



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

本科生毕业设计

可折叠机翼小型无人机结构设计
Structural Design of Foldable Wing Small UAV

姓 名 唐加富

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

可折叠机翼小型无人机结构设计
Structural Design of Foldable Wing Small UAV

姓 名 唐加富

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	可折叠机翼小型无人机结构设计			
题目类型	自拟	题目来源	其他项目	
课题来源、背景及意义	<p>无人驾驶飞机简称“无人机”，是利用无线电遥控设备和自备的程序控制装置操纵的不载人飞行器。无人机的机翼是提供升力的部件，由于起飞重量和飞行原理的限制，机翼常常设计成细长的形状从而保证飞机有足够的升力，但是这就会出现很多的问题，机翼细长，占用的空间就会比较大，非常不利于无人机的存储与运输。因此，需要一种折叠机构将机翼实现折叠。现在的解决方法多是机翼通过机械结构连接，然后通过手动的方法实现机翼的折叠与展开，但折叠翼大多为一个自由度的折叠，能节省一定的空间，没有将占用空间降至最小。因此，有必要设计一种二自由度机翼折叠的无人机以解决上述问题。</p>			
任务及要求	<ol style="list-style-type: none"> 1. 查阅相关文献及资料，并制定研究方案； 2. 确定折叠翼折叠的机械原理； 3. 利用 solidworks 软件进行建模； 4. 利用有限元软件进行静力学强度分析及验证。 			
工作条件	计算机，Solidworks 软件			
知识与能力要求	<ol style="list-style-type: none"> 1. 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； 2. 掌握的机械原理、飞机结构与系统等理论知识； 3. 掌握 Solidworks、有限元软件的使用。 			
系（教研室）审查意见：				
无				
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： 可折叠机翼小型无人机结构设计

学 院： 航空航天学院

专 业： 飞行器制造工程

学生姓名： 唐加富

学 号： 18414020123

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

无人驾驶飞机简称“无人机”，是利用无线电遥控设备和自备的程序控制装置操纵的不载人飞行器。无人机的机翼是提供升力的部件，由于起飞重量和飞行原理的限制，机翼常常设计成细长的形状从而保证飞机有足够的升力，但是这就会出现很多的问题，机翼细长，占用的空间就会比较大，非常不利于无人机的存储与运输。因此，需要一种折叠机构将机翼实现折叠。现在的解决方法多是机翼通过机械结构连接，然后通过手动的方法实现机翼的折叠与展开，但折叠翼大多为一个自由度的折叠，能节省一定的空间，没有将占用空间降至最小。因此，有必要设计一种二自由度机翼折叠的无人机以解决上述问题。

2. 毕业设计（论文）课题任务的内容和要求

内容：

1. 查阅相关文献及资料，并制定研究方案；
2. 确定折叠翼折叠的机械原理；
3. 利用 solidworks 软件进行建模；
4. 利用有限元软件进行静力学强度分析及验证。

要求：

1. 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，完成 10 篇以上相关文献查阅及阅读；
2. 掌握的机械原理、飞机结构与系统等理论知识；
3. 掌握 Solidworks、有限元软件的使用。

3. 毕业设计（论文）课题成果（包括毕业设计论文、图表、实物样品等）：

毕业设计论文、三维模型源文件

毕业设计(论文)任务书

4. 推荐参考资料:

