



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

本科生毕业设计

变体飞行器的设计与实现
Design and Implementation of Variant Aircraft

姓 名 罗暄翔
学 院 航空航天学院
专 业 飞行器制造工程
指导教师 姚冀涛
职 称 副教授
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	姚冀涛
专 业	飞行器制造工程		技术职务	副高
题目名称	变体飞行器结构设计与实现			
题目类型	自拟	题目来源	其他项目	
课题来源、 背景及意义	<p>随着现今飞行器的高速发展，飞行器如今面临的飞行任务也愈发的复杂，传统单一的固定翼飞行器，在执行任务时所受到的限制愈发增加。而其中固定翼飞行器的弊病也越来越明显，例如：无法长时间在目标区域盘旋，起飞与降落对场地需求较大，紧急避险能力较低。而反观旋翼机，能够长时间在目标区域进行盘旋观察，对于起飞与降落地点要求较小，更加灵活度。若能够结合旋翼机和固定翼飞机的优点，提出一种能在旋翼与固定翼之间切换的飞行器方案，兼具优异的垂直起降性能及高速飞行能力，具有转换过渡稳定平滑、可控性强的特点。不但能提高该种类飞行器对多种任务环境的泛用性，也能够提高完成任务的效率。此类飞行器将会是未来航空领域所研究的热门。变体飞行器是近年来发展迅速的一类新型航空器，同时具备直升机的垂直起降能力，与固定翼飞机的高速平飞能力，具有较好的经济和军事价值。变体飞行器随着科学技术的发展，很多新的布局形式不断涌现并投入使用。复合式直升机、倾转旋翼飞机和旋转机翼飞机是垂直起降飞行器中的典型代表，近年来获得了很多突破性进展，但仍有尚未解决的问题。复合式直升机在常规直升机的基础上布置推进系统和机翼，为旋翼卸载使得水平飞行速度有所提升。以欧洲 X 3 高速直升机为例，优点是保留直升机优异的垂直起降和低速性能；缺点是高速飞行时旋翼的前进比远高于常规直升机，旋翼后行桨叶大部分处于反流区内，气流分离现象更严重，前行桨叶的压缩效应更突出，偏流作用更显著。倾转旋翼飞机的旋翼动力系统推力线方向可倾转，在升力和推力间转换。以美国 V-22 “鱼鹰”运输机为例，其打开了垂直起降飞行器实际应用的局面。随着技术发展，长期困扰的动力稳定性、气动力干扰、飞行操纵等问题均逐渐走向成熟。优点是对旋翼滑流遮蔽较小，压差阻力损失较小；缺点是倾转机构复杂，控制困难，旋翼桨盘载荷较大，悬停效率较低。</p>			

<p>任务及要求</p>	<p>(1) 分析变体飞行器所面对的任务环境，借鉴国内外现有消防无人机的研究，确定无人机的主要设计方向。</p> <p>(2) 分析国内外现有变体飞行器的变形结构，根据目标任务需要设计无人机变体结构，绘制无人机三维模型。</p> <p>(3) 对飞行器进行受力分析，验证其飞行性能，并对机体结构进行拓扑优化，优化结构的同时确保其安全性及稳定性。</p> <p>(4) 制作实物样机，进一步验证结构有效性及可行性。</p>
<p>工作条件</p>	<p>实验室能够提供毕设所需软、硬件，能够满足毕设要求。</p>
<p>知识与能力要求</p>	<p>知识要求：</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 具备较好的结构学相关知识基础； 2. 具备工程力学相关知识； 3. 掌握相关分析计算方法； 4. 有相关绘图知识基础； 5. 具备飞机结构学和空气动力学基础知识。 <p>能力要求：</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 具备较强的自主学习能力； 2. 熟练运用 solidworks, CAD, 等绘图软件； 3. 能够使用 3D 打印机，逆向扫描仪等设备。
<p>系（教研室）审查意见：</p> <p>同意</p> <p style="text-align: right;">负责人(签名)： _____ 年 月 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： 变体飞行器的设计与实现

学 院： 航空航天学院

专 业： 18 飞行器制造工程 2 班

学生姓名： 罗暄翔

学 号： 18414020215

起止日期： 2021 年 12 月 3 日~2022 年 6 月 3 日

指导教师： 姚冀涛

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

随着现今飞行器的高速发展，飞行器如今面临的飞行任务也愈发的复杂，传统单一的固定翼飞行器，在执行任务时所受到的限制愈发增加。而其中固定翼飞行器的弊病也越来越明显，例如：无法长时间在目标区域盘旋，起飞与降落对场地需求较大，紧急避险能力较低。而反观旋翼机，能够长时间在目标区域进行盘旋观察，对于起飞与降落地点要求较小，更加灵活度。若能够结合旋翼机和固定翼飞机的优点，提出一种能在旋翼与固定翼之间切换的飞行器方案，兼具优异的垂直起降性能及高速飞行能力，具有转换过渡稳定平滑、可控性强的特点。不但能提高该种类飞行器对多种任务环境的泛用性，也能够提高完成任务的效率。此类飞行器将会是未来航空领域所研究的热门。

变体飞行器是近年来发展迅速的一类新型航空器，同时具备直升机的垂直起降能力，与固定翼飞机的高速平飞能力，具有较好的经济和军事价值。变体飞行器随着科学技术的发展，很多新的布局形式不断涌现并投入使用。复合式直升机、倾转旋翼飞机和旋转机翼飞机是垂直起降飞行器中的典型代表，近年来获得了很多突破性进展，但仍有尚未解决的问题。复合式直升机在常规直升机的基础上布置推进系统和机翼，为旋翼卸载使得水平飞行速度有所提升。以欧洲 X 3 高速直升机为例，优点是保留直升机优异的垂直起降和低速性能；缺点是高速飞行时旋翼的前进比远高于常规直升机，旋翼后行桨叶大部分处于反流区内，气流分离现象更严重，前行桨叶的压缩效应更突出，偏流作用更显著。倾转旋翼飞机的旋翼动力系统推力线方向可倾转，在升力和推力间转换。以美国 V-22 “鱼鹰”运输机为例，其打开了垂直起降飞行器实际应用的局面。随着技术发展，长期困扰的动力稳定性、气动力干扰、飞行操纵等问题均逐渐走向成熟。优点是对旋翼滑流遮蔽较小，压差阻力损失较小；缺点是倾转机结构复杂，控制困难，旋翼桨盘载荷较大，悬停效率较低。

2. 毕业设计（论文）课题任务的内容和要求

本课题主要研究如何实现飞行器在固定翼与旋翼之间的切换，其内部完成切换的机构原理，并借鉴国内外变体飞行器的研究成果，设计出合理可靠的机翼倾转机构，并对机构在变形过程中进行气动分析，为变体飞行器的研制提供思路。

工作内容

（1）完成变形飞行器整体设计

通过对国内外文献资料的翻阅和查找，查询能够同时实现折叠与旋转的机构，考虑机构的重量和飞机总重，根据需求选择和设计优化出能够实现变形的机构。

（2）利用 SolidWorks 软件对设计出来的各部件进行三维绘图设计

运用 SolidWorks 软件，完成内部机构的建模，并装配形成整体飞行器。

（3）运用 Simulation 对设计出来的部分部件进行有限元分析和受力分析

使用 SolidWorks 软件内的 simulation 插件，对所设计出的结构部件进行有限元分析，分析结构设计的力学性能，以及检验所设计的变形机构是否能够达到理想的设计需求

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) 内部机构实体一件
- (3) SolidWorks 模型一份

4. 推荐参考资料：

- [1]林玉祥. 带可倾转升力风扇飞翼布局的气动特性研究及优化[D].南昌航空大学,2016.
- [2]汪文凯. 可垂直起降固定翼飞行器概念设计研究[D].国防科学技术大学,2014.
- [3]刘彦伟,潘豪,刘三娃,李淑娟,李言.倾转变形四旋翼飞行器的设计和实现[J].中国机械工程,2021,32(16):1930-1936.
- [4]吴瀚文. 四旋翼飞行器抗风控制研究[D].哈尔滨工业大学,2016.
- [5]张啸迟,万志强,章异赢,杨超.旋翼固定翼复合式垂直起降飞行器概念设计研究[J].航空学报,2016,37(01):179-192.
- [6]白鹏,陈钱,徐国武,刘荣健,董二宝.智能可变形飞行器关键技术发展现状及展望[J].空气动力学学报,2019,37(03):426-443.
- [7]王春彦.变体飞行器研究现状与关键技术分析[J].德州学院学报,2021,37(02):31-34.
- [8]艾俊强,李士途.变体飞机典型形式的历史发展及其应用机型浅析[J].航空工程进展,2010,1(03):205-209.DOI:10.16615/j.cnki.1674-8190.2010.03.018.
- [9] Aerospace Research; Researchers at Ecole de Technologie Superieure Have Reported New Data on Aerospace Research (A New Hybrid Control Methodology for a Morphing Aircraft Wing-tip Actuation Mechanism)[J]. Defense & Aerospace Week,2020:
- [10]Natsuki TSUSHIMA,Masato TAMAYAMA. Recent researches on morphing aircraft technologies in Japan and other countries[J]. Mechanical Engineering Reviews,2019,6(2):
Binbin Yan,Yong Li,Pei Dai,Shuangxi Liu. Aerodynamic Analysis, Dynamic Modeling, and Control of a Morphing Aircraft[J]. Journal of Aerospace Engineering,2019,32(5):

所在专业审查意见：

负责人： _____

年 月 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： 变体飞行器的设计与实现

学 院： 航空航天大学

专 业： 18 飞行器制造工程 2 班

学生姓名： 罗暄翔

学 号： 18414020215

起止日期： 2021 年 12 月 3 日~2022 年 6 月 3 日

指导教师： 姚冀涛

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）

（一）课题的目的意义

随着科技的不断发展，飞行器已不再只是执行单一的飞行任务，为了使飞行器具有在多种情况下能执行并完成所需任务，需要对其飞行器的结构和机载能力做出改进和提升。不论是民用领域或军用领域，飞行器都将会面对日益复杂的飞行任务和飞行环境，需要在各种复杂的环境因素下具备优良的性能。

反观传统的固定翼飞行器，是以单一的任务目标为设计前提，完善对其的飞行性能为主。现代的固定翼飞行器是以多目标优化设计，以能够实现多情况下的任务需求。但所导致的是往往设计结果是在多种情况之中进行折中与权衡。

正因为单一的固定翼飞行器在执行飞行任务中会受到多种因素的限制，变体飞行器便是当前航空航天飞行器研究领域的一个热点，是最有可能带来航空航天技术变革，产生颠覆性影响的领域之一，因此受到国内外的广泛关注。

为解决固定翼飞行器在执行任务时对飞行场地，飞行环境等因素需求，能否改变机翼结构使其能够在固定翼与旋翼之间切换，使其飞行器能够同时兼具固定翼与旋翼的飞行性能，成该次课题研究的主要目的。

（二）国内外研究情况及发展趋势

变体飞行器是当今飞行器设计领域的一大热点，已经出现了以鹞式、鱼鹰和 F-35 等具有代表性的型号。其中，鹞式是变体飞行器的早期代表，鱼鹰和 F-35 则是现役的比较优秀的变体飞行器。而 DARPA 在去年又提出了新一轮的变体飞行器研究项目。

1. 国外研究现状

美国的变体飞行器起步较早，在 1979 年，美国宇航局就与波音公司联合启动了“自适应机翼”项目的研究，该项目利用柔性复合材料，使机翼外形主动发生变化。随后美国宇航局又推行了“主动柔性机翼”和“任务自适应机翼”。完成了这两个项目之后，美国又开展了“智能材料与结构验证”“变形飞行器”和“变形机构”等项目的研究。随着研究不断深入，各式各样的变形飞行器逐渐出现在历史舞台上，其中最为著名的是洛·马公司的 MAV 系列折叠机翼变形飞行器和 NextGen 公司的 MFX 系列滑动蒙皮变形飞行器。美国对变形飞行器的研究之路可以概括为：“变形飞行器”、“自适应机翼”、“主动气动弹性机翼”和“智能可变形飞行器”。除美国外，欧盟也在 2002 年启动了多项相关研究项目，包括“气动弹性飞机结构”、“新一代飞行器概念研究”、“智能固定翼飞行器”和“变构型”等项目。

