力明显低于材料的最大应力。

5.4 尾翼静力载荷分析

在 solidworks 中对优化后的尾翼模型进行静力学分析，得到的该尾翼优化模型所受最大应力为 478.2Mpa，最大位移为 6.529mm，结果如图 5-5 和图 5-6。

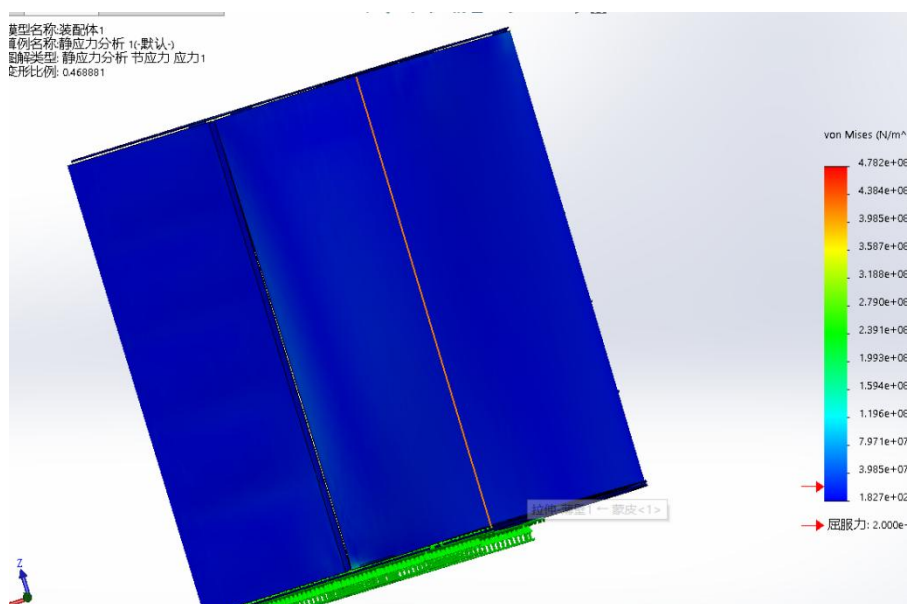


图 5-5 尾翼建模模型应力云图

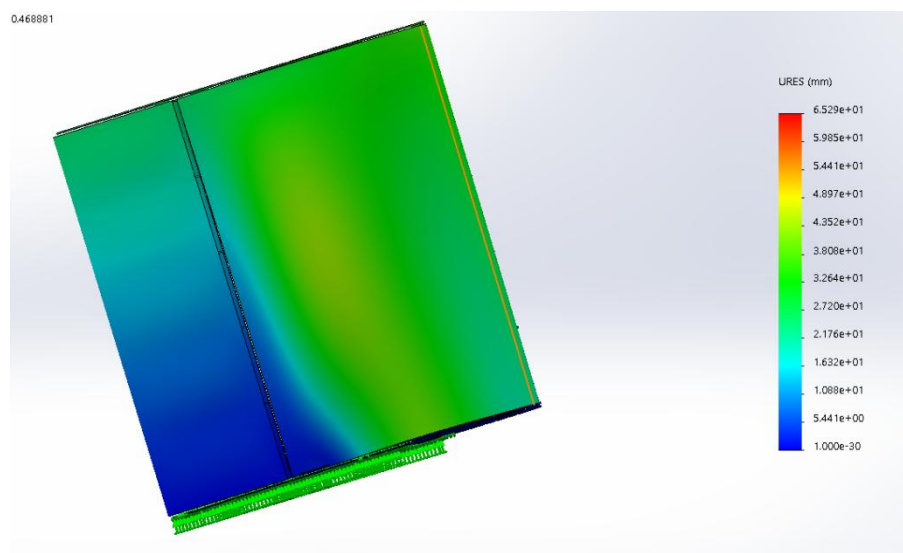


图 5-6 尾翼建模模型位移云图

通过分析可知，该固定翼无人机的尾翼的优化模型在起飞工况下的最大应力和最大位移均在材料的允许范围之内，即最大应力在 $4.782e+08 \text{ N/m}^2$ 范围之内，最大位移在 6.529 mm 到 1.00 mm 范围之间。所以该固定翼无人机的机翼的优化模型在起飞工况下仍满足设计要求。

结 论

本文采用拓扑优化的方法对固定翼无人机机翼进行轻量化设计。选取一种低速飞行的机翼翼型 NACA4412 翼型为基础，通过 OptiStruct 软件拓扑优化，完成了对固定翼无人机机翼的结构的概念设计并创建模型，同时对尾翼进行静力分析。轻木和碳纤维的结构减少机翼重量，降低材料成本和加工成本。

