



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

本科生毕业设计

多腹板式机翼结构设计与分析
Design and Analysis of Multi-web Wing Structure

姓 名 _____ 郭赛赛 _____

学 院 _____ 航空航天学院 _____

专 业 _____ 飞行器制造工程（专升本） _____

指导教师 _____ 孙晓辉/岳峰 _____

职 称 _____ 讲 师 _____

完成时间 _____ 2022年06月03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

多腹板式机翼结构设计与分析
Design and Analysis of Multi-web Wing Structure

姓 名 _____ 郭赛赛 _____

学 院 _____ 航空航天学院 _____

专 业 _____ 飞行器制造工程（专升本） _____

指导教师 _____ 孙晓辉/岳峰 _____

职 称 _____ 讲 师 _____

完成时间 _____ 2022年06月03日 _____

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	孙晓辉		
专 业	飞行器制造工程		技术职务	正高	副高	中级 √
题目名称	多腹板式机翼结构设计与分析					
题目类型	自拟	题目来源	其他项目			
课题来源、背景及意义	<p>机翼结构设计是飞机产生升力的关键。多腹板式机翼也是目前大中型客机和军机的最常见的机翼结构。机翼结构性能对飞机整体性能影响很大，以此为题也更具现实意义。该题目对于强化学生在飞机结构及力学类课程的所学内容的实际应用设计能力非常重要，包括设计类软件的使用和模拟。学生也需要结合航空工业的特点，以及飞机飞行环境的一些特殊因素，对学生能力是全面的锻炼。</p>					
任务及要求	<p>学生需要了解不同类型飞机对于飞机机翼结构的不同要求，以及常见机翼结构的分类和组成。明确所设计的机翼结构的设计要求和使用条件，结合飞机功能和飞行要求等确定载荷，设计出多腹板式机翼的结构组成和各部分尺寸，及尽可能完整的机翼结构。之后运用软件绘制机翼装配体的三维模型并进行校核计算和载荷模拟。在模拟计算结果的帮助下，对设计进行进一步改善和优化，最终确定设计方案，并完成论文的撰写。</p>					
工作条件	<p>飞机设计手册、SolidWorks 等三维设计软件、其他参考书籍、教材和文献。</p>					
知识与能力要求	<p>学生应具有：查阅资料和文献的能力，学生需要具备计算和查阅手册进行设计的能力，运用软件绘制机翼装配体的三维模型并进行校核计算和模拟的能力。对结果进行分析判断，做出改善和优化，解决问题的能力。论文的组织 and 撰写能力。</p>					
系（教研室）审查意见：						
同 意						
负责人(签名)：张健 2021 年 12 月 02 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：多腹板式机翼结构设计与分析

学 院：航空航天大学

专 业：飞行器制造工程

学生姓名：郭赛赛

学 号：20414040227

起止日期：2021年12月03日~2022年06月03日

指导教师：孙晓辉 / 岳峰

任务书下达日期：2021年12月03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

（1）航空产业是国家战略性产业，而飞机机翼设计又是飞机结构设计的核心。

（2）飞机的机翼在飞机结构中，是直接产生升力托起飞机的构件，而多腹板式机翼也是目前大中型客机和军机的最常见的机翼结构。

（3）相关的公开的论文经查不是很多，一定程度上填补空白。

（4）飞机机翼的结构和强度对飞机整体性能影响很大，包括受力、传力、布置、结构强度、材料等情况，都直接影响到飞机的性能、载重和用途功能。

（5）参照国内外优秀的机翼结构设计，在此基础上进行设计、优化和改进，对于航空技术的发展非常关键。

（6）机翼结构设计的核心是工程力学原理，该题目对于强化学生在飞机结构及力学类课程的所学内容的实际应用设计能力非常重要，包括设计类软件的使用和模拟。

（7）学生也需要考虑航空工业的特点，以及飞机设计的一些特殊因素，比如材料、重量、空间、温度等环境特点，进行设计，对学生能力是全面的锻炼。

2. 毕业设计（论文）课题任务的内容和要求

（1）锻炼学生的查阅资料的能力，学生需要了解不同类型飞机对于飞机机翼结构的不同要求，以及常见机翼结构的分类和组成，特别是多腹板式机翼的特点。

（2）学生需要明确所设计的多腹板式机翼的机翼结构的设计要求和使用条件。

（3）进而结合飞机功能等确定机翼载荷（机翼吊点或挂点，以及气动压力和自重）和飞行过载要求等，设计出多腹板式机翼的结构组成和各部分尺寸。

（4）学生需具备计算和查阅手册进行设计的能力，进而可以设计出尽可能完整的机翼结构（包括翼梁、桁条、翼肋、加强肋、蒙皮等的尺寸、结构、类型和材料等）。

（5）运用软件绘制机翼装配体（包括翼梁、桁条、翼肋、加强肋、蒙皮等的装配体）的三维模型并进行校核计算，通过软件模拟施加载荷，并判断分析结果。

（6）在模拟计算结果帮助下，对设计进行进一步改善和优化，最终确定设计方案。

（7）完成论文的撰写。

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）一套；
- (2) 机翼结构三维模型一套；
- (3) 电子版装配图纸一套。

4. 推荐参考资料：

- (1) 飞机结构或机翼结构类教材；
- (2) 飞机结构设计手册；
- (3) 相关论文及资料等。

所在专业审查意见：

同意

负责人： 张健

2021年12月06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： 多腹板式机翼结构设计与分析

学 院： 航空航天学院

专 业： 飞行器制造工程（专升本）

学生姓名： 郭赛赛

学 号： 20414040227

起止日期： 2021年12月03日~2022年06月03日

指导教师： 孙晓辉 / 岳峰

开题日期： 2022年03月05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

机翼是飞机中一个重要部件，其主要功用是产生升力，使飞机保持飞行状态。根据飞机分类及用途的不同，机翼的结构型式分类及特点也各不相同。多腹板式机翼多用于高速飞机的小展弦比薄机翼上，在超音速飞机后掠翼及三角翼上经常用到。多腹板式机翼是目前大中型客机和军机的最常见的机翼结构。

前苏联米格系列，米格-21 是使用平面形状为三角翼的多腹板式结构的战斗机，米格-25 是使用平面形状为后掠翼的多腹板式结构的侦察机，由此可见多腹板式机翼结构在苏联战斗机中使用频繁。1968 年，在时任美国国防部研究工程局总监的约翰·佛斯特博士的促使下，正式要求 NASA 参与 F-X 发展计划，F-15、F-16、F-22 均是使用平面形状为三角翼的多腹板式结构的战斗机。在目前对机翼的研究中，麻省理工学院和美国宇航局的工程师制造并测试出一种全新的机翼，这种新型机翼构造系统不需要像副翼那样单独的活动表面来控制飞机的偏航和俯仰，而是通过在结构中加入刚性和柔性部件，可以使整个机翼或部分机翼变形。该机翼由数百个微小的相同部件组装而成，可以改变形状来控制飞机的飞行，显著提高飞机生产、飞行和维护效率。

我国第一架飞机于 1909 年首次试飞成功，通过学习与创新，我国飞行器性能与水平蒸蒸日上，开展了一些与飞机机翼密切相关的专题研究，并取得了研究成果。2007 年，王伟和常楠在邓扬晨研究多级优化的基础上，提出了一种可用于机翼机构布局问题两级三层的拓扑、形状与尺寸优化方法。第一级为拓扑层优化，采用拓扑优化手段得到机翼的最佳翼梁数目与大概位置，第二级为形状与尺寸综合优化，使用形状优化手段在一定范围内调整修正翼梁位置，同时进行尺寸优化。2015 年，刘磊和王宇针对空天飞机带边角三角翼，设计了参数化的等百分比布置的多腹板结构和平行布置的多腹板结构两种方案，得到了平行布置的多腹板结构在受力特性与重量方面优于等百分比布置的多腹板结构的结论。目前，我国与其他科技先进的国家在飞机制造业中大约 30 年的差距是清晰可见的，在飞机结构设计方面应该更加完善。本课题基于以上问题的研究，通过对多腹板式机翼的设计及分析，取长补短，优化结构，提升机翼刚度等，以保证飞行器性能。

（二）课题的目的和意义

飞机机翼是一个重要部件，用它来产生升力以保证飞机在战术技术要求和使用技术要求所规定的各种飞行状态下的飞机机动性能，机翼结构设计必须考虑受力系统布置和构件的强度和刚度。多腹板式机翼由上、下蒙皮承受弯矩，其蒙皮很厚，翼肋很少，无长桁且有较多腹板，通过腹板的弱纵向缘条直接连接在厚蒙皮上，或直接连接在整体壁板的立筋上，气动载荷直接由蒙皮传给腹板。一般来说，该式机翼的刚度大，材料的利用率也更好

些，多用于战斗机，充分利用其结构的优势，使战斗机飞行变得更加可靠。在前苏联战斗机中使用显著，使其空军水平红极一时，美国主力重型战斗机 F-22 也是使用多腹板式机翼。

现如今，我国战斗机水平日益增长，且是可以完善的更加成熟，所以有必要取长补短，深入研究多腹板式机翼结构，运用到我国战斗机上。为后期继续提升我国战斗机水平打好基础。本课题利用现有战斗机多腹板式机翼的结构设计，通过 SOLIDWORKS 软件进行设计及加载分析，并根据分析结果进一步优化，得出结论完成此项研究。

（三）主要内容

1. 理解课题，制定设计方案。
2. 查阅资料，了解飞机机翼结构的分类、多腹板式机翼的应用现状、发展趋势等。
3. 确定多腹板机翼的结构布局与具体尺寸。
4. SOLIDWORKS 软件进行多腹板式机翼 3D 图的绘制及加载分析，得出结论。
5. 通过与现有多腹板式机翼应用机型的对比，进行结构优化。
6. 撰写论文、查重及完成答辩。

（四）参考文献


- [1] 宋笔锋, 裴扬, 钟小平等译. 飞机: 技术发展历程[M]. 北京: 航空工业出版社, 2012.
- [2] 张云阁. 世界飞机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [3] Robert M. Rivello. Theory and Analysis of Flight Structures, McGraw-Hill Book Company, 1969.
- [4] 王伟, 赵美英, 常楠. 某种机翼内翼机构几何优化设计[J]. 强度与环境, 2006, 33(3): 56~59
- [5] 王伟, 常楠. 飞机翼面结构多级布局优化设计思想及需要解决的问题[J]. 飞机设计, 2007, 27(5): 1~6
- [6] 飞机设计手册编辑委员会编. 飞机设计手册(第四册). 北京: 国防工业出版社, 1979.
- [7] 冯元生著. 飞机结构的分析与先进设计原理. 西安: 西北工业大学出版社, 1991.
- [8] David J, Peery J J Azar. AIRCRAFT STRUCTURES, McGraw-Hill Book Company, 1982.
- [9] 飞机设计手册编辑委员会编. 飞机设计手册(第五册). 北京: 国防工业出版社, 1980.
- [10] FAA-H-8083-4, Helicopter Instructor's Handbook[S], U. S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Flight Standards Service, 2012.
- [11] 国际航空杂志社编. 国外飞行手册. 北京: 知识出版社, 1982.