2. 国内研究现状

21 世纪后，我国对变体飞行器相关概念进行了重点研究。白鹏等对智能可变形飞行器关键技术进行了梳理，并对未来发展趋势进行了展望。魏东辉等对智能变形导弹的变

形机理及协调控制机制展开了研究。郭秋亭等研究了折叠翼飞机机翼在展开和折叠时、的气动特性，指出飞机的气动力受机翼变形扰动流场影响较为明显，并且随着变形速度的增加，影响随之变大。殷明对变体飞行器变形与飞行的协调控制问题进行了深入研究。徐国武等研究了翼型连续变形过程中非定常气动特性研究。Yue 等针对静态构型下无尾折叠翼变形飞机的稳定性做了理论分析。

杜厦等给出了一种变体平尾翼型的气动外形设计方法。尹维龙等对变体飞行器蒙皮材料与结构做了现状分析和前景展望。Wu Jun 等考虑了采样通信的时延、丢包等情况，研究分布式协同控制策略，并搭建了分布式驱动智能变形机翼模拟平台。南京航空航天大学的 Xin Jiao 和 Ju Jiang 提出了一种基于模糊神经网络的自学习控制律，以解决高超声速变形飞行器模态转换控制问题。沈阳飞机设计研究院的 Zong-xin Yao 提出了一种新型变形控制无人机，采用 Q-learning 方法（Q 学习）实现了变形无人机的强化学习模块。西安交通大学的陈刚团队借鉴鸟类高速飞行时收缩翅膀和低速飞行时展翅的能力，研究了一种新型仿生变形无人机。

我国对变体飞行器的研究主要集中在旋翼的改变风扇布局和固定翼机翼的折叠、伸展。对于固定翼大幅度倾转的研究相对较少，本文将从固定翼与旋翼转换方面入手进行变形机构的研究。

（三）课题主要研究内容

该课题利用 solidworks 软件设计出模型载体，研究飞行器的机翼结构能否实现大幅度的倾转，使其机翼能够在固定翼与旋翼之间完成切换。结合参考文献所查阅所适合变形飞行器的变形机构、机翼种类等设计改进出结构合理的变形机构。之后对其机构进行力学分析，分析其机构在静止状态、运动状态下的力学性能是否能够达到预期目标。

本课题主要研究内容如下：

- (1) 飞行器结构设计；
- (2) 力学分析；
- (3) 运动学仿真。

（四）参考文献

- [1] 林玉祥. 带可倾转升力风扇飞翼布局的气动特性研究及优化[D]. 南昌航空大学, 2016.
- [2] 汪文凯. 可垂直起降固定翼飞行器概念设计研究[D]. 国防科学技术大学, 2014.
- [3] 刘彦伟, 潘豪, 刘三娃, 李淑娟, 李言. 倾转变形四旋翼飞行器的设计和实现[J]. 中国机械工程, 2021, 32(16): 1930-1936.
- [4] 吴瀚文. 四旋翼飞行器抗风控制研究[D]. 哈尔滨工业大学, 2016.
- [5] 张啸迟, 万志强, 章异赢, 杨超. 旋翼固定翼复合式垂直起降飞行器概念设计研究[J]. 航空学报, 2016, 37(01): 179-192.

[6] 白鹏,陈钱,徐国武,刘荣健,董二宝. 智能可变形飞行器关键技术发展现状及展望[J]. 空气动力学学报,2019,37(03):426-443.

[7] 王春彦. 变体飞行器研究现状与关键技术分析[J]. 德州学院学报,2021,37(02):31-34.

[8] 艾俊强,李士途. 变体飞机典型形式的历史发展及其应用机型浅析[J]. 航空工程进展,2010,1(03):205-209. DOI:10.16615/j.cnki.1674-8190.2010.03.018.

[9] Aerospace Research; Researchers at Ecole de Technologie Superieure Have Reported New Data on Aerospace Research (A New Hybrid Control Methodology for a Morphing Aircraft Wing-tip Actuation Mechanism)[J]. Defense & Aerospace Week,2020:

[10] Natsuki TSUSHIMA,Masato TAMAYAMA. Recent researches on morphing aircraft technologies in Japan and other countries[J]. Mechanical Engineering Reviews,2019,6(2):

[11] Binbin Yan,Yong Li,Pei Dai,Shuangxi Liu. Aerodynamic Analysis, Dynamic Modeling, and Control of a Morphing Aircraft[J]. Journal of Aerospace Engineering,2019,32(5):


二、 进度及预期结果

起止日期	主要内容	预期结果
2021.12.3— 2021.12.17	前期查找、收集文献，学习相关知识。	掌握毕设相关的基本理论知识。
2021.12.18— 2021.12.31	收集资料，文献，对知识归类整理，然后对收集的资料进行详细的分析。	确定大体设计方向。
2022.1.1— 2022.1.15	熟悉设计任务以及要求，确定设计方案。并完成开题报告。	完成开题报告与前期的模型建立。
2022.1.16— 2022.1.31	按照要求与设计完成变体飞行器内部结构模型建立。	内部结构模型完成。
2022.2.1— 2022.2.14	完成论文初稿。	完成论文初稿。

<p>2022. 2. 14-2022. 2. 28</p> <p>2022. 3. 1-2022. 3. 16</p> <p>2022. 3. 17-2022. 3. 31</p> <p>2022. 4. 1-2022. 4. 16</p> <p>2022. 5. 1-2022. 5. 16</p> <p>2022. 5. 17-2022. 6. 3</p>	<p>完成整体模型建立。</p> <p>对结构件进行有限元分析，并修改完善论文。</p> <p>论文的撰写及完善，模型进行优化。</p> <p>3D 打印出内部结构实体</p> <p>确定论文终稿，完成 PPT，准备最终答辩。</p> <p>最终答辩</p>	<p>整体模型建立完成。</p> <p>完成分析报告。论文完成度一半。</p> <p>完成论文的撰写，模型进行最后优化。</p> <p>结构实体。</p> <p>论文终稿，答辩 PPT。</p> <p>完成答辩。</p>
<p>完成课题的 现有条件</p>	<p>(1) 具备良好的绘图能力，对机构的运动有较好的理解；</p> <p>(2) 有较好的自律性和自学能力；</p> <p>(3) 熟练使用 SolidWorks、CAD 等绘图软件；</p> <p>(4) 实验室配备 3D 打印机，能够支持实体打印。</p>	
<p>指导教师 意见</p>	<p>指导教师：_____ 年__月__日</p>	
<p>开题答辩 小组意见</p>	<p>组 长：_____ 年__月__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： 

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：

年 月 日

摘 要

本文设计的变体飞行器结合了四旋翼飞行器和固定翼飞机，是一种具有倾转机翼能力的变体飞行器。其利用变形机构使其飞行器能将机翼进行倾转以达到同时具备垂直起降和高速前飞的特点，能够满足在不同情况的任务需求，减少飞行器对着陆场地的需求。

首先，通过查找翻阅参考文献对四旋翼飞行器、传统固定翼飞行器及变体飞行器三种飞行器的发展与研究总结四旋翼与固定翼飞行器的各自优缺点、变体飞行器的发展历史，针对设计要求提出该飞行器的设计方案，其次对确定的变体飞行器进行参数设计，以选定合适的动力系统。

其次对各部件进行详细的结构分析，利用 ANSYS 对在不同形态状态下的飞行器整体进行结构分析和强度校核，并利用 Fluent 进行机翼的气动干扰分析，用以分析对机翼开口处是否导致机翼无法提供飞行所需升力。最后，对现有模拟数据进行统计总结，得到该飞行器的相应结论，并验证了该变体飞行器飞行过程中各状态运行的可行性与合理性。

关键词：变体飞行器；倾转固定翼；流体分析

ABSTRACT

The variant aircraft designed in this paper combines four rotor aircraft and fixed wing aircraft. It is a variant aircraft with tilting wing capability. It uses the deformation mechanism to enable its aircraft to tilt the wing to achieve the characteristics of vertical takeoff and landing and high-speed forward flight at the same time, which can meet the mission requirements in different situations and reduce the demand of the aircraft facing the land site.

Firstly, through searching and reading references, this paper studies the development and research of four rotor aircraft, traditional fixed wing aircraft and variant aircraft, summarizes the respective advantages and disadvantages of the two aircraft and the development history of variant aircraft, puts forward the design scheme of the aircraft according to the design requirements, and then designs the parameters of the determined variant aircraft to select the appropriate power system.

Secondly, the detailed structural analysis of each component is carried out, the overall structure analysis and strength check of the aircraft in different forms are carried out by using ANSYS, and the aerodynamic interference analysis of the wing is carried out by using fluent to analyze whether the wing cannot provide the lift required for flight at the opening of the wing. Finally, the existing simulation data are statistically summarized, the corresponding conclusions of the aircraft are obtained, and the feasibility and rationality of the operation of each state in the flight process of the variant aircraft are verified.

Keywords: variant aircraft; Tilting fixed wing; Fluid analysis

目 录

第一章 绪论	2
1.1 背景介绍	2
1.2 国内外研究现状	2
1.2.1 国外研究现状	2
1.2.2 国内研究现状	3
1.3 研究内容	3
1.4 研究目的及意义	3
第二章 机械传动机构	4
2.1 变体飞行器整体设计	4
2.2 变形机构件设计	5
2.3 机翼与机身连接轴设计	6
2.4 机翼与传动滑块连接件设计	7
2.5 本章小结	8
第三章 变体飞行器的结构分析	9
3.1 起飞重量估算	9
3.2 螺旋桨升力估算	9
3.3 飞行器各形态瞬态力学分析	10
3.4 各形态结构分析结果	14
3.4.1 形变结果	14
3.4.2 应力结果	15
3.4.3 应变结果	17
3.5 本章小结	18
第四章 机翼的气动分析	19
4.1 流场构建及其网格划分	19
4.2 边界条件设置	20
4.3 计算结果分析	22
4.4 本章小结	25
第五章 总结与展望	26
参考文献	27
致 谢	28

第一章 绪论

1.1 背景介绍

变体飞行器是指在飞行器在飞行过程中可以改变外形，以适应宽广变化的飞行环境，完成各种任务使命，有效实施控制，提高飞行器的机动能力，改善飞行性能。它与现有飞行器离散改变后掠翼或控制面角度的传统方法不同，可以有效地实现外形的分布式连续式变形。反观传统的飞行器，固定翼飞行器对起降场地有较大的场地需求，不能做到涉及有关山区地形的飞行任务；旋翼机则不能进行长距离的飞行任务，但是对起降场地的要求远远小于固定翼。所以为了解决飞行器在执行任务时对起降场地的需求、飞行任务等因素需求。能否通过改变机翼结构使其能够在固定翼与旋翼之间进行切换，使该飞行器同时能够兼顾固定翼与旋翼的飞行性能。

表 1-1 各飞行器特性表

飞行器类型	任务距离	飞行特点	起降场地
固定翼飞行器	长距离	高速度	所需场地大，且跑道平坦
四旋翼飞行器	近距离	灵活性高	所需场地小，平坦度要求较小

1.2 国内外研究现状

1.2.1 国外研究现状

当前变体飞行器已经是飞行器设计领域的一重大热点，而国外对变体飞行器的研究相对于国内较早，比较著名的变体飞行器有：“鹞式”、“鱼鹰”、“F-35”等。在 1979 年，美国宇航局就联合波音公司联合启动了“自适应机翼”^[1]项目的研究，该项目主要是利用柔性复合材料，使机翼外形主动发生变化。随后美国宇航局又推行了“主动柔性机翼”和“任务自适应机翼”。完成了这两个项目之后，美国又开展了“智能材料与结构验证”“变形飞行器”和“变形机构”等一系列项目的研究。随着研究的不断深入，各式各样的变形飞行器逐渐出现在人们眼前，其中最为著名的是洛·马公司的 MAV 系列折叠机翼变形飞行器和 NextGen 公司的 MFX 系列滑动蒙皮变形飞行器。对此总结美国对变形飞行器的研究可以概括为：“变形飞行器”、“自适应机翼”、“主动气动弹性机翼”和“智能可变形飞行器”。继美国之后，欧盟也启动了多项相关研究项目，包括“气