本文主要的工作如下：

- (1) 找到一个适合低速飞行的机翼翼型 NACA4412。
- (2) 用 Solidworks 软件对初始模型进行三维建模。
- (3) 对模型进行简化，计算单侧机翼升力，对机翼压力分析。
- (4) 初始模型导入到 Hypermesh 软件中，对模型进行优化前的准备：网格化，赋予模型材料和属性。施加约束和载荷。
- (5) 使用 OptiStruct 软件拓扑优化，经过 51 步迭代完成拓扑优化。整体机翼重量从初始的 1.189kg 下降至 0.963kg，减重 0.226kg，减重百分比被 19%。
- (6) 考虑到材料的强度和重量，为了达到轻量化的目的，选择轻木和碳纤维结构，强度高，重量轻的特点。轻木的支撑板和翼肋，碳纤维的翼梁机翼结。

由本文可以看出，Hypermesh 中的 OptiStruct 软件可以帮助设计模型并进行拓扑优化，减少整个设计实践，最大程度上的可以使模型轻量化达到减重的目的，减少设计过程中的材料损耗，有力地帮助机械行业在设计过程优化模型。

参考文献

- [1] 林美丹. 固定翼无人飞行器的机翼结构. 梧州晟裕科技有限公司, 2015-07-01.
- [2] 刘峰, 代海亮, 王坤, 高鸿渐. 十公斤级固定翼无人机全碳纤维机翼设计与应力分析. 中国民用航空飞行学院, 2019-08-15.
- [3] 张飞. 垂直起降固定翼无人机研究. 南昌航空大学, 2019-05-01.
- [4] 代海亮. 十公斤级民用复合材料固定翼无人机结构与强度设计. 中国民用航空飞行学院, 2019-04-02.
- [5] 刘媛媛. 垂直起降固定翼无人机设计、控制与实验. 南京航空航天大学, 2018-03-01.
- [6] 包荣剑. 林用小型垂直起降固定翼无人机的设计研究. 东北林业大学, 2019-04-01.
- [7] 魏江鹏. 小型多功能无人机设计优化与控制. 长安大学, 2017-05-23.
- [8] 赵长峰. 多旋翼无人机机架结构拓扑优化及极限工况校核. 吉林大学, 2020- 6-4.
- [9] 王科雷. 垂直起降固定翼无人机技术发展及趋势分析. 西北工业大学, 2021-11-17.
- [10] 吉亮, 丁文杰, 谷春璐, 李玉华, SAEED Nouman, 陈卓, 龙凯. 基于拓扑优化的四旋翼无人机结构设计[J]计算机辅助工程.2019, (9).

致 谢

星霜荏苒，居诸不息。写到这，我思绪万千，随着论文接近尾声，四年的大学生活也随之结束了。中德陪伴我四年，始于夏天，终于夏天。大学生活也许是人生中海晏河清，四海承平的四年，也是承上启下的四年，告别学生生活，步入社会。冥冥中的缘分，与中德相遇，感谢母校四年来的培养和关怀。那七字校训“崇实、求精、致良知”将会伴随我的一生，让我踵事增华，踔厉奋发。

这篇毕业论文是我在母校最后的见证，人生如戏，毕业论文只不过是这种循环演出即将告一段落时的谢幕词。在此，我要感谢一直以来，在我毕业设计过程中一直支持我最好的导师，即使导师每天忙到深夜，也会关注我的论文情况，在我迷茫的时候给我最有力的帮助。导师认真负责的工作态度，待人真诚的品质，使我终生难忘，是我终生学习的榜样。此外，老师也能及时的发现我自身面对问题时的缺点，让我更加奋楫笃行，臻于至善。导师在我毕设设计方面的领域有着十分渊博的专业知识，指导我在完成毕业设计时，用最优的方法去解决问题。在此，表达我对导师最崇高的敬意，希望我可以赓续绵延，赓续传承，不负导师的期望。

此外，感谢父母的多年以来的养育和教导，我们是踩在父母肩膀上享受世界，享受繁华的一代，唯有他们的默默付出，才能完成大学学业。哪有岁月静好，只不过是父母在负重前行。父母永远是我坚实的后盾，以后的路我来走，希望时光可以慢一点，在父母年轻的时候，可以带他们享受世间的所有繁华。

同时还有感谢四年一个屋子里的好友们还有隔壁屋子的好友们，感谢他们陪伴我大学四年最快乐的时光，也帮助我发现缺点，改正缺点。最美好的年纪遇到最好的你们。告别大学时代，我们依旧如初。

在大学的时光里，不仅是学业上的提升还有人生阅历的提升，待人接物的方式方法，人与人的接触，都是我以后步入社会宝贵的经验。感谢一直以来陪伴我的老师，同学，朋友，父母以及一直以来帮助我的人。

由于我的学术水平有限，所写论文难免有不足之处，恳请各位教师和同学批评指正。