二、进度及预期结果

起止日期	主要内容	预期结果
2022.03.04- 2022.03.08	制订设计方案	方案科学、合理、完整、充分、实事求是
2022.03.09- 2022.03.14	掌握多腹板机翼在航空器中的应用	掌握多腹板式机翼的应用范围
2022.03.15- 2022.04.01	确定结构尺寸，掌握 SOLIDWORKS 软件并绘制多腹板式机翼 3D 图	完成多腹板式机翼 3D 图
2022.04.15- 2022.04.20	使用 SOLIDWORKS 软件分析加载数据，得出结论	完成分析研究工作
2022.04.21- 2022.04.30	撰写论文	完成论文
2022.05.01	论文送审	完成查重
2022.06.03	论文答辩	完成答辩
完成课题的 现有条件	1、关于多腹板式机翼在航空器中应用的大量技术资料 and 文献资源。 2、SOLIDWORKS 软件绘制图纸并加载分析。	
指导教师 意见	同意 指导教师： <u>孙晓辉/岳峰</u> <u>2022</u> 年 <u>3</u> 月 <u>21</u> 日	
开题答辩 小组意见	同意 组 长： <u>王军</u> <u>2022</u> 年 <u>3</u> 月 <u>5</u> 日	

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：所提交的学位论文，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：
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

机翼是飞机的一个重要部分，它是飞机的主要升力面，用于产生升力并为飞机提供稳定性。因此在飞机结构中“飞行翅膀”是需要解决的一大难题，机翼的结构性能对飞机整体性能影响很大，以此为题本文更具现实意义。

多腹板式机翼是飞机机翼结构类型之一，多用于高速飞机的小展弦比薄机翼上，是大中型客机和军机中最常见的机翼结构。但目前可查的资料并不多，为了丰富机翼结构方面的研究资料和经验，对此结构进行深入研究是可取的。

在明确所设计的多腹板式机翼结构的设计要求和使用条件之后，结合飞机功能等确定机翼载荷和飞行过载要求，本文主要以参考“F-22 猛禽”战斗机的性能特点等进行设计，它是世界上第一种单座双引擎第五代隐形战斗机之一，各方面性能参数等非常有参考价值。通过计算和查阅手册进行设计，进而可以设计出较为完整的机翼结构，本设计主要包括翼型参数选用；升力大小的计算；平面形状参数设计；蒙皮厚度设计；腹板长、高、厚度的设计；缘条尺寸的设计；多腹板式机翼载荷的计算。通过以上各方面的设计，设计出较为完整的机翼结构，运用软件绘制机翼装配体的三维模型并进行校核计算，通过软件模拟施加载荷，并判断分析结果。

本文结尾在模拟计算结果帮助下，对设计进行改善和优化，使最终设计符合要求。

关键词：多腹板式机翼；Solid Works；设计；三维模型；加载分析。

ABSTRACT

The wing is an important part of the aircraft, it is the main lifting surface of the aircraft and is used to generate lift and provide stability to the aircraft. Therefore, in the aircraft structure "flying wings" is a major problem to be solved, the structural performance of the wing has a great impact on the overall performance of the aircraft, so this paper is more relevant to the topic.

Multi-web wing is one of the types of aircraft wing structures, mostly used on thin wings with small span ratios of high-speed aircraft, and is the most common wing structure in large and medium-sized passenger and military aircraft. However, there is not much information available, and it is desirable to study this structure in depth in order to enrich the research information and experience on wing structure.

After clarifying the design requirements and usage conditions of the designed multi-wing structure, the wing load and flight overload requirements are determined by combining with the aircraft functions, etc. This paper mainly refers to the performance characteristics of the F-22 Raptor fighter jet, which is one of the world's first single-seat, twin-engine fifth-generation stealth fighters. It is one of the world's first single-seat, twin-engine, fifth-generation stealth fighter, and its performance parameters are very valuable. The design includes the selection of wing parameters, the calculation of lift force, the design of plane shape parameters, the design of skin thickness, the design of web length, height and thickness, the design of edge strip size, and the calculation of multi-web wing load. Through the design of the above aspects, a more complete wing structure is designed, and the 3D model of the wing assembly is drawn and calibrated by using the software, and the load is applied by software simulation and the analysis results are judged.

This paper concludes by improving and optimizing the design with the help of simulation calculation results so that the final design meets the requirements.

Key words: Multi-web wing; Solid Works; Design; 3D model; Load and analysis.

目 录

第一章 绪论.....	1
1.1 选题背景及意义.....	1
1.2 国外研究现状.....	1
1.3 国内研究现状.....	2
1.4 设计主要内容.....	2
第二章 飞机机翼结构设计.....	3
2.1 机翼结构设计要求及主要依据.....	3
2.2 翼型几何参数.....	3
2.3 平面形状参数.....	5
2.4 多腹板式机翼结构组成及用途.....	7
2.5 多腹板式机翼结构形式及受力特点.....	7
第三章 多腹板式机翼的设计.....	8
3.1 气动布局参数选用与设计.....	8
3.1.1 翼型参数的确定.....	9
3.1.2 平面形状参数的确定.....	9
3.1.3 升力的计算.....	10
3.2 多腹板式机翼结构布局的确定.....	11
3.3 蒙皮参数的确定.....	11
3.4 腹板尺寸的设计.....	12
3.5 缘条尺寸的设计.....	13
第四章 多腹板式机翼三维图绘制及载荷计算.....	15
4.1 多腹板式机翼各组成部分三维图绘制.....	15
4.1.1 蒙皮的绘制.....	15
4.1.2 腹板的绘制.....	15
4.1.3 缘条的绘制.....	16
4.2 多腹板式机翼三维装配图.....	17
4.3 载荷计算.....	17

第五章 加载分析及结构优化

5.1 蒙皮加载分析.....	20
5.2 腹板加载分析.....	20
5.3 结构优化.....	21
结论与展望.....	22
参考文献.....	23
致谢.....	24

第一章 绪论

1.1 选题背景及意义

飞机机翼是一个重要部件,主要用来产生升力以保证飞机在战术技术要求和使用技术要求所规定的各种飞行状态下的飞机机动性能。为减小超音速阻力,飞机机翼多采用相对厚度较小的薄翼结构,如采用常规的结构型式来解决薄翼结构的刚度和强度问题,必定会增加飞机的结构重量,于是,多腹板结构型式克服了这个难题。世界各国多种战斗机广泛使用这种结构型式,以此达到良好的减重效果。

多腹板式机翼由上、下蒙皮承受弯矩,其蒙皮很厚,翼肋少,无长桁且有较多腹板,通过腹板的弱纵向缘条直接连接在厚蒙皮上,气动载荷直接由蒙皮传给腹板。一般来说,该式机翼的刚度大,材料的利用率也更好些,在超音速飞机后掠翼及三角翼上经常用到。充分利用其结构的优势,使飞行飞行变得更加可靠。在前苏联战斗机中使用显著(如米格 25 战斗机),使其空军水平红极一时,美国主力重型战斗机 F-22 也是使用多腹板式机翼。

现如今,我国战斗机水平日益增长,且是可以完善的更加成熟,所以有必要取长补短,深入研究多腹板式机翼结构,运用到我国战斗机上。为后期继续提升我国战斗机水平打好基础。本课题通过参考现有多腹板式机翼结构参数,设计出较为合理的结构尺寸,运用 Solid Works 软件进行模拟及加载分析,并分析结果进一步优化,得出结论完成此项研究。

1.2 国外研究现状

前苏联米格系列,米格-21 是使用平面形状为三角翼的多腹板式结构的战斗机,米格-25 是使用平面形状为后掠翼的多腹板式结构的侦察机,多腹板式机翼结构在苏联战斗机中使用频繁。1968 年,在时任美国国防部研究工程局总监的约翰·佛斯特博士的促使下,正式要求 NASA 参与 F-X 发展计划,F-15、F-16、F-22 均是使用平面形状为三角翼的多腹板式结构的战斗机。F-22 战斗机采用双发,双垂尾,翼身融合的总体布局,翼面采用多腹板结构或混合结构,很好地兼顾了飞机隐身性能和机动性能。

1967 年,由惠特克姆博士(Richard T. Whitcomb)研究出超临界翼型,这种机翼的出现和使用,消减了对飞机产生的阻力,从而减少飞机飞行时的阻力。超临界翼型在新一代民机及军用运输机上得到了广泛的应用。2017 年拉克什马纳(T. Lakshmana Kishore)教授针对减少机翼结构中的重量比可以提高飞机机翼的效率和性能进行了研究,得出了机翼材料使用铝加碳化硅,可以为机翼结构提供更多的强度的结论。2019 年埃兰戈万博士研究得出翼肋实际上是根据材料强度的方法设计的,它被设计成最小的重量。有限元分析方法被用来分析所选结构的应力、应变和变形因素。进行比较分析,以选择显示最大强度参数的更好的材料。2019 年纽约大学的数学家雷夫·里斯特罗夫用 3D 打印机打印出大量翼形,

随后在实验室中对比它们的性能，将数据输入专门用来模拟和演绎的算法中，推演出效率更高的机翼。最他们发现无论在扑翼飞行还是水中模拟时，泪滴形的机翼都赋予飞行器最快的速度。

1.3 国内研究现状

我国第一架飞机于 1909 年首次试飞成功，通过学习与创新，我国飞行器性能与水平蒸蒸日上，开展了一些与飞机机翼密切相关的专题研究，并取得了研究成果。

2007 年，王伟和常楠在邓扬晨研究多级优化的基础上，提出了一种可用于机翼机构布局问题两级三层的拓扑、形状与尺寸优化方法。第一级为拓扑层优化，采用拓扑优化手段得到机翼的最佳翼梁数目与大概位置，第二级为形状与尺寸综合优化，使用形状优化手段在一定范围内调整修正翼梁位置，同时进行尺寸优化。2015 年，刘磊和王宇针对空天飞机带边角三角翼，设计了参数化的等百分比布置的多腹板结构和平行布置的多腹板结构两种方案，得到了平行布置的多腹板结构在受力特性与重量方面优于等百分比布置的多腹板结构的结论。崔德刚等基于复合材料多腹板结构载荷支撑的基本力学，建立了承载能力计算模型，推导出了计算复合材料多腹板结构屈曲后承载能力的通用公式，编写了一套复合材料腹板结构屈曲后承载能力的分析软件。

目前，我国与其他科技先进的国家在飞机制造业中大约 30 年的差距是清晰可见的，在飞机结构设计方面应该更加完善。本课题基于以上问题的研究，通过对多腹板式机翼的设计及分析，取长补短，优化结构，提升机翼刚度等，以保证飞行器性能。

1.4 设计主要内容

本文研究的多腹板式机翼，将通过计算设计出合理的多腹板式机翼各部件的尺寸，并通过三维建模软件施加载荷，得出结论，进一步优化尺寸。具体过程如下：

1. 结合飞机功能等确定机翼载荷，通过查阅手册及应力计算进行设计，确定多腹板机翼的结构布局与具体尺寸。
2. 通过 Solid Works 软件进行多腹板式机翼三维图的绘制及加载分析，并判断分析结果，得出结论。
3. 在模拟计算结果帮助下，通过与现有多腹板式机翼应用机型的对比，对设计进行进一步改善和优化，最终达到设计要求。

第二章 飞机机翼结构的设计

2.1 机翼结构设计要求及主要依据

(1) 结构设计要求

机翼结构设计要求有空气动力外形要求；结构重量要求；受力系统布置和构件的强度和刚度要求；工艺性要求。机翼设计包括外形设计和结构设计。

外形设计是根据飞机的战术、技术要求或使用要求、性能指标等，设计机翼的外形，确定机翼的主要几何参数。结构设计分为打样设计和详细设计。打样设计包括对机翼进行受力系统布局，结构形式选择，主要装载布置，对主要结构位置和几何尺寸进行确定，分离面的选择，交点位置的确定以及设计计算等，最后绘出打样图。然后通过详细设计完成机翼结构的全部生产图设计，绘出全部生产样图。

(2) 设计的主要依据

机翼设计的主要依据有飞机气动力布局、总体布局、战术技术和使用要求。

气动力布局外形参数主要有机翼面积 S_w ，机翼展长 L ，展弦比 λ ，相对厚度 \bar{c} ，机翼翼型弯度和扭转分布等。

总体布局参数需考虑机翼与机身相对位置及传力系统布局；发动机安装位置；机翼内部是否收藏起落架；机翼内是否安置燃油箱；翼内装置系统的安装及设置要求等。

强度刚度规范及设计参数包括由总体设计给出的全机主要参数，飞机的重量；按飞行重量的限制，安全系数规定，战斗任务面及使用计划强度、刚度及疲劳强度设计规范及检修间隔等要求。