动弹性飞机结构”、“新一代飞行器概念研究”、“智能固定翼飞行器”和“变构型”等项目。

1.2.2 国内研究现状

21 世纪后，我国对变体飞行器相关概念进行了重点研究。白鹏^[2]等对智能可变形飞行器的关键技术进行了整理与分析，并对未来变体飞行器的发展趋势进行展望。魏东辉^[3]等对智能变形导弹的变形机理及协调控制机制展开了研究。郭秋亭与徐国武^[4]等研究了折叠式机翼分别在展开、折叠时的气动特性，指出飞机的气动力会由于机翼变形扰动流场产生较明显的影响，并且会随着变形速度的增加，影响也会变大；且翼型在连续变形过程中的非定常气动特性研究。殷明^[5]对变体飞行器的变形与飞行时协调控制的问题进行研究。杜厦^[6]等提出了一种变体平尾翼型的气动外形设计方法。尹维龙^[9]等对变体飞行器蒙皮材料与结构进行了现状分析与展望。

1.3 研究内容

在文献分析基础上，发现目前对于变体飞行器的研究主要集中在单一类型的飞行器，在其翼型结构或者飞行控制模板进行变体尝试，而对于两种类型飞行器的混合研究相对较少。本文提出将多旋翼飞行器与倾转旋翼机结构特点相结合，设计一款融合该两类飞行器优点的变体飞行器。

本文的主要研究内容：

1.通过查阅国内外文献对目前已有的变体飞行器进行分析研究。借鉴可实现倾转机翼功能的结构，构建变形机构运动简图，确定该变形机构的可行性。

2.使用 SolidWorks 软件建立变体飞行器模型，对变体飞行器各形态下的工况进行瞬态动力学分析。

3.在 ANSYS 平台中进行流体仿真，模拟机翼上表面出现开口时周围流体流动速度以及迹线情况。验证该机翼设计可行性与合理性。

1.4 研究目的及意义

提出通过倾转机翼来使飞行器能够在固定翼与四旋翼之间切换，进一步减小飞行器对降落场地的需求，对变体飞行器的运动模型进行分析、计算，以及对模型进行运动仿真，验证其结构可行性，能够得到一些有效结论，以此验证该类变形机构的合理性。

第二章 机械传动机构

由于倾转固定翼飞行器在国内外的案例较少，因此该变体飞行器的方案可借鉴的参考有限。多旋翼飞行器的结果较为简单，而固定翼飞机的构型种类较多，如何使二者更好的结合，使得该变体飞行器在各自的形态模式下能够保持各自独有的性能，是本文主要解决的问题。

2.1 变体飞行器整体设计

为实现机翼的大幅度倾转，需要思考在变形过程中是否能够保持飞行器具有足够的升力，而在飞行过程中发动机倾转的飞行器可以“鱼鹰”为例如图 2-1、图 2-2 所示。



图 2-1 平飞状态



图 2-2 垂直状态

而要实现减少飞行场地所占用面积，则需要考虑机翼的收纳问题，机翼的变形方式目前存在折叠、收缩与倾转。在飞行过程中为保证飞行的稳定性，故而选择对机翼进行倾转来实现飞行器在固定翼与旋翼之间进行切换。此处倾转机翼的方式参考 F4F 战机如图 2-3 所示。

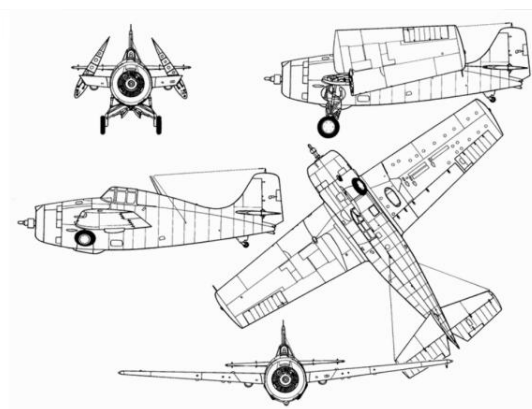


图 2-3 F4F 战机变形图

结合该两种飞行器的机翼变化方式,从而设计出变体飞行器的初始变形机构。在保持机翼整体不受修改的前提下能够完成由固定翼与四旋翼之间的切换。初设外形如下:

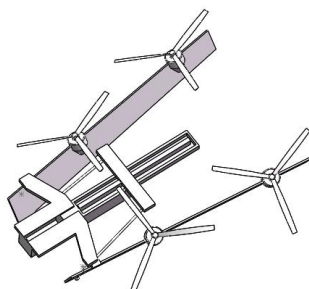


图 2-4 折叠形态

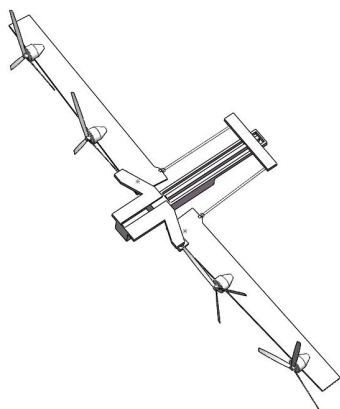


图 2-5 展平形态

2.2 变形机构件设计

倾转机翼结构的可行性是整个变体飞行器能够实现的重点。为实现预期的变形效果,其机构需要同时实现机翼的折叠与旋转,且能够在机翼折叠到与机身平行时,机翼本身进行一个 90° 的旋转。以此保证在折叠形态时,螺旋桨能够垂直机身水平向上,保证在折叠形态下的飞行稳定性。图 2-6、图 2-7 为设计期望运动简图。

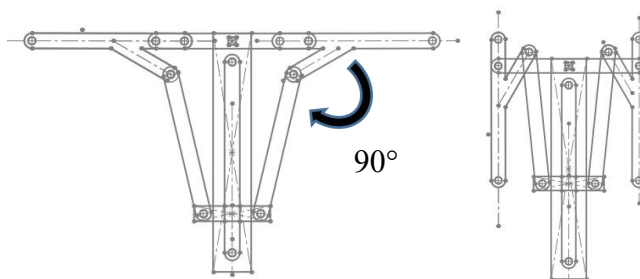


图 2-6 平面运动简图

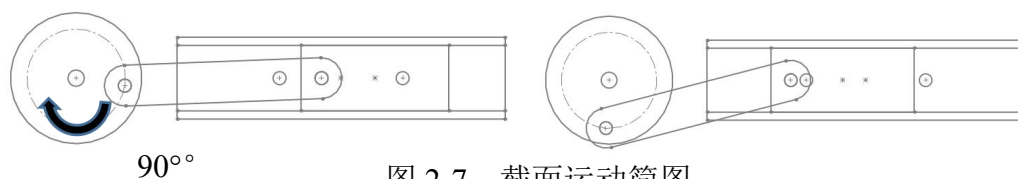


图 2-7 截面运动简图

因为在变形过程中需要保证左右机翼能够做到同步进行保证其变形过程中飞机的稳定性，所以在机身中部的传动滑块选择使用丝杆结构来进行控制变形过程中的距离、速度、滑块位置。为了减少滑块在移动过程中产生的震动对飞行中平稳产生影响，所以采用两个杆，其中一根起到稳定作用。电机通过转动螺杆推动滑块，滑块通过自身与机翼之间的连杆做到同步推动机翼完成折叠动作。

而若要实现倾转动作，机翼会产生一个向下的转动，所以为此机翼与机身之间的连接需要做一个轴连接，轴与水平机翼面产生角度以此来实现预期设计效果。

2.3 机翼与机身连接轴设计

为了实现能够使机翼进行变形，所以在机翼与机身连接处进行重新设计，使用轴连接，在其设计过程中发现水平切面的两个轴连接会导致变形无法做到预期设想。该类连接轴会使变形出现三段式情况。

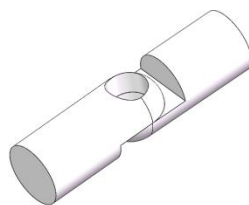


图 2-8 圆柱轴

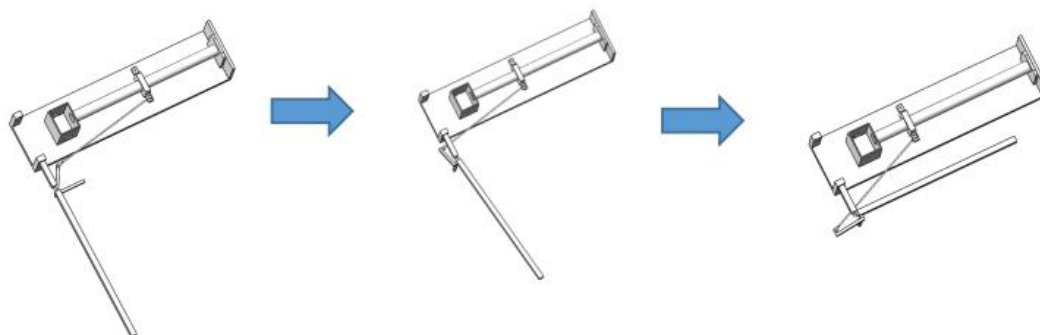


图 2-9 三段式变形过程

这样不但会使变形过程繁琐、不流畅，且在折叠过程切换回展平过程时会导致机翼竖直使飞机的升力出现缺失。为实现预期变形，对变形机构的连接轴进行设计修订，优化方案。发现若使用斜面切口的两个轴进行连接可以达到预期的倾转效果，进一步对轴的斜面角度进行计算和修改，最终设计完成能够实现预期目标的连接轴如图 2-10、2-11 所示。

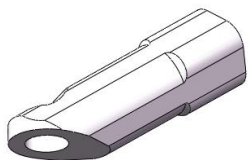


图 2-10 机翼连接件

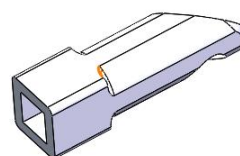


图 2-11 机身连接件

表 2-1 连接件参数表

连接件	水平面夹角	垂直面夹角	连接件
机翼连接件	35°	45°	机翼连接件
机身连接件	55°	45°	机身连接件

2.4 机翼与传动滑块连接件设计

为了能够实现当滑块推动时带动机翼进行倾转，这两个部件直接的连接件需要能够提供较高的多角度转向能力，在借鉴了机械传动装置类型中在这里的选择使用万向节进行连接。万向节分为：刚性万向节、挠性万向节。为了保证变形后连接件能够提供一定的固定支撑作用所以选用刚性万向节。

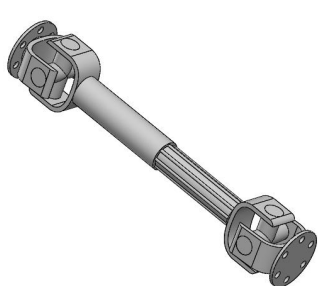


图 2-12 十字轴型

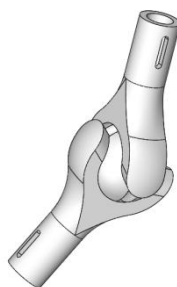


图 2-13 球叉式

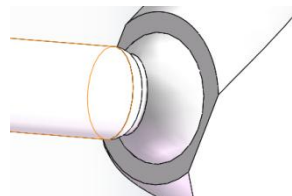


图 2-14 球笼式

在机翼进行倾转时该处连接会产生旋转，所以该部分选用十字轴型万向节，而滑块部位为了保证减少干涉以及提供更好的自由度所以选用球叉式万向节或球

笼式万向节。在能实现变形需求的前提下，选用球笼式万向节能够减少在部件制作时候的难度。



图 2-15 传动杆

该传动杆左端能在传力的过程中提供固定作用且自由度相对较低，减少了变形过程中的不稳定因素，且去除了中心十字轴设计改为单根圆柱为中心轴，该轴利用销与左端凹槽固定连接。这样既可以减少简化结构也可以使轴的旋转角进一步扩大，右端使用球笼式接口，可以减少在杆旋转时产生的干涉，只产生角度上的变化以此达到预期设想。