- [1]谭伟创.新型折叠翼机构设计[J].产业创新研究,2021(14):123-124+127.
- [2]初雨田.电作动折叠机翼设计仿真及控制研究[D].大连理工大学,2021.DOI:10.26991/d.cnki.gdllu.2021.000747.
- [3]李会超.“折翼”的飞机[J].百科探秘(航空航天),2020(06):16-18.
- [4]李博.小型尾座式可折叠翼无人机设计[D].北京交通大学,2020.DOI:10.26944/d.cnki.gbfju.2020.002759.
- [5]张慧萍.多折叠翼结构技术方案及其动力学特性研究[D].南京航空航天大学,2019.DOI:10.27239/d.cnki.gnhhu.2019.000466.
- [6]李煜,邹学书,胡文字,徐敏,黄毅,苗峰.便携折叠式民用多功能无人飞行平台的整机设计[J].教育教学论坛,2017(43):71-73.
- [7]曾清香.飞行器折叠翼设计及其运动动态性能分析与试验研究[D].东华大学,2016.
- [8]张付祥,张诺.小型折叠翼多用途无人机折叠方案及其展开机构设计[J].航空制造技术,2016(07):94-96+100.DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2016.07.094.
- [9]李文娟.二次折叠翼面展开机构设计及工作可靠性仿真研究[D].浙江理工大学,2016.
- [10]王宏伟.弹射折叠翼飞行机器人设计与分析[D].哈尔滨工业大学,2015.
- [11]李阳,姚磊江,吕胜利,张伟,杨广珺.折叠翼变体无人机气动布局设计[C]//2014(第五届)中国无人机大会论文集.,2014:591-593.
- [12]包晓翔,张云飞,杨晓树.新型折叠翼机构设计[J].北京航空航天大学学报,2014,40(08):1127-1133.DOI:10.13700/j.bh.1001-5965.2013.0462.
- [13]贺媛媛,王博甲.国外变形飞行器的研究现状[J].飞航导弹,2013(10):49-55.DOI:10.16338/j.issn.1009-1319.2013.10.018.
- [14]吴健,昂海松.可折叠翼变形飞行器气动特性研究[J].航空科学技术,2010(02):25-28.
- [15]杜厦.可折叠翼弹形微型飞行器结构设计[D].南京航空航天大学,2009.

所在专业审查意见:

同意

负责人: 张健

2021年12月8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：可折叠机翼小型无人机结构设计

学 院：航空航天大学

专 业：飞行器制造工程

学生姓名：唐加富

学 号：18414020123

起止日期：2021年12月3日~2022年6月3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）

一、课题的目的意义

随着现代工业技术的进步与航空知识的发展，越来越多功能与种类的飞行器被设计与制造出来供人们选择与使用。无人机的主要有六大应用领域：灾害救援，街景拍摄监控巡查，环保监测，电力巡查，交通监视，农业植保。小型无人机在日益增长的使用需求越来越被广泛使用。随着航空技术的提高，飞行器设计人员对未来飞行器提出了小体积的设计要求以减小每架飞行器所需的装载空间，折叠翼技术正是通过减小横向尺寸，便于飞行器运输与发射，从而实现运输效率最大化的目的。现在主流的的无人机运输方式是将无人机机翼机身拆开，分别放入机箱，在使用的时候将其拿出组装。这样操作不利于在面临紧急情况发生时快速组装机体的需要。同时分开的组件需要更多地空间，不利于存储。

结合参考文献，基于需求改进。飞机的灵感来自于鸟类，从鸟类在地面时自身可以灵活的将翅膀折叠起来方便活动。这一特点还没有充分被应用于如今的固定翼飞机之上。所以将鸟类这种折叠特点应用在机翼的折叠上。这样的折叠翼技术在可以满足在飞行环境和飞行任务的要求同时，能更快的张开应对突发情况，也进一步改善无人机对空间的利用率，方便运输。在灾害救援时更方便携带，张开快速能节约时间。在交通监视也同样如此。

本设计主要对原有的无人机的进行折叠机构创新，进一步减小无人机折叠后所占空间，设计一种基于两自由度的折叠翼无人机。并利用 Solidworks 静应力分析机翼受力情况来验证此飞机是否满足强度要求，从而验证该无人机的可行性。

二、国内外研究现状

1. 国外研究情况

折叠翼的概念早在上个世纪的 1890 年就被人提出，截止至今，美国主要有代表性的折叠翼变体飞机概念方案如下：

(1) Lockheed Martin 公司的折叠“Z”翼方案。根据不同飞行任务需要，机翼可以以“Z”字型进行展开与折叠，如图 1 所示，该方案采用作动器将机翼折叠或展开，已完成不同的飞行任务。但是缺点是此种折叠方法会使机翼与机身折叠部分产生间隙，从而引起局部非定常气动力现象。



图 1 折叠“Z”翼方案

(2) Lockheed Martin 公司的“鸬鹚”方案。该方案是为配合多用途无人机的设计的，

如图 2 所示，按照设计，“鸬鹚”平时将被存储在潜伏在水下的潜艇发射筒中，需要发射时利用火箭推力获得加速度，冲出水面并在空中展开机翼、启动涡扇发动机，此方案借鉴了鸬鹚鸟翅膀的变化形态。