2.2 翼型几何参数

1. 翼型结构参数

翼型是由中弧线和基本厚度翼型叠加而成的，主要参数有弦长、弯度、厚度、前缘半径，如图 2-1 所示：

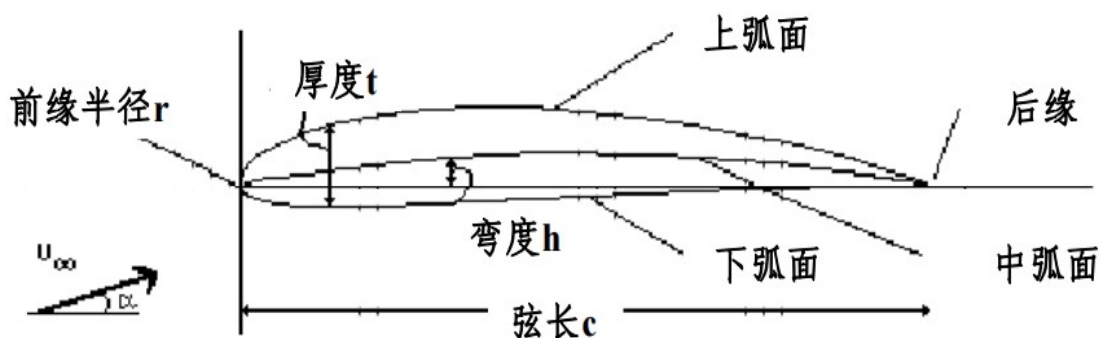


图 2-1 翼型的构成

(1) 弦长

弦线被前、后缘所截长度称为弦长，用 C 表示。

(2) 弯度

最大弯度 中弧线坐标 γ 的最大值 γ_{\max} 称为最大弯度，简称弯度，以 f 表示。相对弯度定义为弯度 f 与弦长 c 之比，并以 \bar{f} 表示，即 $\bar{f}=f/c$ 。

(3) 厚度

最大厚度 翼型的基本厚度坐标 γ 的最大值的 2 倍称为最大厚度，以 t 表示，简称厚度。厚度与弦长之比称为相对厚度，以 \bar{t} 表示，即 $\bar{t}=t/c$ 。

(4) 前缘半径

翼前缘曲率圆的半径称为前缘半径，以 r_1 表示。前缘半径与弦长之比成为相对前缘半径，以 \bar{r}_1 表示，即 $\bar{r}_1=r_1/c$ 。

2. 翼型分类

按使用的速度范围，可分为低速、亚声速、跨声速及超声速翼型。

按气动特征可分为：层流、尖峰、超临界、超声速及 NACA 翼型。

如图 2-2 所示一些典型翼型的图形。在飞机设计中，应用最广泛的是 NACA 系列翼型。

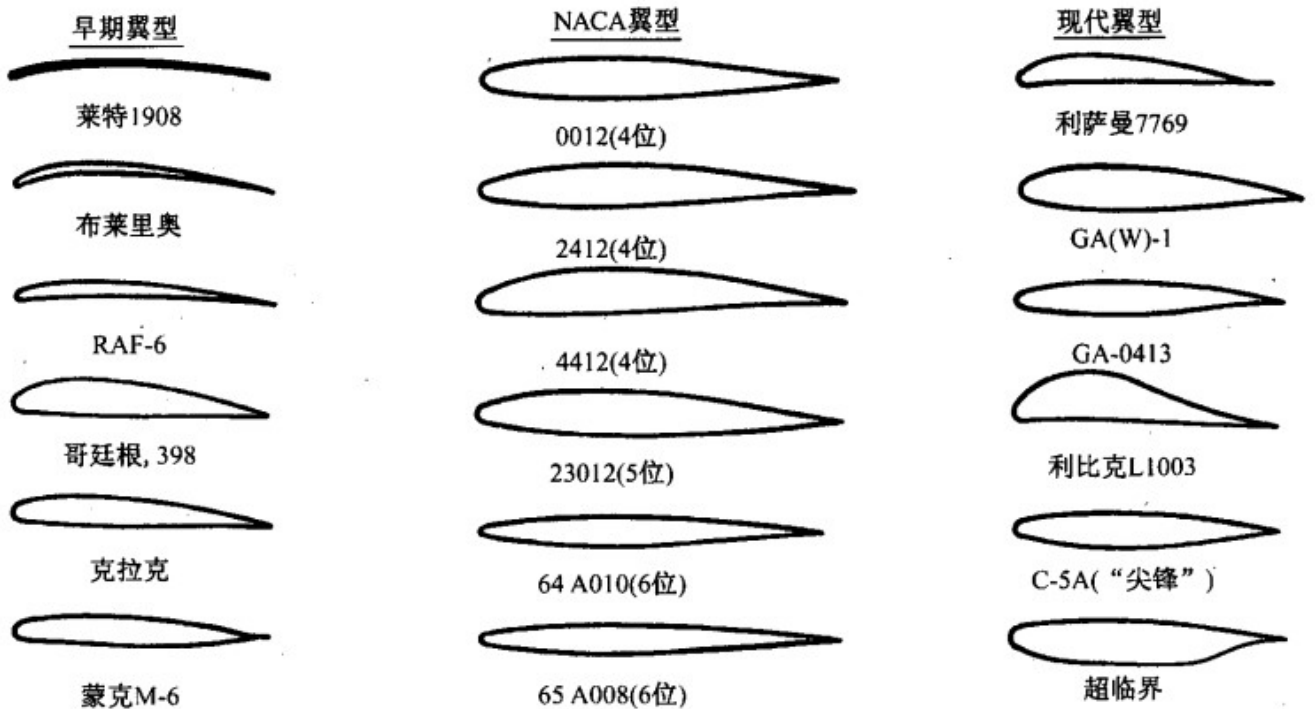


图 2-2 典型翼型

NACA 系列翼型按中弧线和基本厚度翼型划分为翼型族。每族翼型都有一定分布规律的一组中弧线和一定的基本厚度翼型组。按这种基本厚度翼型组和这种中弧线组所组成的翼型成为标准翼型。

2.3 平面形状参数

1. 平面形状参数

平面形状参数主要有机翼面积、展弦比、梢根比、前缘后掠角，如图 2-3 所示：

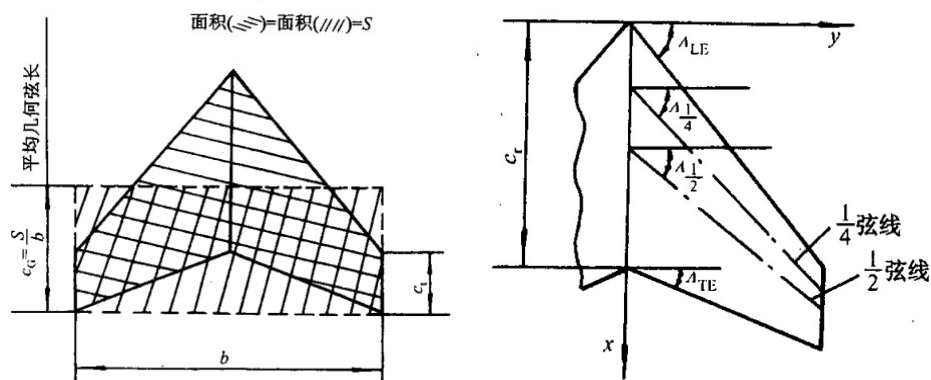


图 2-3 机翼平面参数的定义

- a. 机翼面积 S ：将机翼前、后缘延伸到飞机对称面所围成的面积。
- b. 展弦比 (A)：机翼展长和平均几何弦长之比。常用以下公式表示

$$A = \frac{b}{c_g} = \frac{b^2}{S}$$

式中： b —机翼展长

S —机翼面积

c_g —平均几何弦长， $c_g = s/b$ 。

- c. 梢根比 (λ)：机翼翼梢弦长与翼根弦长之比。

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r}$$

式中： c_t —翼梢弦长

c_r —翼根弦长

2. 几种常见机翼的平面形状

(1) 矩形翼

矩形翼是沿展向弦长不变的直机翼，如图 2-4 (a) 所示。其外形简单，制造容易，在飞机发展初期常采用它。现在一些轻型飞机，包括农业、邮政、体育等方面使用的飞机常有矩形翼。

(2) 梯形翼

梯形翼是平面形状为梯形的机翼，如图 2-4 (b) 所示。梯形翼的诱导阻力更低一些，但当梢根比小于 0.3 以后，翼梢的有效迎角比翼根的大，当迎角增大时，翼梢容易首先发生分离，这对横向稳定性和操纵性是不利的。

(3) 后掠翼

后掠翼能提高机翼的临界马赫数，降低翼面上局部超声速值，从而降低激波强度，提高阻力发散马赫数，随后掠角增大，后掠翼也可减少超声速阻力。不足是它的升力线斜率比直翼小，一般最大升力系数也较小。如图 2-4 (c) 所示。

(4) 三角翼

平面形状为三角形的机翼称三角翼，如图 2-4 (d) 所示。三角翼结构刚度好，重量轻，而且在相同的翼型相对厚度下，由于根弦长，故其绝对厚度大，使其抗弯能力强。气动中心随马赫数变化小，所以大后掠小展弦比的三角翼具、有良好的超声速气动特性。

由于三角翼刚度较好，所以大速压下副翼效率较后掠翼为好，更容易避免因气动弹性引起的副翼反效问题。小展弦比三角翼的跨声速气动力变化柔和，不会出现突起的峰点且峰值小。三角翼由于展弦比小，其升力线斜率一般较小，因此失速迎角大，最大升力系数小。

(5) 变后掠翼

后掠角在飞行中可以改变的机翼称变后掠翼，如图 2-4 (e) 所示。从气动力上考虑就是如何选择转轴位置把内外翼连接起来。变后掠翼是较理想的一种气动布局。其最大缺点是机翼的结构复杂，重量大。

(6) S 形前缘翼

机翼前缘呈 S 形的细长翼称 S 形前缘翼，如图 2-4 (f) 所示。S 形前缘机翼的设计原理基本上与双三角翼相同，但将内翼和外翼用曲线连接起来。同时为了提高亚声速飞行时的升阻比，将翼梢区的后掠角减小，翼尖修圆。S 形的前缘涡对外翼的影响范围大，增升作用强。

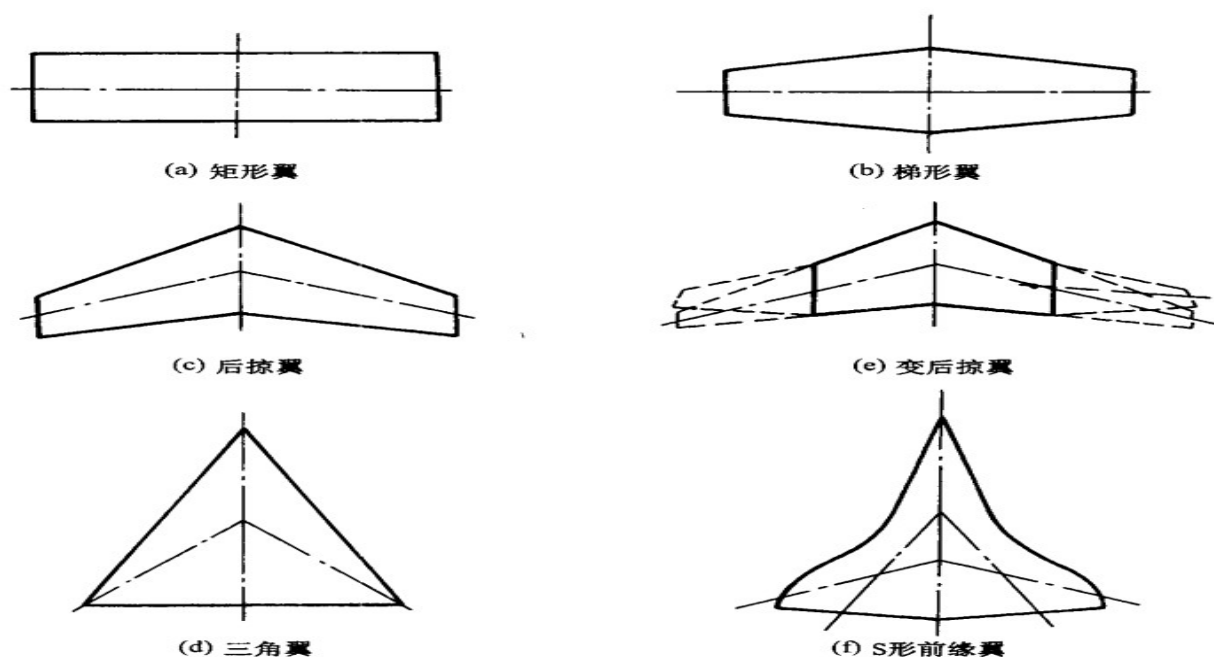


图 2-4 几种常见机翼的平面形状

2.4 多腹板式机翼组成及用途

多腹板式机翼的腹板数量多，无桁条，蒙皮较厚，翼肋较少，一般只在翼根、翼梢和有集中载荷部位布置加强翼肋，机翼的翼型主要由腹板来保持，如图 2-5 所示：

气动载荷直接从蒙皮传递给腹板，每块腹板都受沿展向的长条形蒙皮上的气动载荷作用，该蒙皮的宽度为左、右相邻腹板间距的二分之一。腹板上、下边缘过弱缘条或角片与厚蒙皮铆接，腹板根部和梢部分别与翼根和翼梢的加强翼肋连接。腹板受气动剪力后发生剪切变形，其展向剪流全部传给蒙皮，上下蒙皮分别发生压缩和拉伸来承受和传递机翼弯矩。多腹板式机翼结构多用于高速飞行小展弦比薄机翼和超音速飞机的薄翼型后掠翼上。