整体模型展示，如图 2-16、图 2-17 所示。

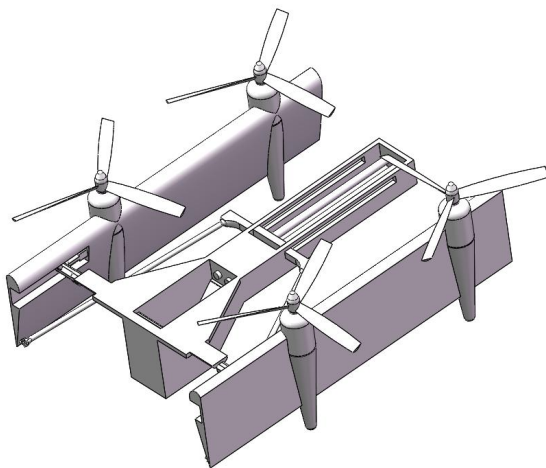


图 2-16 折叠状态

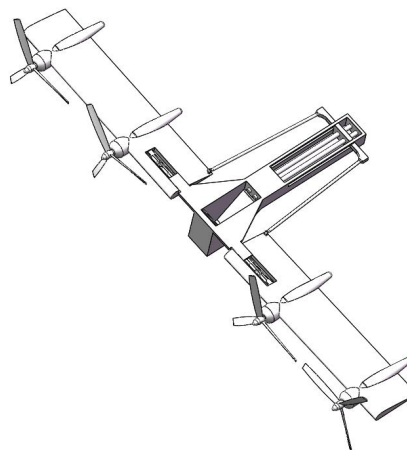


图 2-17 展平状态

2.5 本章小结

本章对变形飞行器关键的倾转机翼机构和传动机构进行设计，分析其各构件所选择的原因，解析其运动原理并利用 Solidworks 建模软件建立参数化模型。简要描述了变形飞行器的变形过程和变形原理。

第三章 变体飞行器的结构分析

由于变体飞行器的主要承力构件为装载动力系统、固定设备和电池的机身结构和变形连接机构,因此本章主要针对不同工况下的变体飞行器进行静应力分析。

3.1 起飞重量估算

一般飞机因为使用航空燃油,所以在飞行过程中会产生油耗,导致飞机的总体重量会一直处在变化之中。但是电动飞行器不会存在这个问题,电池在使用过程中也不会产生质量变化。故而本文变体飞行器所选取电动装置作为动力装置。故而飞行器在飞行过程中的飞行重量等于起飞重量。起飞重量表达式为:

$$W_T = W_S + W_{FE} + W_B + W_P \quad (3-1)$$

式中: W_T 为总起飞重量=飞行重量

W_P 为任务载重,本文中飞行器作为验证样机,无其余任务载荷,故而 W_P 取 0;

W_S 为机体结构重量,一般机体结构重量占总重的 25%~35%,该机作为飞行器验证样机,不携带任务载荷,因此所占百分比相对增大, W_T 取 $0.7W_T$

W_{FE} 为固定设备重量,主要为电机,电调,飞控,螺旋桨等动力装置部件,在此估选重量为 $0.2W_T$;

W_B 为电池重量,在此取电池重量为 130g。

由此初步得出,飞行器的起飞重量约为: $W_T = W_B / (1 - 0.7 - 0.2) = 1.3\text{kg}$

为使飞行器能够满足设计要求,飞行器能够拥有更高的结构强度,初步预计起飞重量为 2kg。

3.2 螺旋桨升力估算

为使螺旋桨能够达到预期起飞重量,螺旋桨需要提供 2kg 的拉力,最小 1.5kg 的拉力。该飞行器为四旋翼飞行器故而单螺旋桨需提供 0.5kg 的拉力。螺旋桨拉力公式为:

$$T = D_p \times H \times b \times N^2 \times 1 \times 0.00025 \quad (3-2)$$

式中: T 为拉力,单位为 g;

D_p 为螺旋桨直径,单位为 cm;

H 为螺距,单位为 cm;

b 为桨叶宽度,单位为 cm;

N 为转速,单位为转/秒;

1 为 1 标准大气压;

0.00025 为经验系数。

电机大小，选择电机转速为 77.5 转/秒。

以此推导出适合的螺旋桨型号为 8060，由于电机功率较小，为能够提高更大的升力，螺旋桨选择 3 叶螺旋桨。

将以上参数代入公式进行计算，初步得到单个螺旋桨拉力为 0.558kg，该飞行器为四旋翼变体飞行器，故总拉力为 $0.558 \times 4 = 2.232\text{kg}$ 。所产生拉力满足设计预期。

3.3 飞行器各形态瞬态力学分析

本次分析使用 Ansys 软件中的静态结构模组 Mechanical APDL，该模组是利用 APDL 的程序语言与宏技术组织管理 Ansys 的有限元分析命令，以此实现参数化建模、施加参数化荷载与求解以及参数化后处理结果，从而实现参数化有限元分析的全过程，同时这也是 Ansys 批处理分析的最高技术。

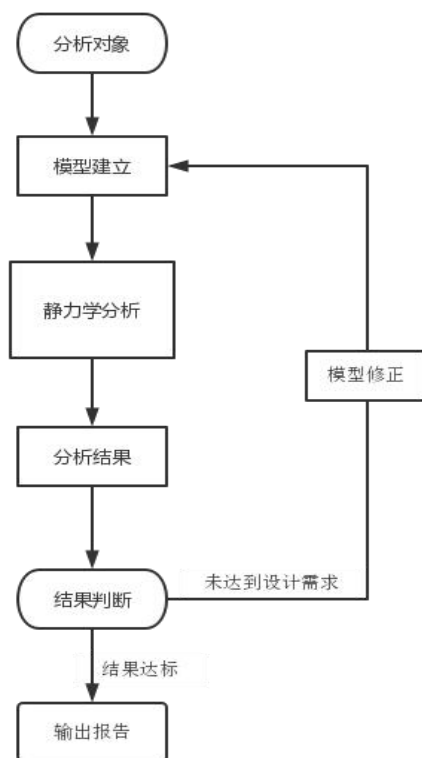


图 3-1 力学分析流程

力学分析步骤：

1. 飞行器整体模型的构建，首先利用 Solidworks 软件完成对飞行器的模型建立，之后将文件保存为 x_t 格式，以便将其导入 Ansys 中，之后打开 Ansys 软件，创立静态结构系统。

2.材料的选取。在完成系统建立后进入工程数据源对材料进行选择，考虑到该样机为了验证机体变形结构的可行性，选择环氧树脂和铝合金。使用两种材料对结构进行参考对比。

表 3-1 材料力学参数

	密度 (kg/m ³)	弹性模量	泊松比
环氧树脂	1160	3.78E+09	0.35
铝合金	2770	7.1E+10	0.33

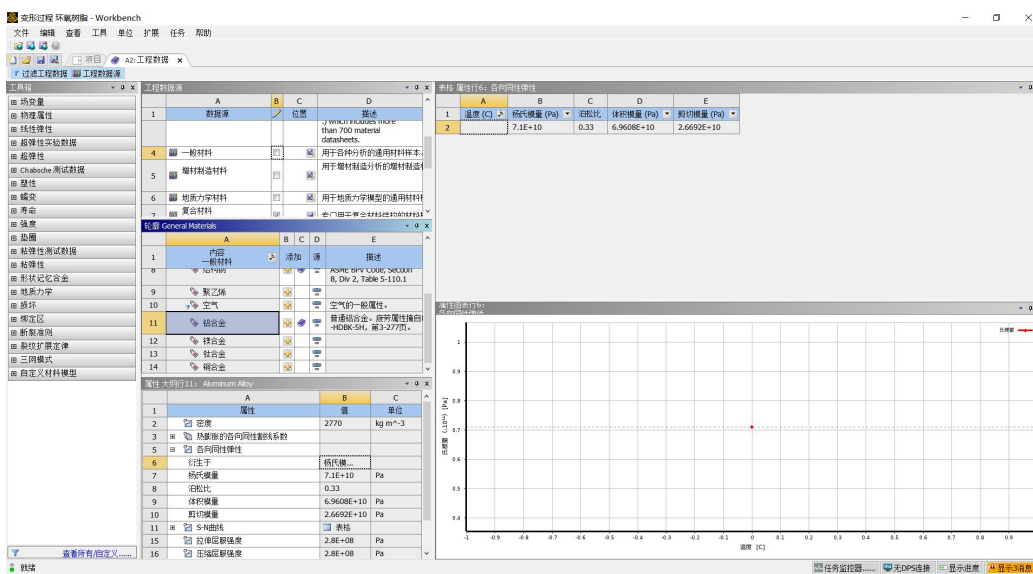


图 3-1 设置材料源

3.参数设置。将飞行器模型导入 Ansys 中，更新几何结构，进入模型进行参数设置，将所选材料赋予到模型之中，为使数据更具有参考价值，将第一组选取全面覆盖环氧树脂，而第二种选取全面覆盖铝合金。完成材料设置后，将设置调整好接触区域，删除不必要的接触区域。

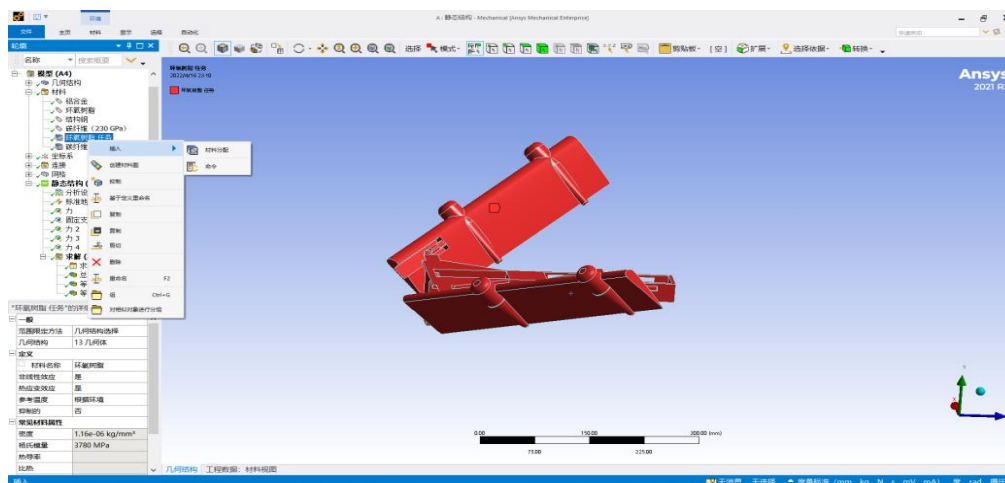


图 3-2 材料分配覆盖

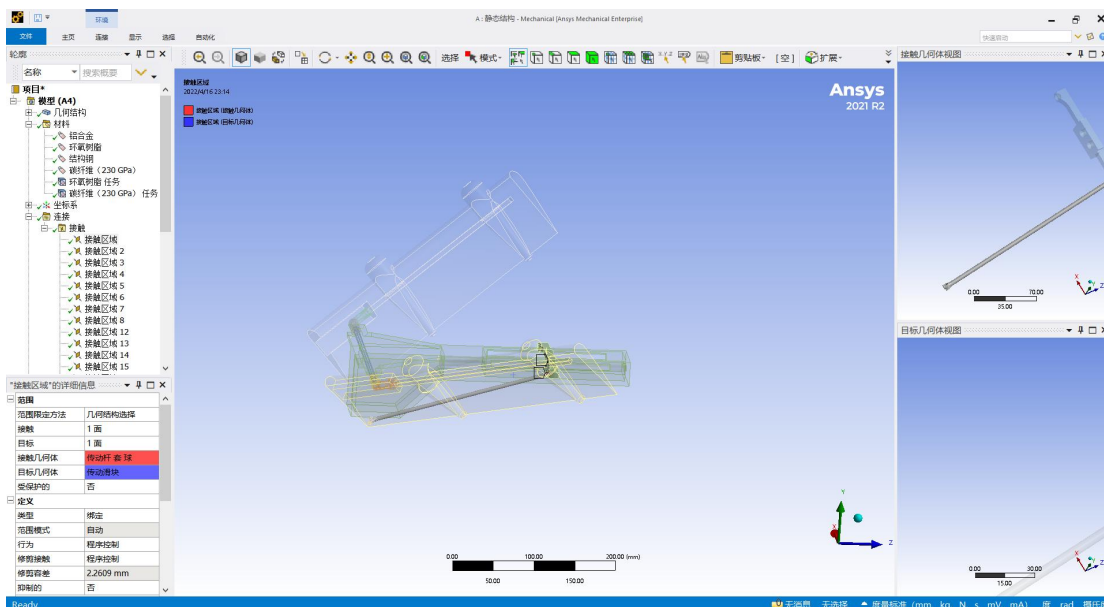


图 3-3 接触域检查

4.网格划分。调整适合的网格单元尺寸，划分方法包括：自动、四面体、六面体主导、扫掠、多区域等，为保证运算结果，减少运算所需时间。本次网格分选择自动划分。为看出部分细节出的受力，变形情况。网格过渡选择平缓过渡。调整好之后进行网格划分，最小边缘长度 0.25mm，总计单元 393748。