图 2 “鸬鹚”方案

(3)2013 年，波音公司在迪拜航展上发起的 777X 连接翼方案，如图 1-3 所示。此方案能够实现 DARPA 对变体飞机的设计要求，并且已拥有大批的中东客户。777X 客机采用了可折叠翼梢，采用可折叠设计的碳纤维复合材料机翼，带来更高的展弦比可让升阻比改善 12%，目前波音计划的是：777-9X 的首飞工作已于 2018 年展开，并持续到 2019 年在通用飞行测试，平台上的测试工作已于 2017 年展开，并计划在 2018 年获得适航证书。



图 3 波音 777X 连接翼方案

2. 国内研究现状

目前国内对折叠翼的研究大多仍是一次折叠翼面的飞行器，对二次折叠甚至多次折叠

的飞行器翼面研究公开的资料仍然较少。同时我国有关折叠机翼的研发工作起步较晚，随着辽宁舰、山东舰国产航母相继问世，我国海军将迎来双航母时代，有关折叠机翼技术的研究已迫在眉睫。如图 1-4，歼-15“飞鲨”是我国目前唯一一架机翼可折叠舰载机，该舰载机是参考 Su-33，以我国歼-11 战斗机为基础，新增了鸭翼，实现了机翼可折叠，内装液压或气动装置，同时对增升装置、起落装置和拦阻钩等系统进行了全新设计，该机折叠翼的动力源采用的仍是传统液压系统，其电作动技术还不是很成熟，有待进一步研究。



图 4 歼-15“飞鲨”

此外，国内发布一款采用折叠翼的侦察及打击于一体的无人机 HK5000G，如图 1-5 所示。HK5000G 安装了航母上使用的强化型起落架、机翼折叠套件，同时机身也针对“可控坠落”进行了针对性的加固和强化，该机能执行情报收集和部分攻击压制任务。HK5000G 最大的作战优势是在进行相同等级的对地打击的前提下，拥有更低的作战成本，以及更长的持续作战时间。



图 5 HK5000G 无人机

三、课题主要研究内容

1. 查阅相关文献，了解相关背景，国内外研究现状。
2. 折叠无人机的建模，机身、机翼、动力装置、折叠机构等。
3. 折叠无人机整体装配与仿真，利用 SolidWorks 进行整体装配与受力及数据分析。
4. 折叠无人机的优化，结构优化。

5. 折叠翼无人机强度验证。

四、参考文献

- [1]谭伟创. 新型折叠翼机构设计[J]. 产业创新研究, 2021(14):123-124+127.
- [2]初雨田. 电作动折叠机翼设计仿真及控制研究[D]. 大连理工大学, 2021. DOI:10.26991/d.cnki.gdllu.2021.000747.
- [3]李会超. “折翼”的飞机[J]. 百科探秘(航空航天), 2020(06):16-18.
- [4]李博. 小型尾座式可折叠翼无人机设计[D]. 北京交通大学, 2020. DOI:10.26944/d.cnki.gbfju.2020.002759.
- [5]张慧萍. 多折叠翼结构技术方案及其动力学特性研究[D]. 南京航空航天大学, 2019. DOI:10.27239/d.cnki.gnhhu.2019.000466.
- [6]李煜, 邹学书, 胡文字, 徐敏, 黄毅, 苗峰. 便携折叠式民用多功能无人飞行平台的整机设计[J]. 教育教学论坛, 2017(43):71-73.
- [7]曾清香. 飞行器折叠翼设计及其运动动态性能分析与试验研究[D]. 东华大学, 2016.
- [8]张付祥, 张诺. 小型折叠翼多用途无人机折叠方案及其展开机构设计[J]. 航空制造技术, 2016(07):94-96+100. DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2016.07.094.
- [9]李文娟. 二次折叠翼面展开机构设计及工作可靠性仿真研究[D]. 浙江理工大学, 2016.
- [10]王宏伟. 弹射折叠翼飞行机器人设计与分析[D]. 哈尔滨工业大学, 2015.
- [11]李阳, 姚磊江, 吕胜利, 张伟, 杨广珺. 折叠翼变体无人机气动布局设计[C]//2014(第五届)中国无人机大会论文集., 2014:591-593.
- [12]包晓翔, 张云飞, 杨晓树. 新型折叠翼机构设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(08):1127-1133. DOI:10.13700/j.bh.1001-5965.2013.0462.
- [13]贺媛媛, 王博甲. 国外变形飞行器的研究现状[J]. 飞航导弹, 2013(10):49-55. DOI:10.16338/j.issn.1009-1319.2013.10.018.
- [14]吴健, 昂海松. 可折叠翼变形飞行器气动特性研究[J]. 航空科学技术, 2010(02):25-28.
- [15]杜厦. 可折叠翼弹形微型飞行器结构设计[D]. 南京航空航天大学, 2009.