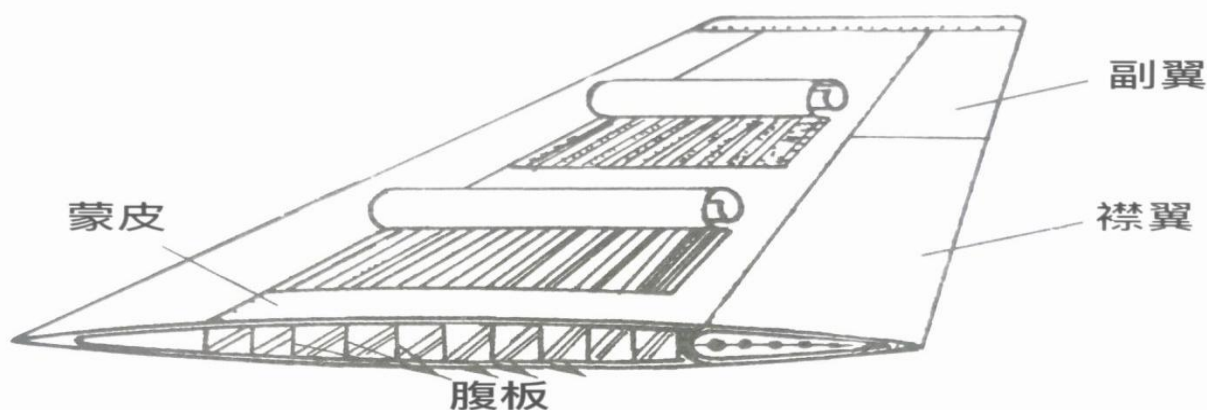


图 2-5 多腹板式机翼结构

2.5 多腹板式机翼的结构形式及受力特点

四种结构形式介绍如下：

a. 整体腹板式：上下壁板挤压为一体的整体盒式梁结构。

b. 槽形腹板式：上下蒙皮通过槽形件连接在一起的组合盒式梁结构。

c. 整体壁板筋条连接腹板式：上下整体壁板对应的立筋通过腹板连接在一起的组合盒式梁结构。

d. 铆接壁板长桁连接腹板式：上下铆接壁板对应的长桁凸缘通过腹板连接在一起的组合盒式梁结构。

腹板的四种结构形式：普通腹板加立柱、桁架式腹板、波纹板腹板和蜂窝夹层板腹板。

受力特点：四种多腹板式盒梁结构形式不同，但受力特点和分析方法是相同的。

一般都取一块腹板和它所带的一条厚蒙皮为一个梁单元来研究。单元体上的每个板元由于其刚度和相互支持刚度不同，所受载荷也不同。若设各单元体上的气动载荷相同，由于其刚度不同，受载后弯曲变形将不同，将导致多腹板式机翼发生翘曲变形，蒙皮受附加剪切。由此可以认为对于某单元体，除了直接加在上面的分布气动力载荷外，还将附加作用有其他单元体传来的轴向剪流。可见多腹板机翼中的蒙皮不仅承受扭矩引起的剪力，而且还要承受绝大部分弯矩引起的正应力。而腹板主要受剪力，同时对蒙皮提供垂直方向支持。

第三章 多腹板式机翼的设计

3.1 气动布局参数选用与设计

气动力布局外形参数选用与设计包括对翼型几何参数和平面形状参数的选用和设计。

3.1.1 翼型参数的确定

翼型的选择是指对现有的翼型进行选择,以满足飞机设计要求,例如对美国的 NACA 系列翼型,英国的 RAF 和德国的 DVL 系列翼型等进行选择。对于超声速飞机来说,为减小最小阻力,超声速飞机尽量采用无弯度且相对厚度为 4%~8% 的较薄翼型和较尖前缘翼型。如 F-22 战斗机使用非拱形 64A 截面,翼根相对厚度为 5.92%,NACA 64A005.092 翼型;翼尖相对厚度为 4.29%,NACA 64A004.29 翼型。

从 profili 翼型库里进行翼型的选取用于本设计,通过对比现有翼型的相对厚度及适用范围,将选取相对厚度较小的翼型参数,翼尖选用 NACA-006,翼根选用 NACA-007,如图 3-1 和 3-2 所示:

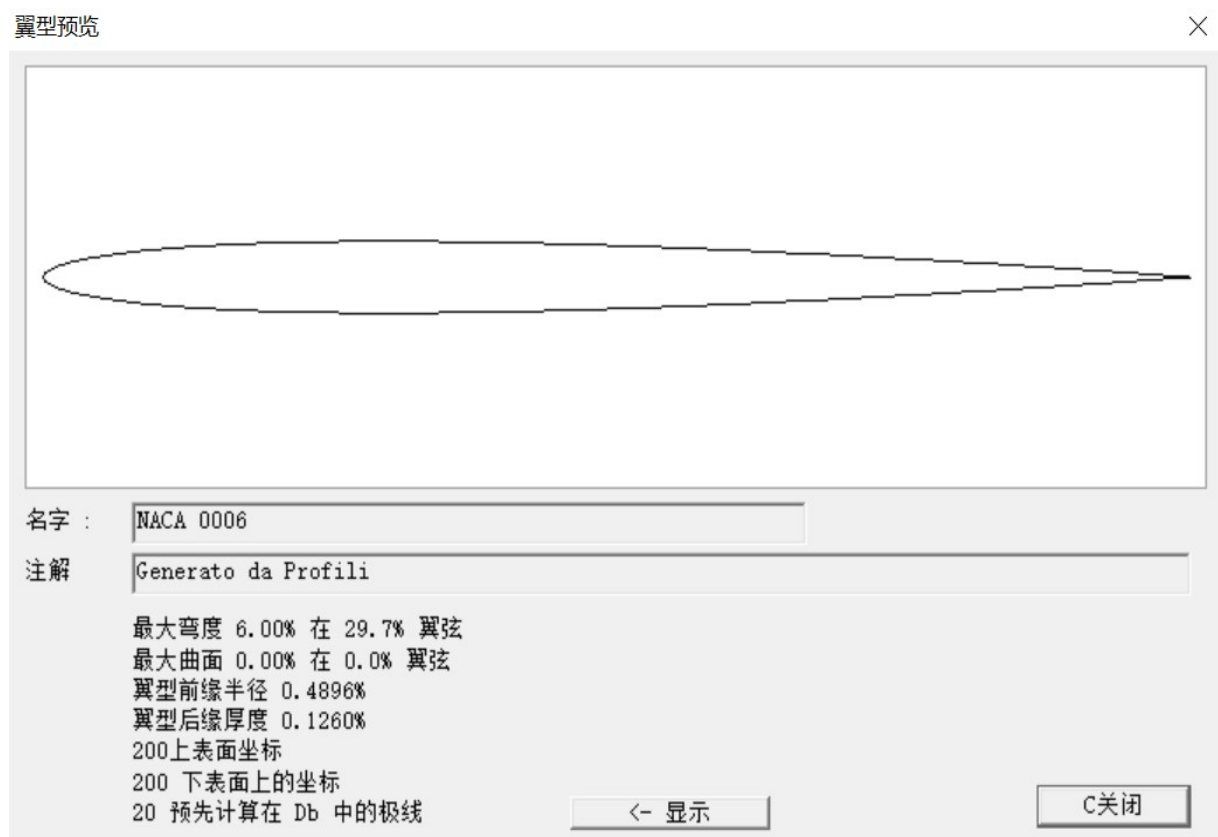


图 3-1 NACA64-006

翼型预览

✕

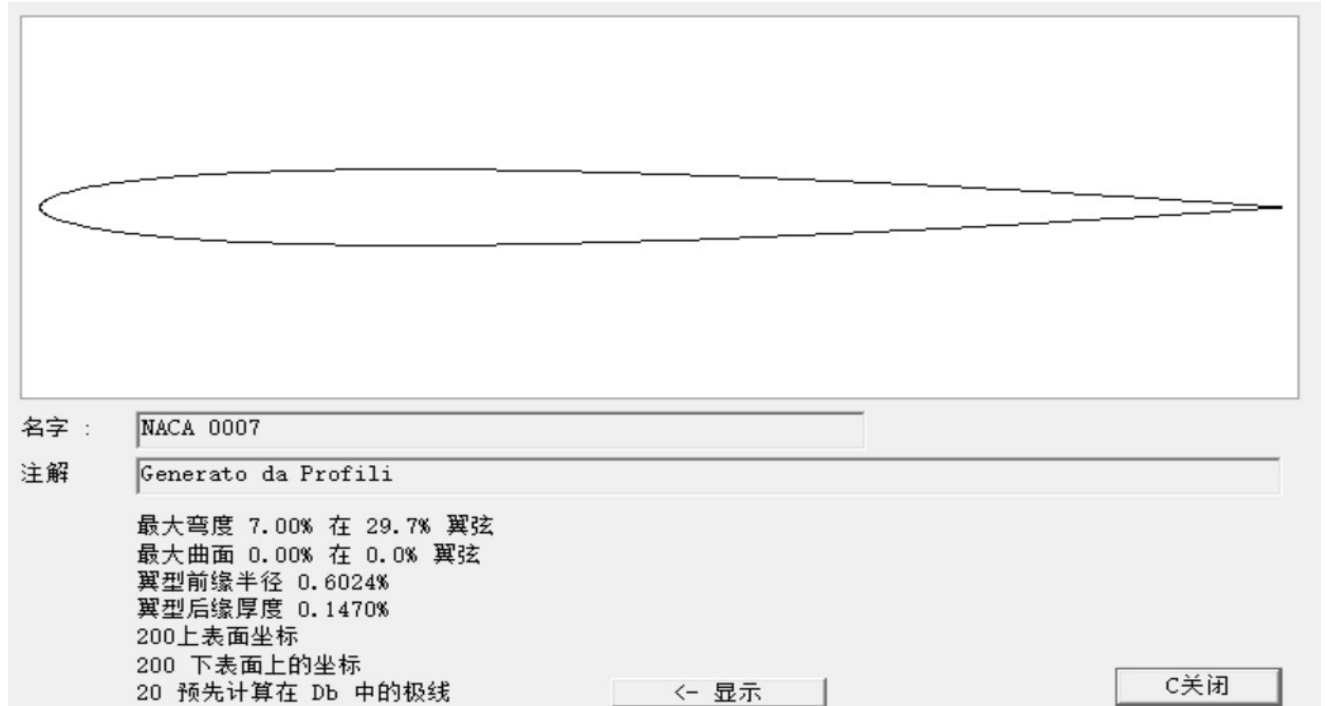


图 3-2 NACA-007

3.1.2 平面形状参数的确定

参考现有多腹板式机翼战斗机平面形状参数,进行比较及参数的确定,如表 3.1 所示:

表 3-1 多腹板式战斗机常用平面形状参数

名称	平面形状	机翼面积	机翼展长	展弦比
F-22	三角翼	$78.04m^2$	13.56m	2.3
台风	三角翼	$51.2m^2$	10.95m	2.3
阵风	三角翼	$45.7m^2$	10.9m	2.5
F-16	三角翼	$27.87m^2$	9.45m	3.2

通过表格了解到现有多腹板式机翼战斗机平面形状为三角翼的居多,在第二章第三节中已对三角翼进行详细介绍,由于三角翼重量轻且刚度好,因此平面形状选为三角翼。

通过参考资料得知,随着战斗机的发展机翼面积增大,机翼展长增长,展弦比减小。将展弦比定为 2.5,机翼面积参考取 F-22 的机翼面积取值为 $78.04m^2$,用展弦比公式: $A = \frac{b^2}{S}$ 可计算得知机翼展长为 13.96m (由于 F-22 机翼全展长为 13.56m,单个机翼展长 5.5m,因此机翼与机身相连接处有 2.56m 的机身区域),所以单个机翼展长则为 5.7m。

已知本设计为三角翼，机翼面积为 78.04m^2 ，机翼展长为 13.96m ，可以求出翼根处弦长为 9.45m 。

将以上平面形状设计参数总结如表 3.2 所示：

表 3-2 平面形状设计参数

展弦比	机翼面积	机翼展长	单个展长	翼根处弦长
2.5	78.04m^2	13.96m	5.7m	9.45m

3.1.3 升力的计算

对气动布局参数选择，要考虑升力的大小，已知升力公式为

$$L = C_l \frac{1}{2} \rho v^2 S$$

式中： C_l 为升力系数，根据翼型参数， C_l 取值为 2； ρ 为空气密度，空气密度取用 $1.297\text{kg}/\text{m}^3$ ； v 为速度，参考 F-22 速度为 $713\text{m}/\text{s}$ ； S 为机翼面积，值为 78.04m^2 。因此可计算出升力的大小 $L = C_l \frac{1}{2} \rho v^2 S = 1.02 \times 10^8 \text{N}$ 。

通过查阅《飞机设计手册 第六册 气动设计》第 13 章可知，在飞机的机身和机翼下安装的外挂物对其升力特性影响不大，而在翼尖安装外挂物能起一定的端板作用，使升力斜率增大。因此在本设计中忽略不计外挂物对升力特性的影响。

3.2 多腹板式机翼结构布局的确定

1. 多腹板式机翼结构布局确定

在四种常见的多腹板式机翼结构形式中，本设计选用常见的整体腹板式：上下壁板挤压为一体的整体盒式梁结构；腹板的结构形式，将选用普通腹板加立柱。腹板与蒙皮由上下缘条连接在一起。多腹板式机翼结构典型剖面如图 3-3 所示：

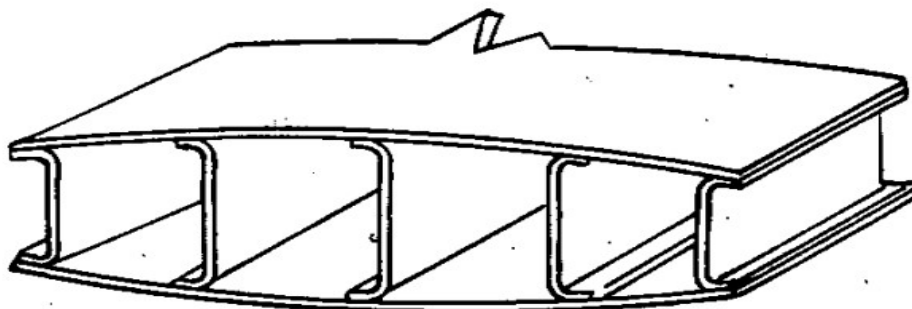


图 3-3 多腹板式机翼结构

参考现有战斗机机翼结构多腹板数，进行腹板数选取，见表 3-3 所示：

表 3-3 现有战斗机结构数据

名称	腹板数
F-22	10
台风	13
阵风	16
F-16	9

通过查阅资料及对比等，了解到 F-22 战斗机的性能包括隐身性能、机动性能和生存能力，比常规飞机提高了 18 倍，因此参考价值很高，所以如 F-22 选取 10 个腹板用在接下来的设计中。

在机翼后缘安装襟副翼装置，将襟副翼装置位于弦长上的尺寸定为 80mm。

已知腹板数确定为 10 个，将襟副翼装置位于弦长上的尺寸减掉之后的 865mm 平均分为 11 份，则各腹板间距 b_s 为 $865\text{mm}/11=78.64\text{mm}$ 。

2. 设计参数汇总

将以上结构布局设计参数总结如表 3-4 所示：

表 3-4 结构布局设计参数

腹板数	襟副翼装置位于弦长上的尺寸	腹板间距
10	80mm	78.64mm

3.3 蒙皮参数的确定

1. 材料的选用

通过查阅《飞机设计手册 第三册 材料上》得知，机翼蒙皮多使用碳纤维，碳纤维在各方面用于机翼蒙皮性能较好，同时参考 F-22 蒙皮材料—碳/双马树脂复合材料，采用同种材料用于本设计。

2. 蒙皮厚度的确定

已知在翼根处选取相对厚度为 7%及翼根处弦长为 945mm，因此可利用相对厚度公式 $\bar{t}=t/c$ 求出最大厚度为 66.15mm。

通过查阅《飞机设计手册 第十册 结构设计》得知，多腹板式机翼最大外形高度和腹板间距比近于 1.12 倍，利用公式 $h/b_s=1.12$ ，已知腹板间距 b_s 为 78.64mm，因此多腹板式机翼最大外形高度 h 为 88.08mm。

结合以上所知尺寸，多腹板式机翼最大外形高度 h 减去翼型最大厚度 t 即为上下蒙皮

总厚度，平均分成两份可求出蒙皮厚度 $t_s = (h - t) / 2 = 10.97\text{mm}$ 。

3.4 腹板尺寸的设计

1. 腹板材料的确定

通过查阅《飞机设计手册 第三册 材料上》得知，合金与复合材料的混合材料，用于腹板性能可以发挥到最好。参考 F-22 腹板材料将采用钛合金与复合材料混合式材料，TI-64AI-4V 钛合金主要用于制造飞机梁、隔框、起落架横梁等中等受力构件以及紧固件。因此选用 TI-64AI-4V ELI 锻件用于本设计。

2. 腹板位置的确定

通过以上对气动布局参数的选用和设计（翼型参数、平面形状参数）和结构布局的确定，可以计算出腹板的尺寸。因此画出以下腹板位置及机翼外形，如图 3-4 所示：

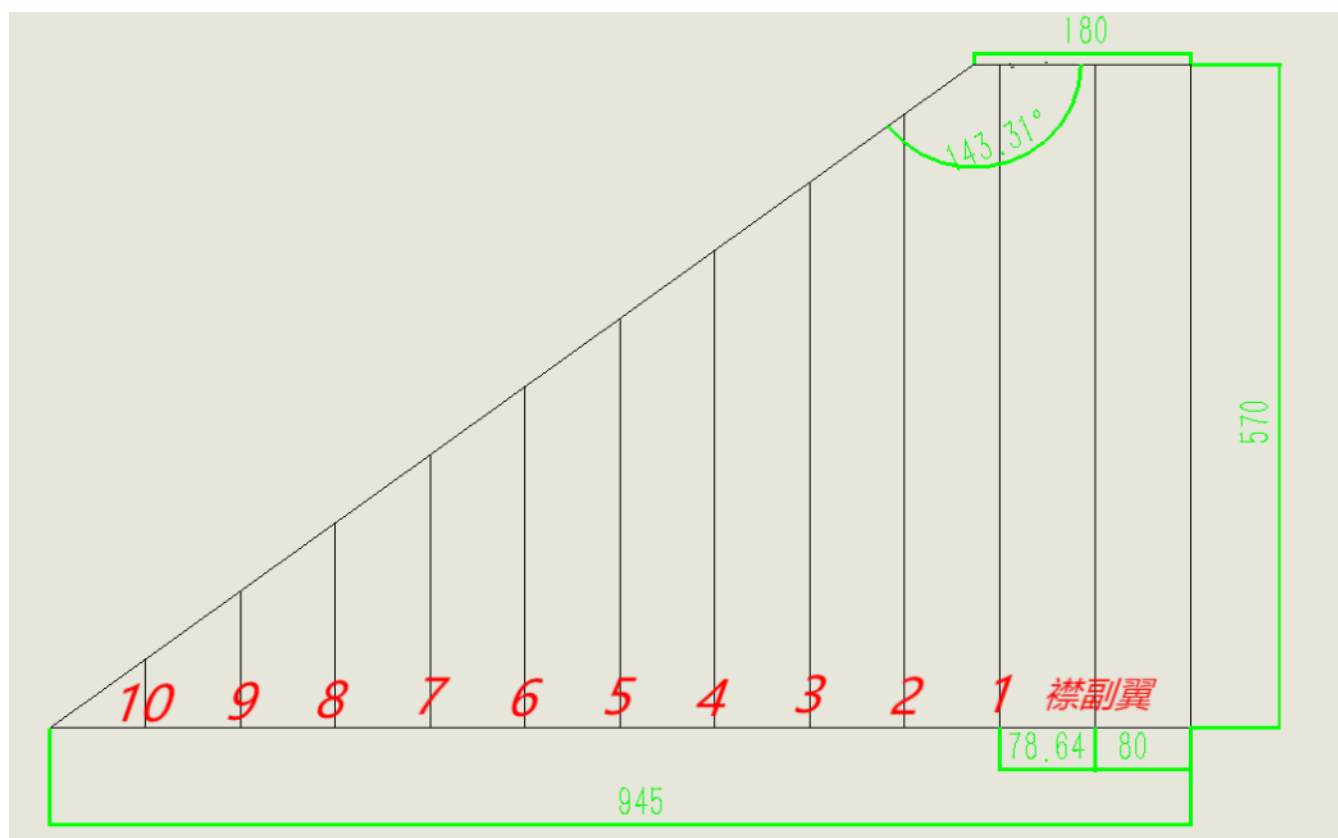


图 3-4 腹板位置及机翼外形

3. 腹板尺寸的设计

从已知尺寸可以利用三角形角度正切 \tan 求出各腹板长度方向的尺寸；根据《飞机设计手册 第十册 结构设计》得知，腹板厚度与蒙皮厚度比近于 $t_w / t_s = 0.27$ ，已知蒙皮厚度为 10.97mm，因此腹板厚度约为 3mm；已知翼型翼根和翼尖各弦长处的厚度，即为腹板的高度。

通过以上计算腹板长度、厚度及宽度可全部得知，如表 3-5 所示：

表 3-5 腹板尺寸

腹板编号	厚	长	高（翼根）	高（翼尖）
1	3	570mm	60.76mm	6.34mm
2	3	527.32mm	65.05mm	4.03mm
3	3	468.73mm	65.27mm	3.8mm
4	3	410.13mm	62.43mm	3.57mm
5	3	351.54mm	57.94mm	3.33mm
6	3	292.94mm	51.27mm	3.1mm
7	3	234.35mm	43.33mm	2.87mm
8	3	175.75mm	34.06mm	2.63mm
9	3	117.16mm	23.83mm	2.39mm
10	3	58.56mm	13.41mm	2.16mm

3.5 缘条尺寸的设计

1. 通过查阅《飞机设计手册 第三册 材料上》得知，缘条使用钛合金锻件较好，因此选用钛合金用于本设计。
2. 机翼缘条是连接飞机机翼与中央翼盒的重要结构件，成 L 型，查阅资料得知通常在腹板一侧安装缘条，通过它将蒙皮和腹板连接成一个整体。如图 3-5 所示：