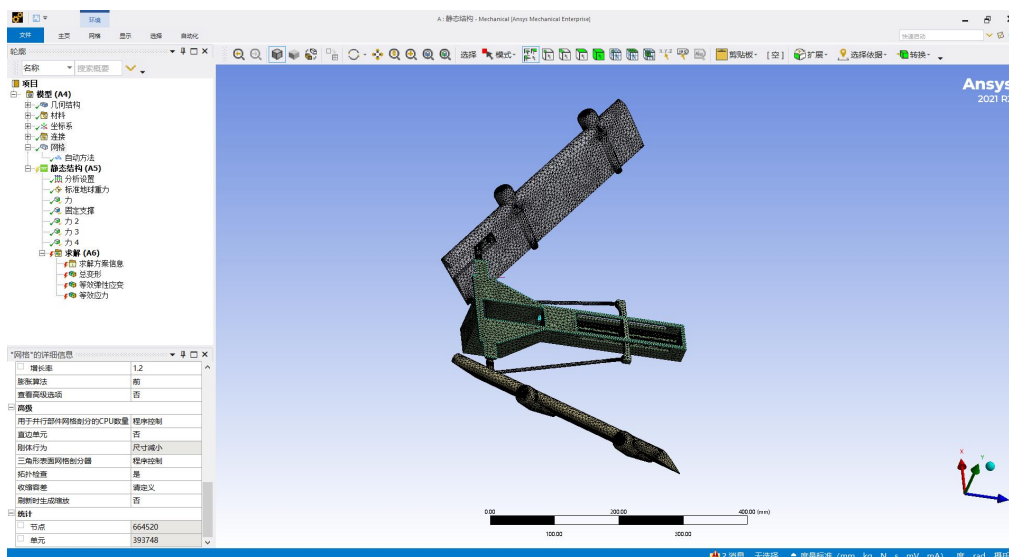


图 3-4 网格划分设置

5.载荷设置。为模拟真实工况下的飞行器个位置变形、受力情况，设定整机在标准地球重力下。将机身进行固定，为验证机体结构的可行性，故而螺旋桨拉

力设定为最大功率下的拉力，将拉力设置在 4 个螺旋桨处且一直与机翼保存同一水平。各螺旋桨提供 0.558kg 拉力，力 5.46N。

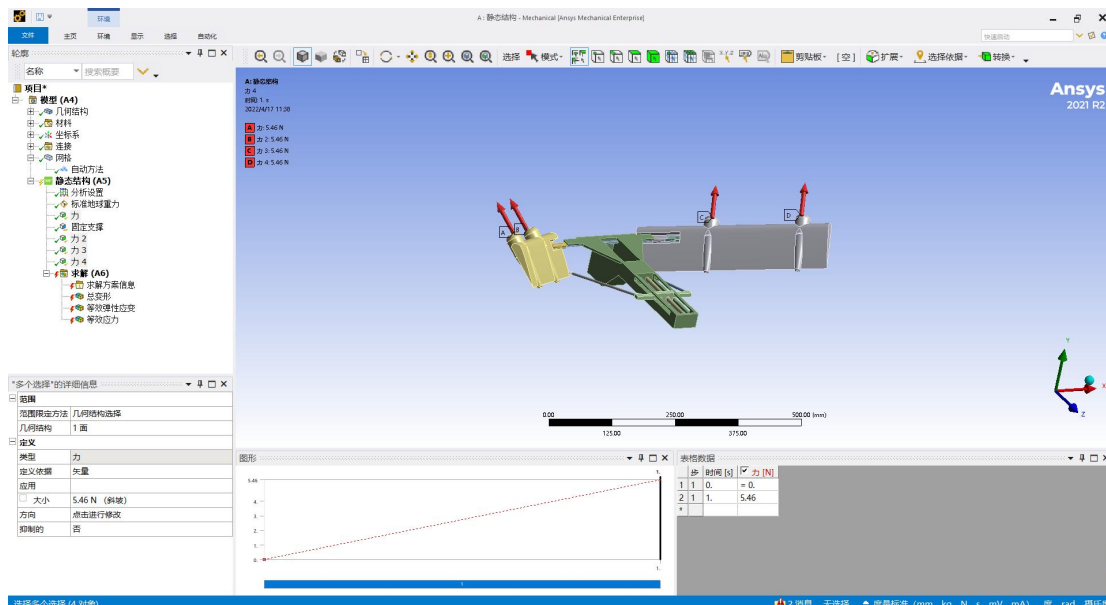


图 3-5 受力情况设定

6.求解设置。将所需要做的分析结构插入求解中例如：总形变、总应力、总应变等需求，直接运行求解。



图 3-6 所需结果

3.4 各形态结构分析结果

3.4.1 形变结果

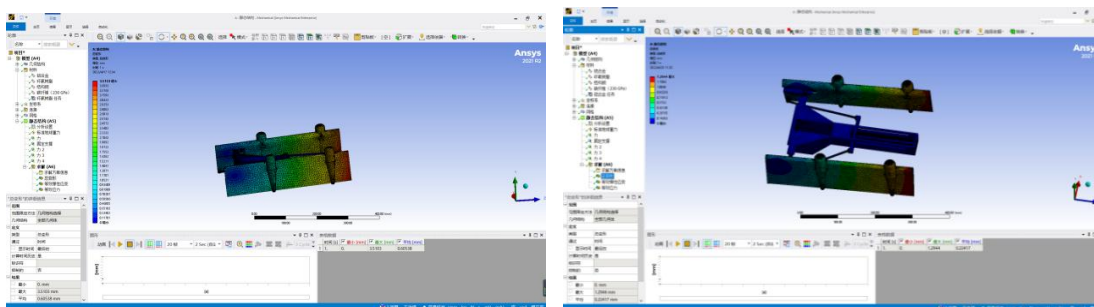


图 3-7 折叠状态起飞瞬时（左）树脂材料（右）铝合金

以树脂材料作为整机材料时，螺旋桨总拉力 22.32N，起飞时的总形变机翼末端为形变最大处，最大位移 3.5103mm。平均位移 0.60538mm。以铝合金作为整机材料时，螺旋桨总拉力 60.5N，起飞时的总形变机翼末端为形变最大处，最大位移 1.2944mm，平均位移 0.22417mm。

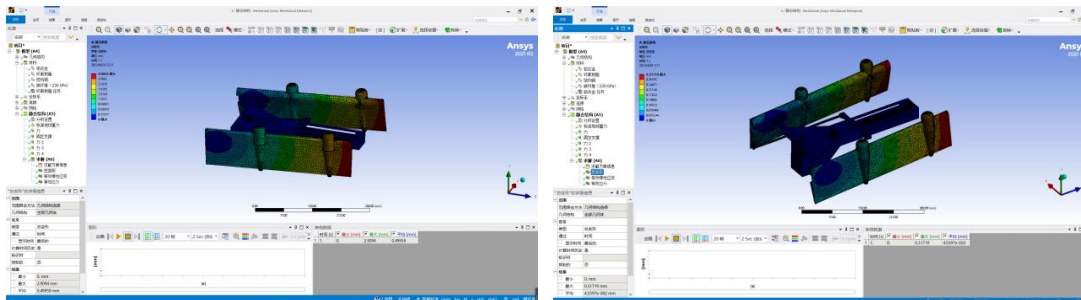
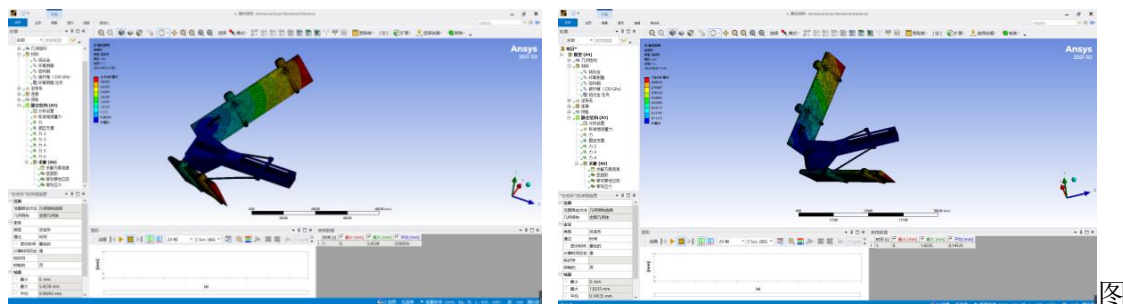


图 3-8 折叠状态悬停状况（左）树脂材料（右）铝合金

以树脂材料作为整机材料时，螺旋桨总拉力 13N 飞行器处于平飞时的总形变机翼末端为形变最大处，最大位移 2.9094mm。平均位移 0.49958mm；以铝合金作为整机材料时，螺旋桨总拉力 34.43N，飞行器处于平飞时的总形变机翼末端为形变最大处，最大位移 0.31719mm，平均位移 0.045597mm

由于变形只考虑在空中完成整个变形过程，所以在该状态下的形变分析只考虑平飞状态下的受力。



3-9 变形过程（左）树脂材料（右）铝合金

以树脂材料作为整机材料时，飞行器处于平飞时的总形变，螺旋桨总拉力 22.32N，机翼末端为形变最大处，最大位移 5.4538mm。平均位移 0.96056mm；以铝合金作为整机材料时，飞行器处于平飞时的总形变，螺旋桨总拉力 34.43N，机翼末端为形变最大处，最大位移 1.0235mm，平均位移 0.14535mm。由于整个过程处于运动状态，故而位移形变相比其他状态下较大。

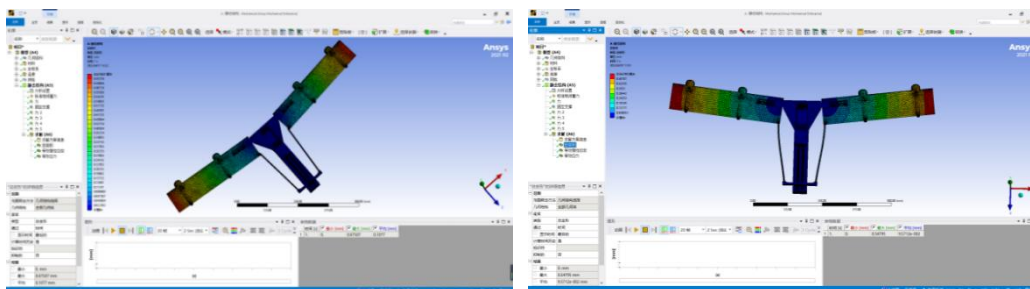


图 3-10 展平状态（左）树脂材料（右）铝合金

以树脂材料作为整机材料时，飞行器处于平飞时的总形变，螺旋桨总拉力 22.32N，机翼末端为形变最大处，最大位移 0.67507mm，平均位移 0.1077mm；以铝合金作为整机材料时，飞行器处于平飞时的总形变，螺旋桨总拉力 34.43N，机翼末端为形变最大处，最大位移 0.54795mm，平均位移 0.095712mm。

3.4.2 应力结果

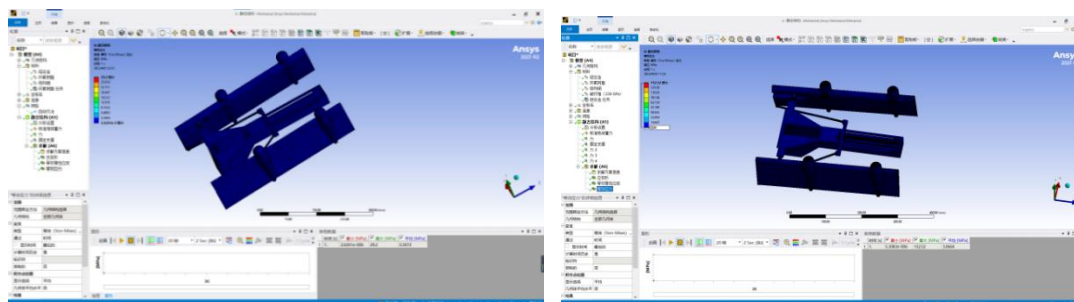


图 3-11 折叠状态起飞瞬时（左）树脂材料（右）铝合金

以树脂材料作为整机材料时，螺旋桨总拉力 22.32N，起飞时的应力最大处在机翼与机身连接轴零件处。最大应力 29.2MPa。平均应力 0.3672MPa。以铝合金作为整机材料时，螺旋桨总拉力 60.5N，起飞时的应力最大处在机翼与机身连接轴零件处。最大应力 152.52MPa，平均应力 3.0664MPa。