二、进度及预期结果

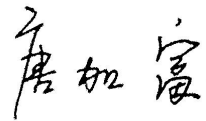
起止日期	主要内容	预期结果
------	------	------

2021. 12. 04-12. 21 2021. 12. 22-12. 31 2022. 01. 03-02. 19 2022. 02. 20-04. 01 2022. 04. 02-06. 04	总体方案设计 阅读参考文献，寻找折叠方式 3D 建模，计算分析 撰写论文、修改论文 完成论文定稿	1、了解掌握固定翼无人机的机翼结构 2、确定折叠结构 3、完成报告 4、实现机翼折叠结构设计
完成课题的现有条件	SolidWorks 软件	
指导教师 意见	同意开题 指导教师： <u>张健</u> <u>2022年3月5日</u>	
开题答辩 小组意见	同意开题 组 长： <u>张健</u> <u>2022年3月5日</u>	

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7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7日

摘 要

随着科学技术的发展，人们对无人机的研究也更加的深入，无人机在现代民用领域地需求也越来越多，在面临救援和监控的紧急需求时，更好的收纳运输方式和更快的展开速度更能快速应对急情。目前大多数小型无人机为了方便存储和运输，一般将无人机的机翼和机身拆开分别放置，虽然这样可以减小无人机存储时的尺寸，但遇到紧急情况使用无人机时，安装机翼要浪费一定时间，导致起飞准备时间长，无法胜任应急的需求。因此，需要有一种可折叠机翼的无人机，既能满足方便存储的特点，又能在紧急情况时能够快速展开机翼。

本设计主要通过查阅相关资料、文献，对已有的小型折叠翼无人机的机翼折叠机构进行创新，机翼与机身之间增加一个自由度。在折叠翼无人机处于折叠时机翼能通过这个自由度像鸟一样将机翼收在机身两侧，这在折叠时方便存储运输，在张开时，由于不用拆卸能很快速的将收在机身的机翼张开，进入工作。以此设计一个大小、质量、材料等参数合理的小型折叠翼无人机，通过 solidworks 软件建模以及静应力分析来研究在过载的情况下该无人机的可行性。

关键词：两自由度；折叠翼；弹簧锁定

ABSTRACT

With the development of science and technology, people's research on drones has become more in-depth, and the demand for drones in the modern civil field is also increasing. When facing the urgent needs of rescue and monitoring, better storage and transportation methods And faster deployment speed is more quick to deal with emergencies. At present, in order to facilitate storage and transportation of most small UAVs, the wings and fuselage of the UAV are generally disassembled and placed separately. Although this can reduce the size of the UAV when it is stored, it is necessary to use unmanned aerial vehicles in emergency situations. It takes a certain amount of time to install the wings during the flight, resulting in a long take-off preparation time and incapable of meeting emergency needs. Therefore, there is a need for a UAV with foldable wings, which can not only meet the characteristics of convenient storage, but also can quickly deploy the wings in an emergency.

This design mainly innovates the wing folding mechanism of the existing small folding-wing UAV by consulting relevant information and literature, and adds a degree of freedom between the wing and the fuselage. When the folding-wing drone is folded, the wings can be retracted on both sides of the fuselage like a bird through this degree of freedom, which is convenient for storage and transportation when folded. The wings of the body spread out and go to work. In this way, a small folding-wing UAV with reasonable parameters such as size, quality and material is designed, and the feasibility of the UAV under overload is studied through solidworks software modeling and static stress analysis.