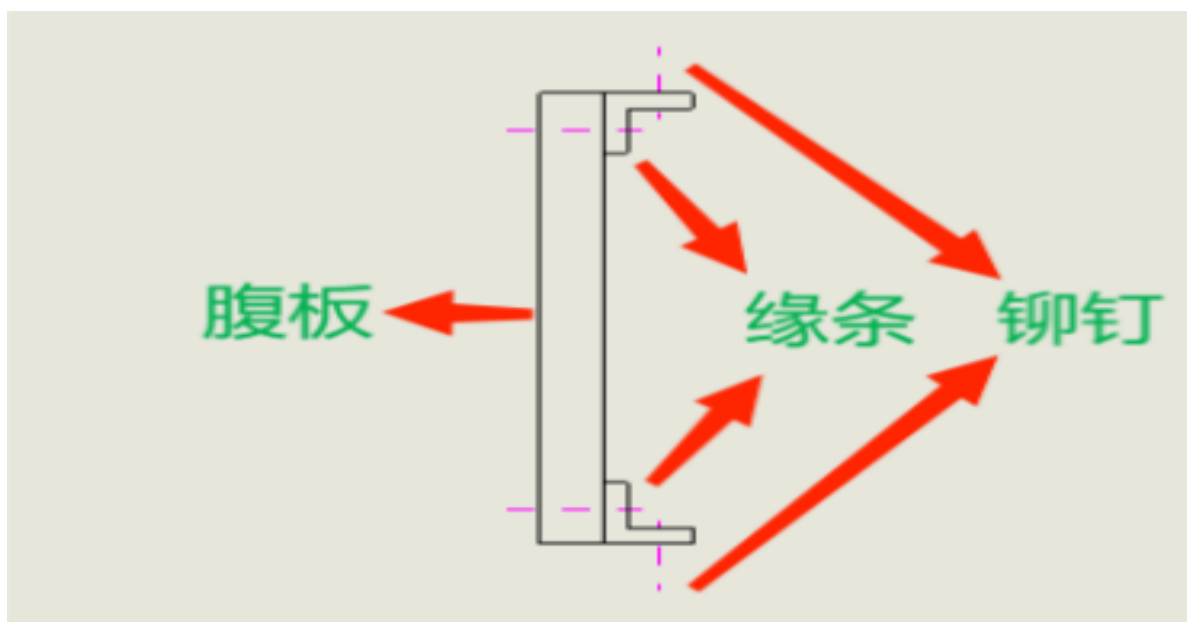


图 3-5 缘条位置

3. 机翼缘条一侧与腹板接触，一侧与蒙皮接触，通过铆钉连接，用于机翼部位选取埋头钉。通过查阅《飞机设计手册 第二册 标准与标准件》选取 HB6315~6319-89 标准铆钉，铆钉直径 d 为 2mm，沉头孔直径 D 为 4.6mm。因此可设计缘条高、宽尺寸。如图 3-6 所示：

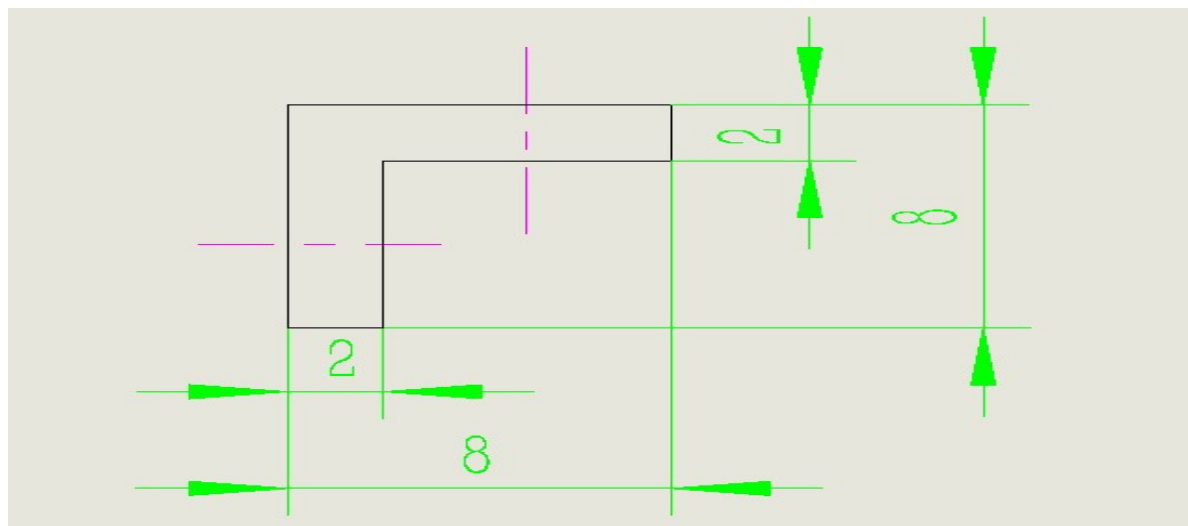


图 3-6 缘条高、宽尺寸

4. 已知腹板的长度，则缘条的长度与腹板长度相等。如表 3-6 所示：

表 3-6 缘条长度

位置编号	1	2	3	4	5
尺寸	570mm	527.32mm	468.73mm	410.13mm	351.54mm
位置编号	6	7	8	9	10
尺寸	292.94mm	234.35mm	175.75mm	117.16mm	58.56mm

第四章 多腹板式机翼三维图绘制及载荷计算

4.1 多腹板式机翼各组成部分三维图绘制

多腹板式机翼组成部分包括蒙皮、腹板、缘条。通过第三章对各部分尺寸的设计，首先进行单一部件的三维图绘制，最后进行装配。

4.1.1 蒙皮的绘制

通过第三章对翼型参数的选取：翼根为 NACA 007 翼型，弦长为 945mm，相对厚度为 7%，翼尖为 NACA 006 翼型，弦长为 180mm，相对厚度为 6%；平面形状选取为典型的三角翼；蒙皮为变厚度的设计，翼根处 8mm，翼尖处 5mm。将所需数据汇总及进行三维图的绘制，可绘制出完整的蒙皮三维图。如图 4.1 所示：

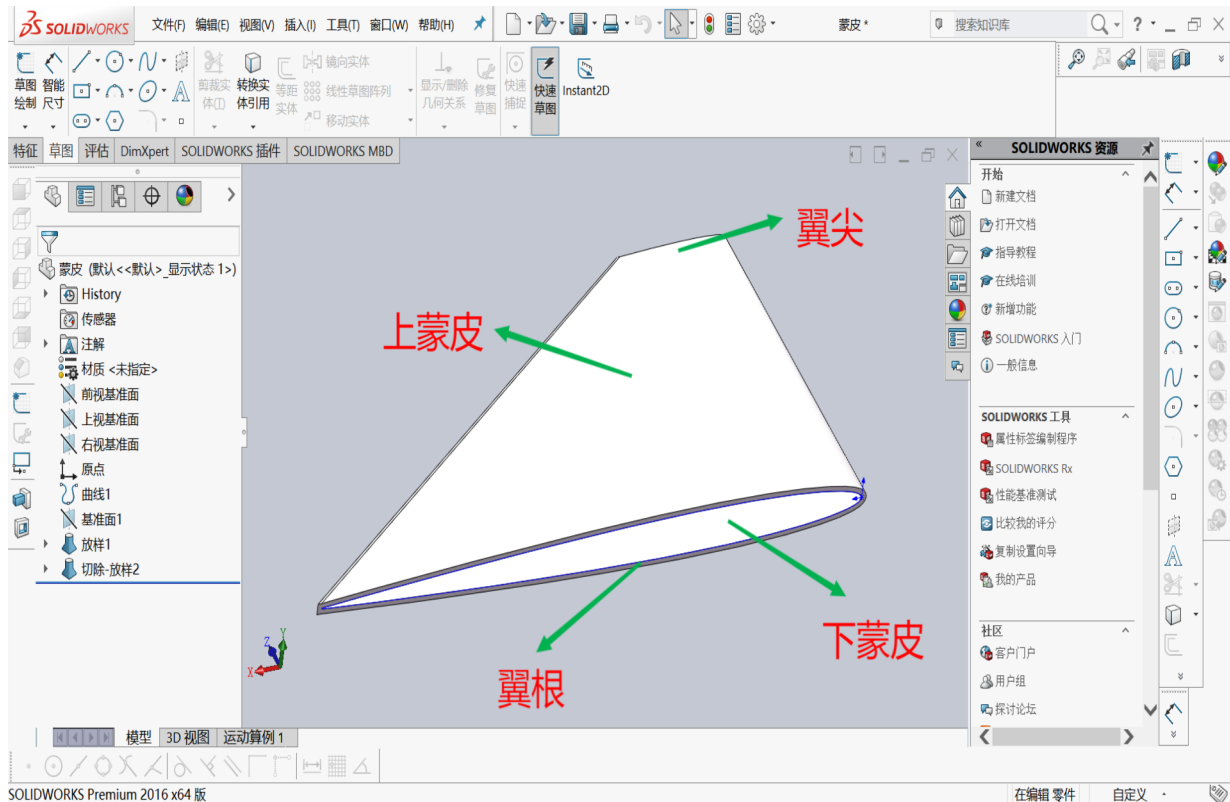


图 4-1 蒙皮三维图

4.1.2 腹板的绘制

已知在第三章第四节内容里对腹板数量及长、宽、厚各尺寸的设计，参照表 3-5 腹板尺寸所示，进行腹板三维图绘制，如图 4-2 所示：

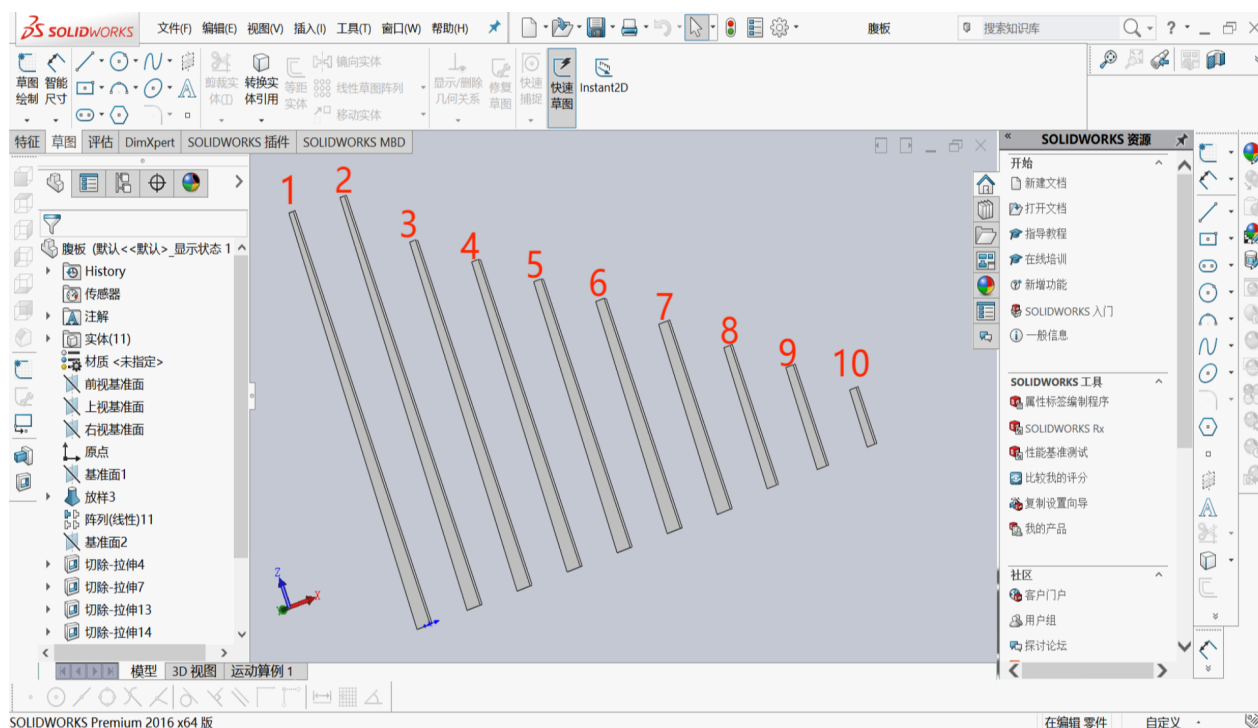


图 4-2 腹板三维图

4.1.3 缘条的绘制

已知在第三章第五节内容里对缘条的的长、宽、厚各尺寸的设计，参照图 3-6 缘条高、宽尺寸及表 3-6 缘条长度，对缘条进行绘制（十条腹板上均有上、下两个缘条，现截取一块腹板缘条进行展示）如图 4-3 所示：