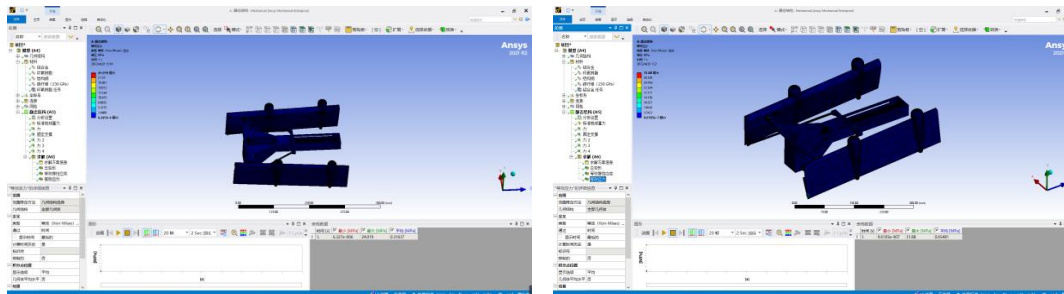


图 3-12 折叠状态悬停状况（左）树脂材料（右）铝合金

以树脂材料作为整机材料时，螺旋桨总拉力 13N，平飞时的应力最大处在机翼与机身连接轴零件处。最大应力 24.019MPa。平均应力 0.31637MPa。以铝合金作为整机材料时，螺旋桨总拉力 34.43N，平飞时的应力最大处在机翼与机身连接轴零件处。最大应力 31.88MPa，平均应力 0.65481MPa。

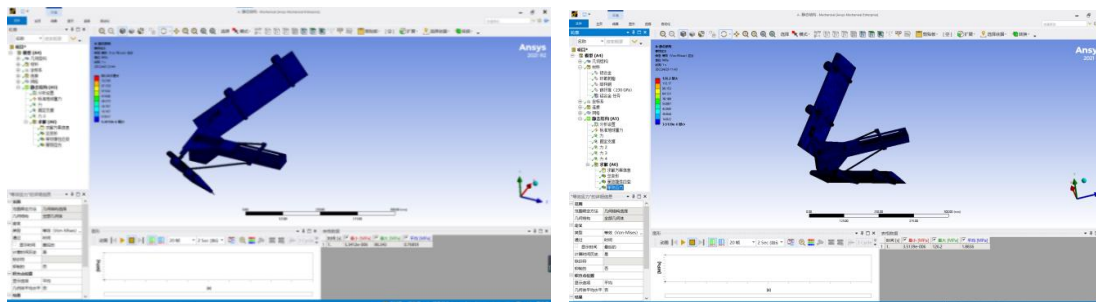


图 3-13 变形过程（左）树脂材料（右）铝合金

以树脂材料作为整机材料时，螺旋桨总拉力 22.32N，平飞时的应力最大处在机翼与机身连接轴零件处。最大应力 86.343MPa。平均应力 0.76859MPa。以铝合金作为整机材料时，螺旋桨总拉力 34.43N，平飞时的应力最大处在机翼与机身连接轴零件处。最大应力 126.2MPa，平均应力 1.8836MPa。

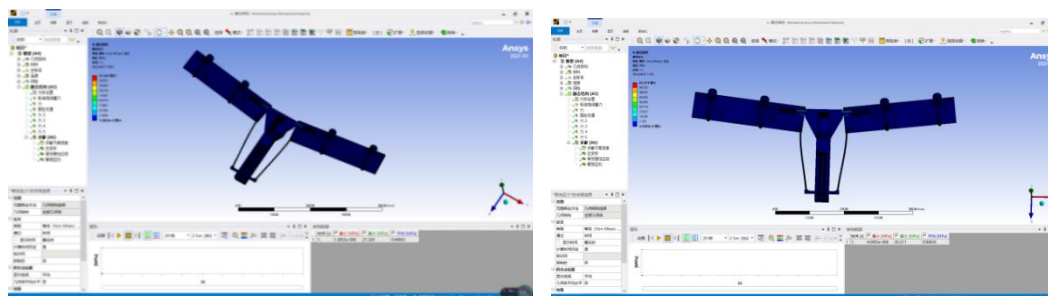


图 3-14 展平状态（左）树脂材料（右）铝合金

以树脂材料作为整机材料时，螺旋桨总拉力 22.32N，平飞时的应力最大处在机翼与机身连接轴零件处。最大应力 21.324MPa。平均应力 0.44063MPa。以铝合金作为整机材料时，螺旋桨总拉力 34.43N，平飞时的应力最大处在机翼与机身连接轴零件处。最大应力 65.511MPa，平均应力 0.96836MPa。

3.4.3 应变结果

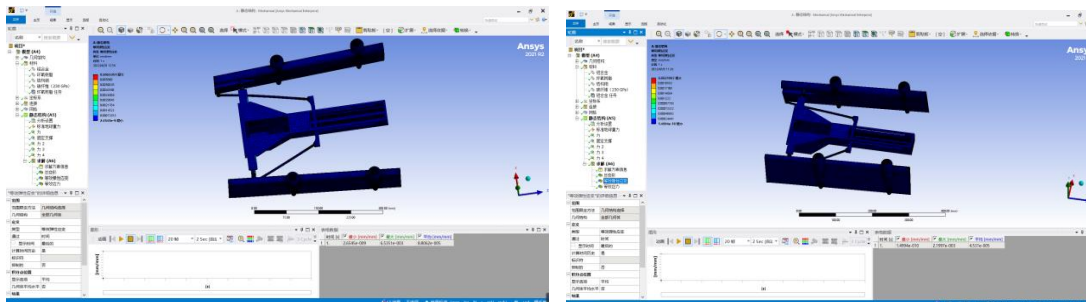


图 3-15 折叠状态起飞瞬时（左）树脂材料（右）铝合金

以树脂材料作为整机材料时，螺旋桨总拉力 22.32N，起飞时的应变最大处在机翼与机身连接轴零件处。最大应变 0.00653mm。平均应变 0.00088062mm。以铝合金作为整机材料时，螺旋桨总拉力 60.5N，起飞时的应变最大处在机翼与机身连接轴零件处。最大应变 0.0021997mm，平均应变 0.0004531mm。

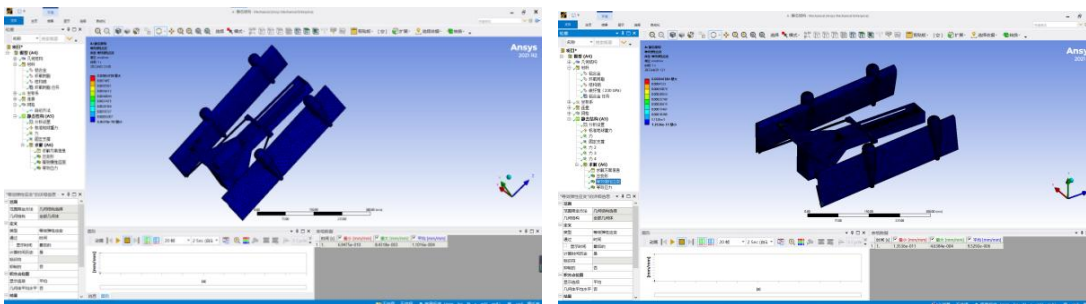


图 3-16 折叠状态悬停状态（左）树脂材料（右）铝合金

以树脂材料作为整机材料时，螺旋桨总拉力 22.32N，起飞时的应变最大处在机翼与机身连接轴零件处。最大应变 0.00843mm。平均应变 0.00011016mm。以铝合金作为整机材料时，螺旋桨总拉力 60.5N，起飞时的应变最大处在机翼与机身连接轴零件处。最大应变 0.00046384mm，平均应变 0.000095292mm。

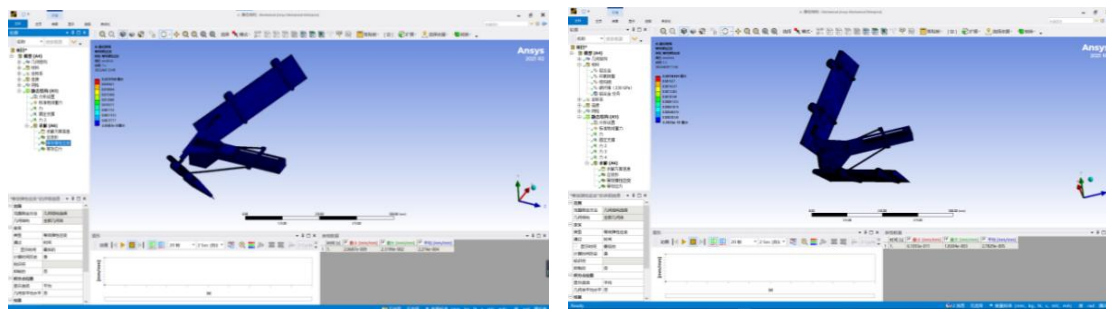


图 3-17 变形过程（左）树脂材料（右）铝合金

以树脂材料作为整机材料时，螺旋桨总拉力 22.32N，起飞时的应变最大处在机翼与机身连接轴零件处。最大应变 0.023199mm。平均应变 0.0002274mm。以铝合金作为整机材料时，螺旋桨总拉力 60.5N，起飞时的应变最大处在机翼与机身连接轴零件处。最大应变 0.0018304mm，平均应变 0.000027829mm。

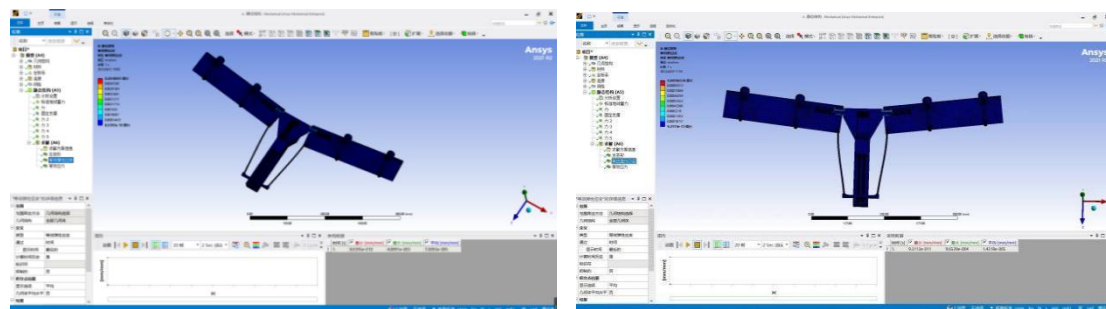


图 3-18 展平状态（左）树脂材料（右）铝合金

以树脂材料作为整机材料时，螺旋桨总拉力 22.32N，起飞时的应变最大处在机翼与机身连接轴零件处。最大应变 0.0048991mm。平均应变 0.000070093mm。以铝合金作为整机材料时，螺旋桨总拉力 60.5N，起飞时的应变最大处在机翼与机身连接轴零件处。最大应变 0.00096539mm，平均应变 0.000014318mm。

3.5 本章小结

本章基于 Ansys 中的静态结构模组 Mechanical APDL，分别进行了。对变体飞行器在工作过程中的 3 种形态的进行了瞬态动力学评估，模拟了变体飞行器在瞬态载荷作用下，飞行器各部分的应力，应变及总变形。结果表明各项数值均在设计可接受范围内，证明了结构设计的合理性以及可行性。

第四章 机翼的气动分析

为了达到设计预期的变形效果，在变形连接处选择内嵌与机翼内，导致在机翼内侧上表面打开了一处缺口，为验证该机翼能够在展平状态下，在螺旋桨产生的气流中能够提供保持飞行所需升力。