Key words: Two degrees of freedom; Folding wing; Spring lock

目 录

第一章 绪论	1
1.1 研究背景	1
1.2 国内外研究现状分析	2
1.2.1 国外研究现状	2
1.2.2 国内研究现状	3
1.3 本文主要研究内容	4
第二章 折叠翼无人机总体设计方案	5
2.1 折叠翼无人机设计思路	5
2.2 折叠翼无人机的设计指标	5
2.3 叠翼无人机布局分析	5
2.4 设计过程	9
第三章 可折叠小型的无人机建模	10
3.1 机身	11
3.2 机身旋转结构	13
3.3 机翼	14
3.4 左、右全动平尾	16
3.5 左、右全动垂尾	19
3.6 可折叠螺旋桨组件	21
3.7 机身中段转动结构与机翼连接	23
3.8 装配效果	24

第四章 受力及数据分析	28
4.1 右主翼受力及数据分析	28
4.2 右全动平尾受力及数据分析	29
4.3 右全动垂尾受力及数据分析	29
结 论	31
参考文献	32
致 谢	33

第一章 绪论

1.1 研究背景

无人驾驶飞机（Unmanned Aerial Vehicle, UAV）简称“无人机”，是一种用电子设备控制的无人驾驶航空器。与载人飞机相比，无人机具有体积小、方便灵活、成本低等特点。无人机最早以“靶机”的身份出现在军事领域；随着技术的成熟，生产成本的降低，逐步进入民用领域^[1]。无人机主要在六个方面的应用：灾害救援，街头摄影，监控放哨，环保检查，监察高山电网，交通监视，农业喷洒作业。小型无人机在日益增长的使用需求越来越被广泛使用。随着现代工业技术的进步与航空知识的发展，越来越多功能与种类的飞行器被设计与制造出来供人类选择与使用。随着航空技术的提高，飞行器设计人员对未来飞行器提出了小体积的设计要求以减小每架飞行器所需的装载空间，折叠翼技术正是通过减小横向尺寸，便于飞行器运输与发射，从而实现运输效率最大化的目的^[2]。现在主流的无人机运输方式是将无人机机翼机身拆开，分别放入机箱，在使用的时候将其拿出组装。这样操作不利于在面临紧急情况发生时快速组装机体的需要。同时分开的组件需要更多地空间，不利于存储。

结合参考文献，基于需求改进。飞机的灵感来自于鸟类，从鸟类在地面时自身可以灵活的将翅膀折叠起来方便活动。这一特点还没有充分被应用于如今的固定翼飞机之上。所以将鸟类这种折叠特点应用在机翼上。这种折叠方式能有更小的折叠尺寸，也能更快的张开应对突发情况，也进一步改善无人机对空间的利用率，方便运输。在灾害救援时更方便携带，张开快速能节约时间。在交通监视也同样如此。

本设计主要对原有的无人机的进行折叠机构创新，进一步减小无人机折叠后所占空间，设计一种基于两自由度的折叠翼无人机。并使用 Solidworks 对其结构进行建模，建模之后使用软件带有的 simulation 功能对其进行受力分析，得到结果与设计要求比对，验证强度。

1.2 国内外研究现状分析

1.2.1 国外研究现状

折叠翼的概念早在上个世纪的 1890 年就被人提出，截止至今，美国主要有代表性的折叠翼变体飞机概念方案如下：

(1) Lockheed Martin 公司的折叠“Z”翼方案。根据不同飞行任务需要，机翼可以以“Z”字型进行展开与折叠，如图 1-1 所示，该方案采用作动器将机翼折叠或展开，已完成不同的飞行任务^[2]。但是缺点是此种折叠方法会使机翼与机身折叠部分产生间隙，从而引起局部非定常气动力现象。



图 1-1 折叠“Z”翼方案

(2) Lockheed Martin 公司的“鸬鹚”方案。该方案是为配合多用途无人机的设计的，如图 1-2 所示，按照设计，“鸬鹚”平时将被存储在潜伏在水下的潜艇发射筒中，需要发射时利用火箭推力获得加速度，冲出水面并在空中展开机翼、启动涡扇发动机，此方案借鉴了鸬鹚鸟翅膀的变化形态^[2]。



图 1-2 “鸬鹚”方案

(3)2013 年，波音公司在迪拜航展上发起的 777X 连接翼方案，如图 1-3 所示。

此方案能够实现 DARPA 对变体飞机的设计要求，并且已拥有大批的中东客户。777X 客机采用了可折叠翼梢，采用可折叠设计的碳纤维复合材料机翼，带来更高的展弦比可让升阻比改善 12%^[2]。