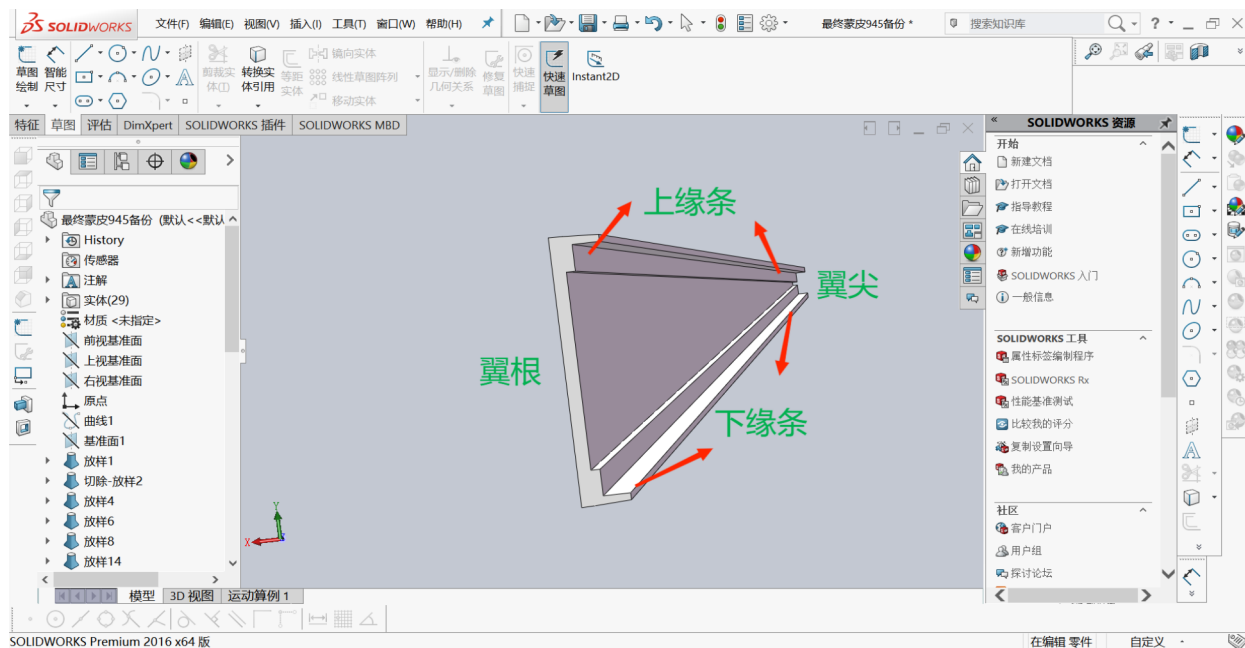


图 4-3 缘条三维图

4.2 多腹板式机翼三维装配图

通过第四章第一节对多腹板式机翼各组成部分三维图的绘制,可以将这些组成部分进行装配,使成为一个整体,完成多腹板式机翼三维装配图的绘制。如图 4-4 所示:

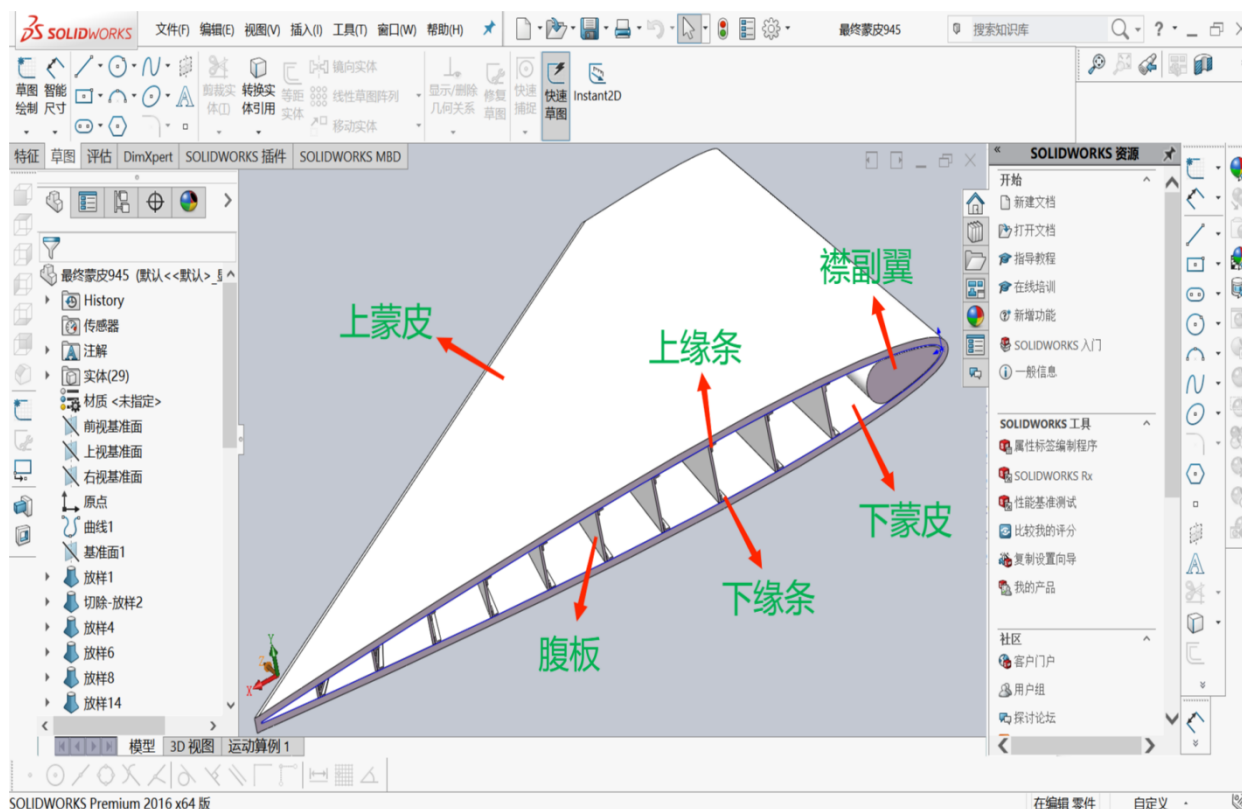


图 4-4 多腹板式机翼装配图

4.3 载荷计算

1. 载荷计算公式

根据《飞机设计手册 第十册 结构设计》第十四章多腹板式机翼设计要求,在多腹板式设计初始参数确定之后,通过计算屈曲和破坏临界应力,并与工作应力比较,调整剖面参数值,再计算比较,达到满意结果为止。

由于在本文第三章第二节已对多腹板式结构形式进行选择—整体腹板式,因此对于整体腹板式,多腹板受压腹板和蒙皮屈曲临界应力公式为:

$$\sigma_{cr} = \frac{k\pi^2\eta E}{12(1-\mu_e^2)} \left(\frac{t_s}{b_s}\right)^2$$

式中, t_s 为蒙皮厚度; b_s 为腹板间距; μ_e 为材料泊松比; E 为材料弹性模量; k 为支持系数,此系数是考虑腹板与蒙皮接合处的旋转约束对局部临界应力的影响。一般情况下,当 $(b_w/t_w) / (b_s/t_s) \leq 2.5$ 时, $k=4$; , 当 $(b_w/t_w) / (b_s/t_s) > 2.5$ 时, $k=25$ [(b_s/t_s)

$/(b_w/t_w)]^2$ 。 η 为塑性修正系数，当蒙皮先屈曲时 $\eta = \eta_s$ ；当腹板先屈曲时， $\eta = \eta_w$ ；

当腹板和蒙皮同时屈曲时， $\eta = \bar{\eta}$ 。

$$\eta_s = \frac{1 - \mu_e^2}{1 - \mu^2} (E_s/E) \left\{ (1/2) + (1/4) [1 + (3E_t/E_s)]^{1/2} \right\}$$

$$\eta_w = \frac{1 - \mu_e^2}{1 - \mu^2} (E_s/E)$$

$$\bar{\eta} = \frac{1 - \mu_e^2}{1 - \mu^2} (E_s/E) \left\{ (1/2) + (1/4) [1 + (3E_t/E_s)]^{1/2} \right\}^{1/2}$$

式中， E 为弹性模量； E_t 为切线模量； E_s 为割线模量； μ_e 为弹性泊松比； μ 为塑性泊松比。

$$E_t = E / [1 + (3/7)n(\sigma/\sigma_{0.7})^{n-1}]$$

$$E_s = E / [1 + (3/7)(\sigma/\sigma_{0.7})^{n-1}]$$

$$n = 1 + \frac{l_n 17/7}{l_n(\sigma_{0.7}/\sigma_{0.85})}$$

式中， σ 为腹板厚度。

其中，当材料的屈服强度 $\sigma_{0.2} \geq 329\text{MPa}$ 时， $\sigma_{0.7} = 1.06 \sigma_{0.2} - 19.8$

当材料的屈服强度 $\sigma_{0.2} \leq 329\text{MPa}$ 时， $\sigma_{0.7} = 1.08 \sigma_{0.2} - 25.6$

当材料的屈服强度 $\sigma_{0.2} \geq 245\text{MPa}$ 时， $\sigma_{0.85} = 1.05 \sigma_{0.2} - 32$

2. 载荷计算结果

(1) 支持系数的确定

通过第三章对各个部件及尺寸的设计可知以下数值。 t_s 蒙皮厚度 8mm（翼根处）； b_s 腹板间距 78.64mm； b_w 腹板高度 60.23mm（最大高度处）； t_w 腹板厚度 3mm。通过公式可得出 $(b_w/t_w) / (b_s/t_s) = 2.04 < 2.5$ ，因此支持系数 K 取值为 4。

(2) 弹性模量和泊松比的确定

通过第三章第四节对腹板材料的选用，进而查阅《飞机设计手册 第三册 材料上》得知，TI-64Al-4V 钛合金的 E 弹性模量为 109GPa； μ_e 材料弹性泊松比为 0.34；一般情况下腹板和蒙皮同时屈曲，则 $\eta = \bar{\eta}$ ，通过公式求出 $\bar{\eta}$ 首先确定切线模量和割线模量。

(3) 切线模量和割线模量的确定

通过查询《飞机设计手册 第九册 载荷 强度和刚度》第 22 章得知，所选钛合金材料的屈服强度 $\sigma_{0.2}$ 为 294Mpa，则通过公式计算 $\sigma_{0.7}=1.08\sigma_{0.2} -25.6=291.92$ ； $\sigma_{0.85}=1.05\sigma_{0.2} -32=276.7$ ；因此可求出 n 为 1.59；已知腹板厚度 σ 为 3mm。通过已知条件继而可以算出切线模量 E_t 为 64.65GPa，割线模量 E_s 为 76.44GPa。

(4) 塑性修正系数 η 的确定

通过查询《飞机设计手册 第三册 材料上》得知，所选取的钛合金塑性泊松比 μ 为 0.5。

通过已知数据，带入公式

$$\eta = \frac{1 - \mu_e^2}{1 - \mu^2} (E_s/E) \left\{ (1/2) + (1/4) [1 + (3E_t/E_s)]^{1/2} \right\}^{1/2}$$

求出塑性修正系数 η 为 0.39。

(5) 通过以上对未知数的求解，可以将结果带入屈曲临界应力公式 $\sigma_{cr} = \frac{k\pi^2\eta E}{12(1-\mu_e^2)} \left(\frac{t_s}{b_s}\right)^2$ 中，得出屈曲临界应力 σ_{cr} 为 1.59mpa，则为 1590KN/m²。

第五章 加载分析及结构优化

5.1 蒙皮加载分析

通过第四章第三节对多腹板式机翼结构的载荷计算，已知屈曲应力为 1590KN/m^2 ，因此使用 Solid Works 软件对蒙皮进行加载分析，选取材料为碳纤维复合材料，力的大小为 1590KN ，固定面为翼根与机翼的连接面。通过软件自动生成加载结果，如图 5-1 所示：