4.1 流场构建及其网格划分

取右侧机翼作为研究对象，根据 Solidworks 建立的模型为基础，对模型进行网格划分，机翼开口槽为 $(22*90*10)$ mm。机翼模型如下图所示：

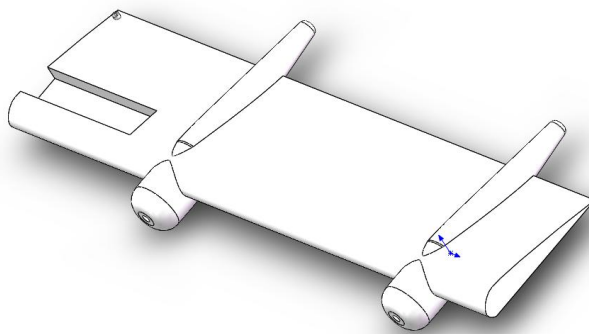


图 4-1 机翼外形

导入机翼模型后，在 Fluent-Meshing 中构建流场，为能够更好的观察空气在翼面的流动，流场选用方形流场更能直观的从截面观察到具体情况。故而外流场设置为 $(600*100*200)$ mm 的方形流场。

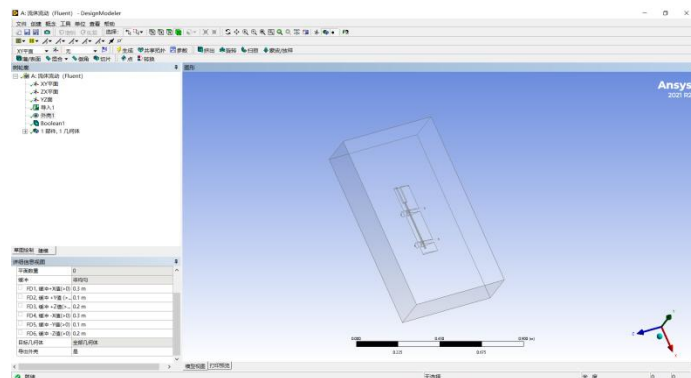


图 4-2 流场外形设定

网格类型可以分为结构网格与非结构网格。结构网格通过设置节点生成网格，网格顺畅，网格结构清晰，可以通过改变其节点数量来改变网格大小以及网格疏密程度。结构网格在计算时对计算机的内存消耗小，运算速度快，只要确保网格够精细，精度也能够得到很好的保证。不足之处在于结构网格面对复杂几何模型时适应能力较差。而非结构网格正好弥补了结构网格的这一缺点，其不受几何模型的限制，不依赖于各节点，可以通过给定的控制网格单元大小，形状生成网格。因此，非结构网格生成方法比较灵活，但是由于网格分布不规律，有时为了很好的贴合几何外形不得不减小网格控制单元大小以保证网格精度，这样增加了网格数量，在生成网格和计算时都比较耗时。由于计算需要模拟机翼流场，比较简单，因此将利用网格求解器自动生成非结构网格。这样既能减少网格数量，也能保证求解精度。

网格划分方法使用 AutomaticMethod（自动划分），完成网格划分后，最小网格边长为 1.0122mm，共计 1174068 个网格单元，结果如下图所示。

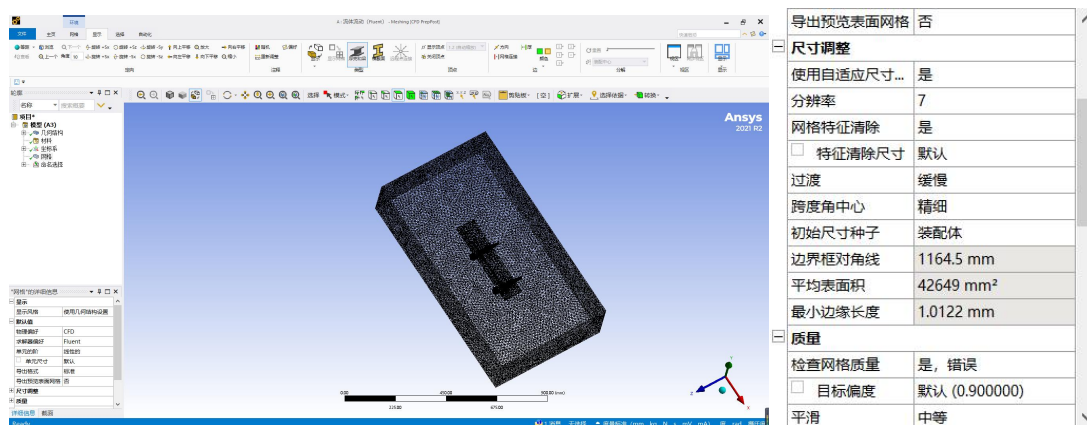


图 4-3 网格划分

4.2 边界条件设置

表 4-1 湍流模型

模型	用法
Spalart-Allmaras	该方法计算量小，对一定复杂程度的边界层问题有较好的效果。计算结果没有被广泛测试，缺少子模型。
Standard k-ε	该方法应用广泛，计算量适中，有较多数据积累和精度。对于曲半较大、较强压力梯度、有旋问题等复杂流动模拟效果欠缺。
RNG k-ε	能模拟射流撞击、分高流、二次流、旋流等中等复杂流动。受到涡旋粘性各向同性假设限制。
Realizable k-ε	和 RNG 基本一致，还可以更好的模拟圆孔射流问题。受到涡旋粘性各向同性假设限制

Standard k- ω	对于壁面边界层、自由剪切流、的雷诺数流动性能较好。适合于逆压梯度存在情况下的边界层流动和分离。
SST k- ω	基本与标准 k- ω 。相同。由于对壁面距离依赖性强，因此不太适用于自由剪切流。 是最符合物理解的 RANS 模型。避免了各向同性的涡粘假设。
Reynolds Stress	占用较多的 CPU 时间和内存，较难收敛。对于复杂的 3D 流动较适用

此处湍流模型选择 SST k- ω 。



图 4-5 设置湍流模型

流体密度为 1.225kg/m^3 的空气，流场入口处流速设置为前飞速度 35m/s 。求解方法选用 **coupled**（同时对连续方程、动量方程和能量方程进行求解。计算过程经过迭代收敛得出最终的解）。