图 1-3 波音 777X 连接翼方案

1.2.2 国内研究现状

日前，Singer 公司其产品 VTL-3 于 2014 年开始在美国加州进行产品研发，团队成员在航空航天和无人机领域拥有超过 15 年的从业经验。如图 1-4 所示，Siniger VTL-3 作为一款多功能工业级无人机，其应用领域包含航测、电力石油管线巡检、应急救援、农业遥感、环境监测、公安监控等。同时 VTL-3 无人机是目前业界第一款可单兵作业且无需工具即可进行折叠和展开的工业级无人机，配合智能地面操作站和多功能吊舱以及自主研发的飞控系统，此款无人机可以很好的服务于测绘公司、电力公司、国土部门、水利部门、环保部门、交通部门、农林部门等。目前，公司载货版机型已与非洲人道主义机构达成合作，用于非洲当地急救药品的运输。



图 1-4 Siniger VTL-3

国内学者张付祥，张诺在对折叠翼气动布局方案进行分析的基础上提出了一种 Z 字型气动布局的折叠方案，并且设计了一种可以自锁的滑块摆杆机构作为展开机构，得到了一种折叠翼多用途无人机机械系统结构^[5]。如图 1-4 所示，

对采用 Z 字型气动布局的折叠翼无人机模型进行了多次试飞，发现该模型具有良好的便携性，展开机构运行可靠，Z 字型气动布局飞行平稳、操控性好。

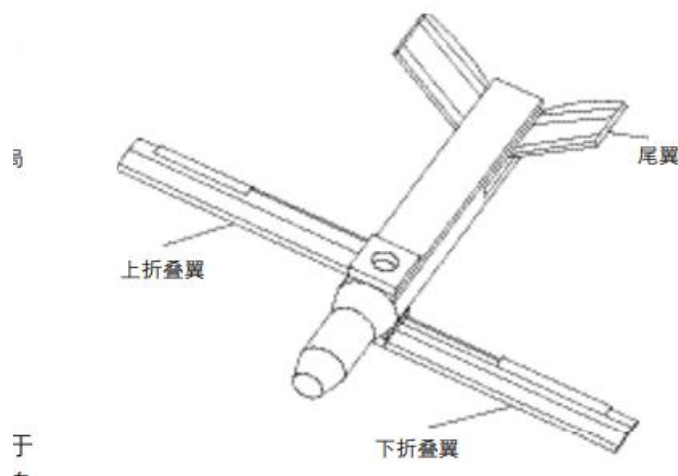


图 1-5 z 字折叠

1.3 本文主要研究内容

随着经济发展，无人机近年来得到了大力发展，各行各业的都对无人机重视起来，由于无人机被各行各业深入研究，所以在各个领域都有了深入，提出发现了许多创新。在这种氛围中，无人机在各种领域，各个方面都有了广泛的应用。本文主要对其存储，运输，展开速度方面进行了优化，并且以此优化展开说明对某些领域方面的应用，比如更节约时间在救援上，能在更小的空间存储等应用。

本文的主要研究内容：

1.首先得出小型折叠无人机的设计要求，具体分析无人机的气动布局提出无人机的设计指标和翼型气动特性参数，确定适合的布局和翼型得出整机主要结构的初步设计。同时根据现有的参考数据选择一种合适的无人机材料。

2.根据自己的设计要求，通过查阅相关的资料，文献得到相应的设计参数，同时通过类比民用常见的无人机得到合理性。

3.在通过得到的无人机数据进行建模，在建模中构建自己与常用设计不同的折叠结构，在通过设计过载受力分析，得出设计的合理性。最后数据与自己的设计要求相比较，提出自身的创意，并以此得到的在民用航空上的优势。

第二章 折叠翼无人机总体设计方案

2.1 折叠翼无人机设计思路

不同的无人机拥有不同的设计和要求。人们最初的飞行老师来自于自然中的飞鸟虫虫，并以此从老师获得许多广泛的想法。实际上，很多变形飞行器的灵感均来自于自然界的鸟类，鸟类的翅膀可以任意弯曲和折叠，完成一系列高难度的飞行动作，比如从盘旋变为加速俯冲^[3]。在鸟类降落以后它们能灵活地收纳自己的翅膀，方便自己钻入巢穴，自由灵动，是一种能优化存储的形式。这在多数现在使用的小型无人机上没有体现，而我的想法就是展现出这种结构。飞机的主要组成有五个：机身、机翼、尾翼、动力系统、起落架。我的折叠结构主要体现在机身与机翼的连接，通过现有的结构，去展现一个新的方式，能让机翼能通过这种结构能旋转收叠。此外结合现有学者们的发明创造，选择合适的尾翼折叠方式。考虑无人机需要面对的任务要求，去掉起落架结构，使用手持发射的方式。