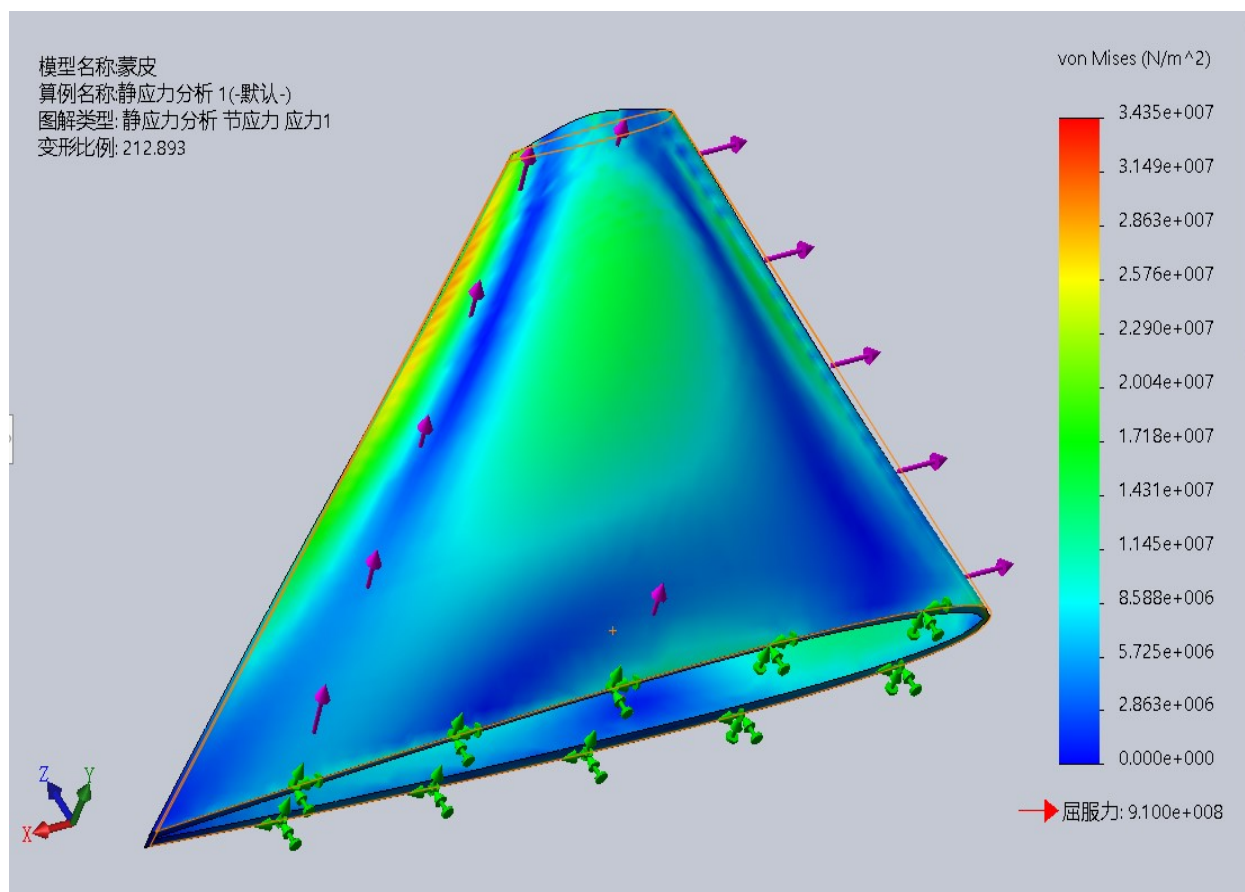


图 5-1 蒙皮屈曲应力云图

通过分析可以得出蒙皮中间变形较为严重，显然屈曲应力无法满足载荷要求，在本章第三节将进行结构优化。

5.2 腹板加载分析

通过第四章第三节对多腹板式机翼结构的载荷计算，已知屈曲应力为 1590KN/m^2 ，使用 Solid Works 软件对蒙皮进行加载分析，选取材料为 TI-64Al-4V 钛合金，力的大小为 1590KN ，固定面为腹板两侧平面。通过软件自动生成加载结果，如图 5-2 所示：

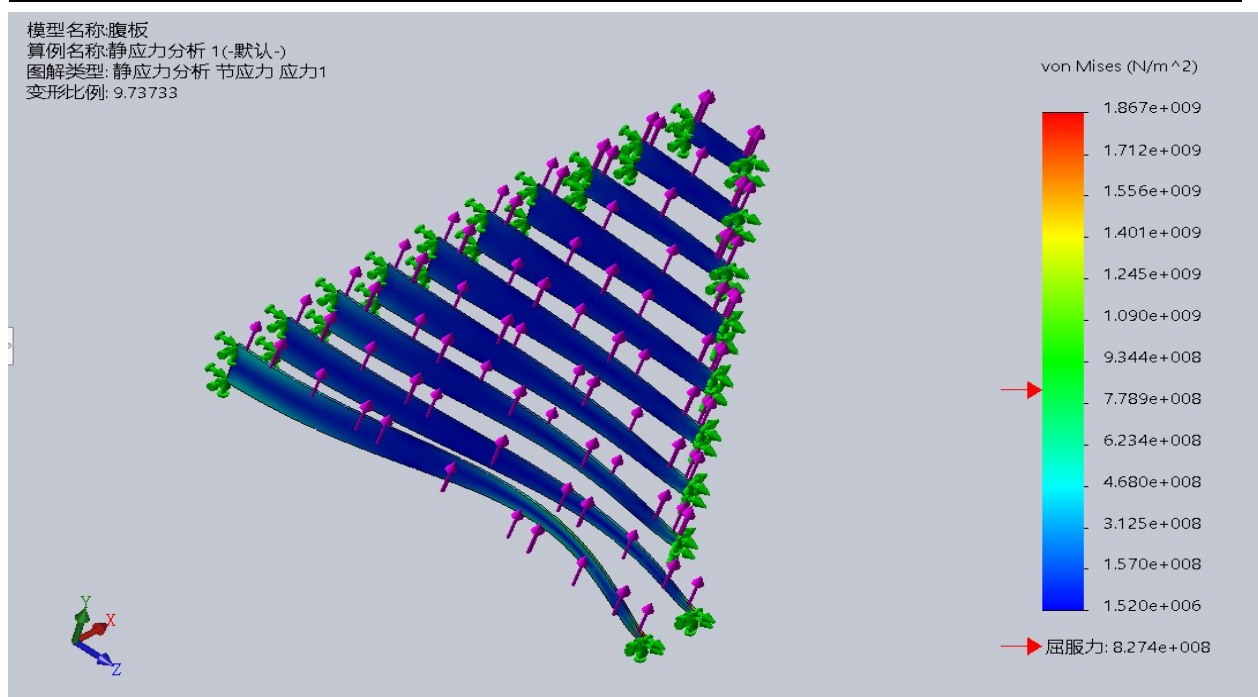


图 5-2 腹板屈曲应力云图

通过分析可以得出 1、2 号腹板出现位移，显然屈曲应力无法满足载荷要求，在本章第三节将进行结构优化。

5.3 结构优化

使用 Solid Works 软件对蒙皮和腹板的加载分析，通过屈曲应力云图及应力值，观察到蒙皮中间部位和腹板 1、2 号不符合在第四章第三节中所计算的载荷值，因此对这两部分尺寸进行调整，再此进行屈曲分析，达到预期效果。

将翼根和翼尖处蒙皮分别调整为 9mm 和 8mm；因蒙皮厚度变化，因此最大厚度变化，则腹板宽度随之变化，即可将腹板 1、2 号高度增加，通过最大厚度公式得出翼根处腹板高度为 67.63mm，翼尖处为 8.67mm。继续进行加载分析，得出屈曲应力云图近乎于所计算载荷大小，因此可确定最终尺寸。

结论与展望

总结

在明确了多腹板式机翼的设计要求及依据后，通过查阅《飞机设计手册》以及参考各类文献，设计出了典型的多腹板式结构的战斗机机翼。通过查阅手册，设计出多腹板式机翼各个结构的具体尺寸，对翼型、平面形状的选择，蒙皮、腹板、缘条材料及具体尺寸的设计。通过载荷的计算并使用 Solid Works 软件对计算结果进行验证，观察屈曲临界应力云图分析加载结果。通过一系列计算、设计及分析，对机翼的研究提供了参考价值，所有数据可成为参考的依据。但由于一部分因素未考虑，因此在此研究中存在以下问题：

1.机翼内部结构零部件、油箱油量及飞行过程中重量、起落架位置及飞机自重未在论文中体现。

2.加载过程中屈曲临界应力云图变形较大，需多次修改加分析，以达到满意的结果，但由于检验次数较少，导致分析结果存在一定的误差。

3.由于对一些部件和细节采用简化处理，将来的研究需要继续完成，这里对机翼完整的受力模拟意义有限，所以文本只对主要承力构件进行了加载。

展望

机翼是飞机的重要组成部分，多腹板式机翼用于战斗机较多。本文对多腹板式机翼进行了基础性的设计以及研究，得到了相关数据，为此类研究积累了经验及数据。在总结中提到了一些问题，还有一些简化的方面，在这些内容上，希望今后研究中可以考虑进去。就目前查阅资料的困难程度可知，这方面的内容非常少，然而战斗机是飞机中不可或缺的一个机种，因此需要越来越重视，通过设计出更好的机翼，使战斗机性能更强，作用更大。

参考文献

- [1] 国际航空杂志社编. 国外飞行手册. 北京: 知识出版社, 1982.
- [2] 张云阁. 世界飞机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [3] 王伟, 赵美英, 常楠. 某种机翼内翼机构几何优化设计[J]. 强度与环境, 2006, 33(3): 56~59
- [4] 王伟, 赵美英, 常楠. 基于杂交算法的机翼结构布局优化设计[J]. 西北工业大学学报, 2007, 25(1): 46~50
- [5] 飞机设计手册编辑委员会编. 飞机设计手册(第四册). 北京: 国防工业出版社, 1979.
- [6] 飞机设计手册编辑委员会编. 飞机设计手册(第五册). 北京: 国防工业出版社, 1980.
- [7] 中国大百科全书总编委员会编. 中国大百科全书·航空航天. 北京: 中国大百科全书出版社, 1985.
- [8] Robert M. Rivello. Theory and Analysis of Flight Structures, McGraw-Hill Book Company, 1969.
- [9] FAA-H-8083-4, Helicopter Instructor's Handbook[S], U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Flight Standards Service, 2012.
- [10] David J, Peery J J Azar. AIRCRAFT STRUCTURES, McGraw-Hill Book Company, 1982.

致 谢

两年的本科生活短暂的结束了，这两年在学习和生活中得到了家人的关爱，老师的指导及同学们的各种帮助。在此，我首先要感谢我的家人，给我提供了来到本科的资金支持，给予自主学习的时间，精神上的鼓励，让我无后顾之忧的专心学习。以上种种使我成功踏入了本科的校园，经历了一段弥足珍贵的时光。

感谢我的毕业设计指导老师——岳峰老师。在两年本科学习中，他曾教授给我两门课程，在他的课件中处处体现着“用心”，令人印象深刻。更加值得赞美的是他知识渊博，讲课过程中条理清晰，使人受益匪浅。在疫情期间老师去当了志愿者，还不忘与我们沟通交流毕业设计的相关内容，在条件艰苦的环境下依然有问必答。岳峰老师对于我学习上的指导使我的大学生活更加丰富和完整。

感谢我的同学，在两年本科生活中同学们与我和睦相处。更加感谢我的室友们，无时无刻不在引导我向上，教我了解新鲜事物，不厌其烦地耐心讲解，使我的知识面更加广泛，两年时间的共同学习和生活，使我们构成了一个积极友好的宿舍小集体。

在此我真诚感谢在本科生活中遇到的每一个人，感恩大家曾经给予我的帮助和关照。