图 4-6 流体材料



图 4-7 流速设定

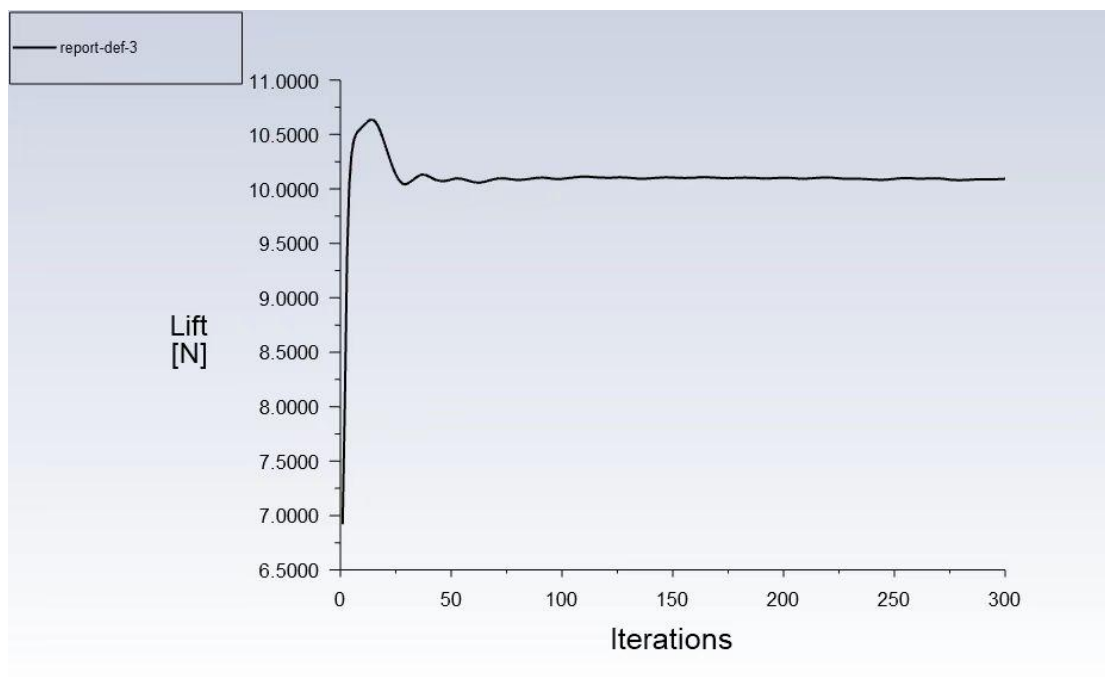


图 4-11 机翼升力图

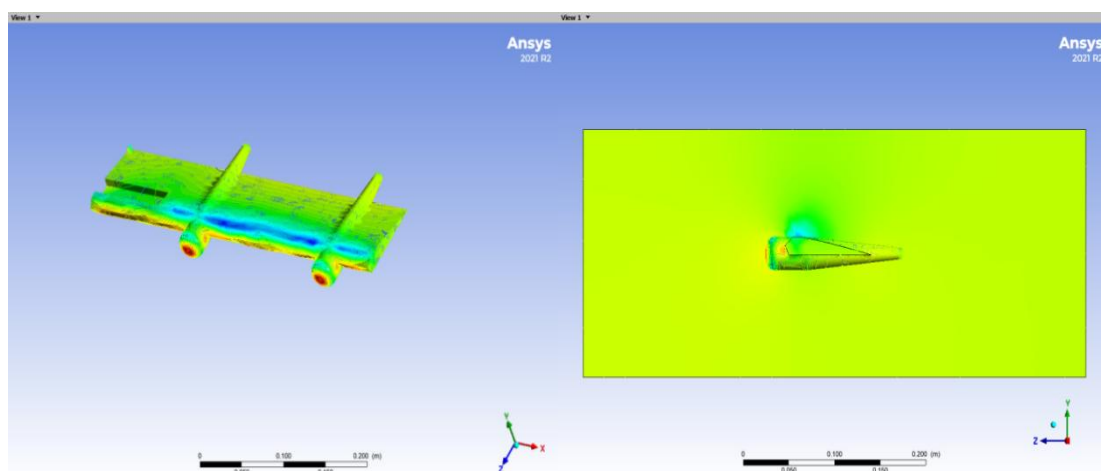


图 4-12 压力云图

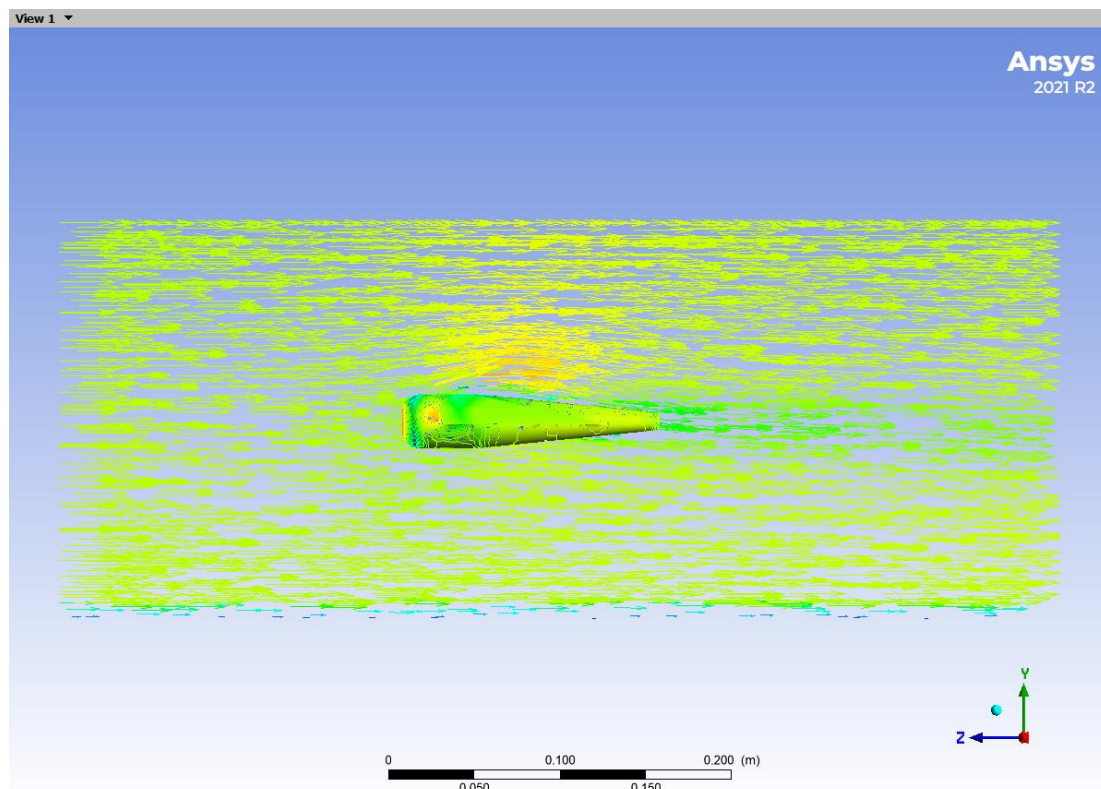


图 4-13 速度矢量图

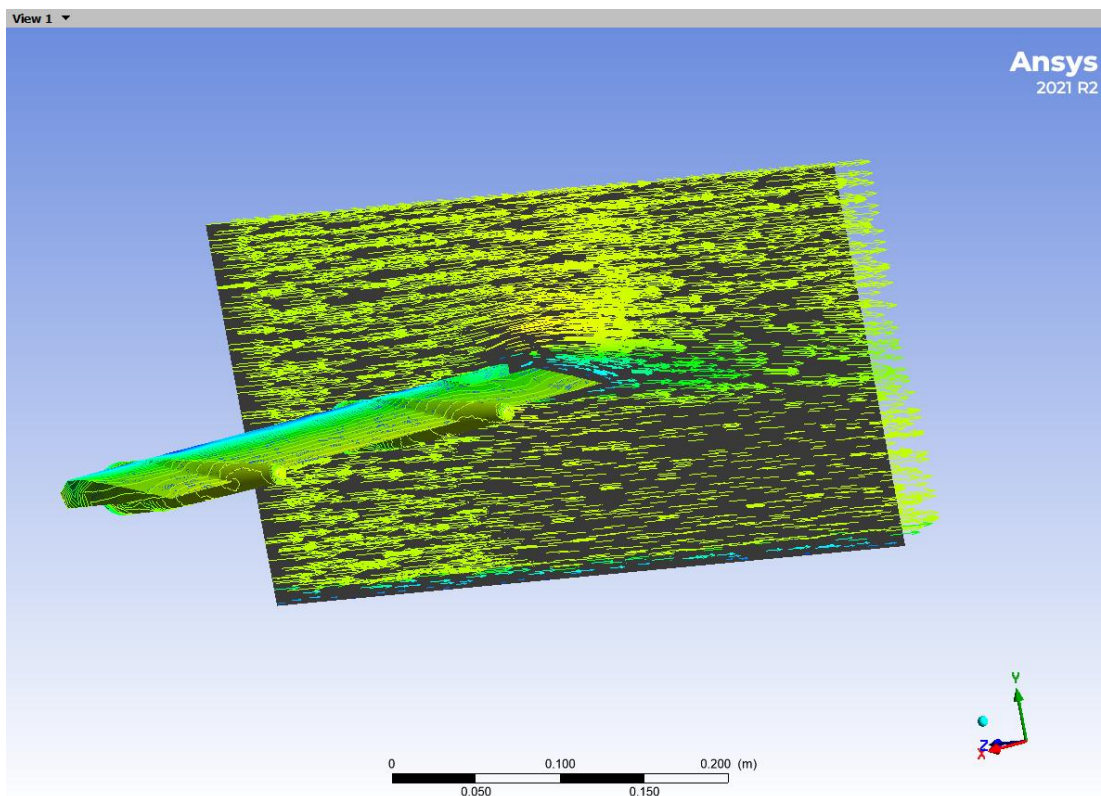


图 4-14 开口处速度矢量图

由速度流线图可以看出：在机翼表面，机翼上表面的气流流速较快，在上表面与下表面交界处气流流速较为缓慢；而开口处的气流相对与完整表面的气流速度明显降低，但开口处上表面的整体气流速度仍然大于机翼下表面的气流速度。

由压力云图中可以看出：机翼上表面出现了很大的负压区，这也反应了机翼产生的升力中存在一部分上方空气对机翼产生的吸力。在机翼末端区域由于翼尖涡流的产生，导致该部分的负压区面积减小，由此可以看出，该机翼产生的升力并不是均布载荷。

而此次仅对与单边机翼进行气动分析，从升力图中可看出升力在 10N 之上，存在略微的浮动。由固定翼升力公式：

$$Y = 1/2\rho CSv^2 \quad (4-1)$$

Y 是总升力，单位是：牛顿，即 N；

C 是升力系数，是个不名数，没有单位，是通过风洞实验测出的系数，但一般可按 1 进行粗略计算；

S 是机翼的面积单位是：平方米，即 m^2 ；

v 是飞机的速度单位是：米/秒，即 m/s ；

ρ 是大气密度和当地海拔高度、气温、湿度有关，海拔 500 米之下可按 1.2 计算，单位是：千克/立方米，即 Kg/m^3 。

得到整体升力在 20N，满足平飞状态所需升力。

4.4 本章小节

本章节对气动仿真方法以及 Fluent 的主要操作步骤进行了介绍。模拟了该机翼在展开状态处于平飞情况下周围流体流动速度以及迹线情况，机翼开口处对机翼部分流场的影响。记录了机翼表面气流速度，机翼分布压力等数据。对现有模拟数据进行统计总结，得出整体机翼在飞行过程气动仿真结果达到预期所需升力，但开口处仍存在所需优化的细节，验证了变体飞行器飞行状态运行的合理性和可行性。

第五章 总结与展望

围绕本文提出设计的设计方案主要完成了以下工作：

(1) 通过分析机械传动结构，选择适合的机构以此实现预期的变形效果，使用两端不同连接类型的万向节，以此达到两端的不同需要，能实现一段的高自由度，而同时限定另一端的运动不产生干涉。

(2) 根据飞行器设计相关理论公式以及参考过去变形飞行器发展史设计了一款变体飞行器。确定了包括起飞重量，螺旋桨推力等参数在内的数据，以此选定了合适的动力系统，利用 Solidworks 完成了该飞行器的三维模型的建立；

(3) 初步完成了对该飞行器的结构强度分析。主要利用 Ansys 对机翼、机翼与机身连接处、传动杆进行了在不同状态下的受力分析，以及应力应变计算，根据计算结果得出机翼与变形结构不会出现过度位移。

(4) 初步完成了对飞行器机翼的气动分析。通过建立该飞行器机翼的气动分析模型，利用 Fluent 软件计算了该机翼在平飞状态下的气动特性，主要分析了固定翼模式下机翼上表面开口处的气动干扰得到了有关的速度流线和压力云图。

综上所述，本文设计的飞行器结构可行，能够达到预期变形效果，满足起飞要求。

通过这次设计、分析，最终完成变体飞行器，我得到许多的收获，不仅仅只是关于飞行器的设计理念及相关知识，更多的是在于这整个的设计过程让我明白了飞行器的设计并不是一帆风顺的，这反应了有关飞行器设计中的整体协调、利弊权衡与反复迭代的特点。

本文为以后该类型的设计工作提出一个参照思路。该设计的变体飞行器仍有许多需要解决的问题，以及可以改进的地方。对此提出以下几点展望：

(1) 机翼上表面开口处会对机翼的整体气动外形产生一定的影响，可探究更好的变形机构能将机翼的开口处去除；

(2) 优化飞行器结构，对于传动机构，需要更合理有效的连接方式；

(3) 载重量的增加，合理优化飞行器机体结构，减少飞行器自身重量；

(4) 飞行器的着陆方式还需要改进，在旋翼状态下利用机翼延申出的整流罩进行着陆会对其表面产生损伤。

参考文献

- [1] 王春彦.变体飞行器研究现状与关键技术分析[J].德州学院学报,2021,37(02):31-34.
- [2] 白鹏,陈钱,徐国武,刘荣健,董二宝.智能可变形飞行器关键技术发展现状及展望[J].空气动力学学报,2019,37(03):426-443.
- [3] 魏东辉,陈万春,李娜英,等.智能变形导弹变形机理及协调控制机制研究[J].战术导弹技术,2016(2):10.
- [4] 郭秋亭,张来平,常兴华,等.变形飞机动态气动特性数值模拟研究[J].空气动力学学报,2011,29(6):744-750.
- [5] 殷明.变体飞行器变形与飞行的协调控制问题研究[D].南京航空航天大学,2016.
- [6] 杜厦,昂海松.变体平尾翼型气动外形设计方法[J].南京航空航天大学学报,2012,44(6):780-785.
- [7] 汪文凯.可垂直起降固定翼飞行器概念设计研究[D].国防科学技术大学,2014.
- [8] 刘彦伟,潘豪,刘三娃,李淑娟,李言.倾转变形四旋翼飞行器的设计和实现[J].中国机械工程,2021,32(16):1930-1936.
- [9] 尹维龙,石庆华.变体飞行器蒙皮材料与结构研究综述[J].航空制造技术,2017(17):24-29.
- [10] 吴瀚文.四旋翼飞行器抗风控制研究[D].哈尔滨工业大学,2016.
- [11] 艾俊强,李士途.变体飞机典型形式的历史发展及其应用机型浅析[J].航空工程进展,2010,1(03):205-209.DOI:10.16615/j.cnki.1674-8190.2010.03.018.
- [12] Aerospace Research; Researchers at Ecole de Technologie Superieure Have Reported New Data on Aerospace Research (A New Hybrid Control Methodology for a Morphing Aircraft Wing-tip Actuation Mechanism)[J]. Defense & Aerospace Week,2020:
- [13] Natsuki TSUSHIMA,Masato TAMAYAMA. Recent researches on morphing aircraft technologies in Japan and other countries[J]. Mechanical Engineering Reviews,2019,6(2):
- [14] Binbin Yan,Yong Li,Pei Dai,Shuangxi Liu. Aerodynamic Analysis, Dynamic Modeling, and Control of a Morphing Aircraft[J]. Journal of Aerospace Engineering,2019,32(5):

致 谢

凡是过往，皆为序章，行文至此，思绪繁杂，全文将至，落笔为终。

这一年，我二十三岁，在我一生的黄金时代，完成了大学学业。肆载寒暑无论是喜悦还是酸楚，所有经历，于我都是礼物；所有相遇，于我都是宝藏。肆年里的所有，或许做不到一生铭记，但绝对一生感恩。之前总觉得来日方长，殊不知人生是减法。在这座曾经无比向往的校园里，留下的是这四年的青春和沉甸甸的收获，纵有万般不舍，但必将抖抖灰坐迈向全新的征程。

“桃李不言，下自成蹊。”首先我要感谢我的指导老师从选题到完成毕业论文的写作过程中给予了我莫大的帮助。其次要感谢各位授课老师这四年中的帮助与照顾，才使我度过了这受益匪浅的四年。承蒙教诲，心存感激。

“树高千尺不忘根深沃土。”有人说英雄是你永远也遇不上的人，但如果你足够幸运，他们会是你的父母。从蹒跚学步到远行深思，对父母的恩情自是没齿难忘二十余年的养育之恩，不是一朝一夕，只希望父母长乐久安。

“山水一程，三生有幸。”感谢遇见的朋友们，初见乍惊欢，久处仍怦然，何其有幸肆年有你，是你们在我这四年里留下了无数的温暖，是你们让我对这个校园又多了一份留念，祝愿大家平安喜乐，前程似锦。

“以梦为马，不负韶华。”最后，当然要感谢自己，感谢无数个温习功课的日子，无数个自我治愈的瞬间，无数个为自己加油的时刻，感谢虽有些愚笨但始终尽最大努力去坚持并保持乐观的自己。

“寥寥数语，难诉衷肠。”总之，感谢所有评阅我拙文以及参加答辨的各位老师以及在这四年生活学习中给予过我微笑的人，希望所有的离别都是为了下一次更好的相遇。

会者定离，一期一祈，感恩所有的经历，感谢所有的遇见，山水有来路，早晚复相逢，愿此去经年，于万物中见顶峰。