当无人机未启动时机翼尾翼折叠，待飞状态下体积可减小，利于无人机的运输和储存，防止因翼展过大导致运输储存过程中意外磕碰，并且能够在空间有限的情况下大大增加储存飞行机器人的数量^[4]。当要将无人机启动时，将折叠结构展开，此时通过手持发射起飞，进入巡飞状态从而展开侦察、搜索等任务。

2.2 折叠翼无人机的设计指标

本次设计为得出一款重量不高于 7kg 可折叠的无人机，所以此次设计的无人机为小型轻便的无人机，根据资料参考民用方面的轻型无人机载荷重量小于 2kg，完成任务目标需要的载荷设备能源由动力电源提供，常用的大多不带电源，由此根据需要设计空机起飞总重为 5kg，得到无人机的重量上限为 5kg，得出下面的基本参数要求：

机翼的翼展长：1.8-2.1m

在空中的巡航速度为：60-75km/h

平飞状态下最大飞行速度超过：100km/h

失速临界速度不超过：40km/h

手抛最大起飞重量不超过：5kg

2.3 叠翼无人机布局分析

2.3.1 固定翼飞机的常用布局

常规布局是水平尾翼在主翼后面，除开水平尾翼的安放位置影响，飞机的布局也会因主翼位置的不同而受影响：

- (1) 上单翼：主要是指主翼安装在机身上方，具有较高的稳定性，但灵活性差。如图 2-1。



图 2-1 翼面形状图

- (1) 中单翼：指主翼安装在机身中部，灵活性和稳定性都兼具。如图 2-2。

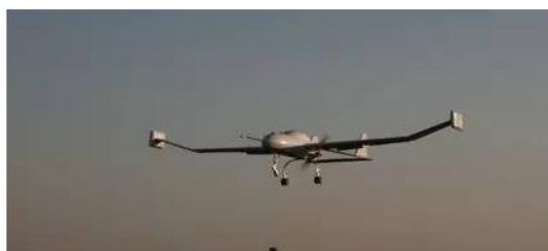


图 2-2 翼面形状图

- (2) 下单翼：指主翼安装在机翼的下方，具有较高的灵活性，但稳定性较差。如图 2-3。



图 2-3 翼面形状图

鸭式布局，布局形似鸭子，水平尾翼的前移是鸭式布局结构特点。鸭式布局的无人机提高了整体的升力和升阻力，同时增强了操作性。对于无平尾布局，其基本优点为超音速阻力小和飞机重量较轻，但其起降性能及其它一些性能不佳，主要应用在超音速飞机。本文在这里采用常规布局的中单翼。

2.3.2 翼型选择

飞机的升力来源于压力差。压力差体现的原理从伯努利方程中得到。伯努利方程实质上是能量守恒定律在理想流体定常流动中的表现,它是流体力学的基本

规律。在一条流线上流体质点的机械能守恒是伯努利方程的物理意义。飞机升力来源于机翼上下表面气流的速度差导致的气压差。具体是因为机翼的上表面是弧形的,使得上表面的气流速度快。下表面平的,气流速度慢。根据伯努利推论:流动中速度增大,压强就减小;速度减小,压强就增大;速度降为零,压强就达到最大(理论上应等于总压)。飞机机翼产生举力,就在于下翼面速度低而压强大,上翼面速度高而压强小,因而合力向上。这里选择常见的翼型如图 2-4 所示。

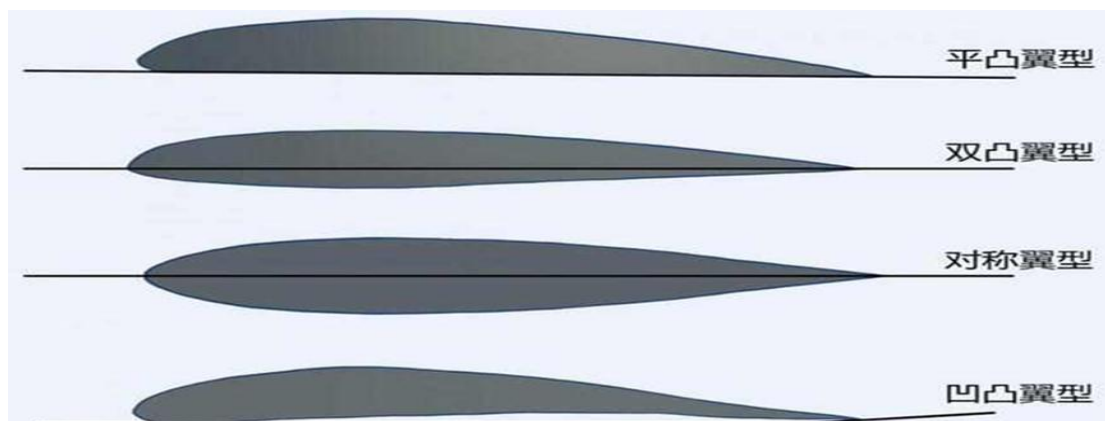


图 2-4 翼面形状图

对称翼型的中弧线和翼弦重合,上弧线和下弧线对称。这种翼型阻力系数比较小,但升阻也比较小。双凸翼型的上弧线和下弧线都向外凸,但上弧线的弯度比下弧线大。这种翼型比对称翼型的升阻比大。平凸翼型的下弧线是一条直线,这种翼型的最大升阻比要比双凸翼型大。凹凸翼型的下弧线向内凹入,这种翼型能产生较大的升力,升阻比也比较大。在这里我们主要对小型的无人机进行参考。如图 2-5 为飞机主要的受力图。据此,选择平凸翼型较好。



图 2-5 飞机受力图

2.3.2 确定主翼面积

升力公式 $Y=1/2\rho CSv^2$ (ρ 是大气密度, S 是机翼的面积, C 是升力系数, v 是飞机的速度)。通过公式得到飞机的升力与大气的密度,飞机机翼本身的形状、

飞机的速度、机翼面积相关。

表 2-3 升力与机翼仰角及面积表

机翼仰角	机翼面积/厘米 ²		
	566	395	275
最大	2.7	2.9	3.1
较大	2.3	2.8	2.9
较小	2.4	2.9	3.0
0° (水平)	2.6	3.0	3.2



图 2-6 弹簧计示数图

通过以下的条件选择合适的主翼面积。飞机升力系数、飞行速度和大气密度不发生变化的情况，机翼仰角相同时，随着机翼翼面积的增大弹簧测力器的示数逐渐减小。

2.3.3 确定副翼面积

普通固定翼飞机的展弦比应在 5-6 之间。确定副翼的面积机翼的尺寸确定后，就该算出副翼的面积了。副翼面积应占机翼面积的 20%左右,其长度应为机翼的 30-80%之间。

2.3.4 确定机翼安装角

机翼的上反角，是为了保证飞机横向的稳定性。有上反角的飞机，当机翼副翼不起作用时还能用方向舵转弯。上反角越大，飞机的横向稳定性就越好，反之就越差。但是，上反角也有它的两面性。飞机横向太稳定了，反而不利于快速横滚，这恰恰又是无人机所不需要的。所以不考虑机翼的上反角（为 0°）

2.3.5 确定重心

重心的确定非常重要，重心太靠前，飞机就头沉，起飞降落抬头困难。同时，飞行中因需大量的升降舵来配平，也消耗了大量动力。重心太靠后的话，俯仰太灵敏，不易操作，甚至造成俯仰过度。一般飞机的重心在机翼前缘后的 25~30% 平均气动弦长处。特技机 27~40%。在允许范围内，重心适当靠前，飞机比较稳定。

2.3.6 确定机身长度

查阅相关常见无人机资料，机身和翼展的比例为 70-80% 左右，并以此得到相关机翼的长度。

2.3.7 确定机翼自由度

与一般其他无人机相对而言，本无人机与其相比多了一个自由度。在机翼与机身连接之间有一个与嵌入机身可旋转的部件，机翼通过旋转部件与机身贴合。因此，该折叠机翼有绕 Y 轴的转动自由度和绕 Z 轴的平动自由度。

2.4 设计过程

2.4.1 机身

机身设计为类似于圆柱状的结构，在机身中段有贯穿的圆柱孔洞并且左右两侧各有一个矩形槽，用于放置旋转结构，在机身的中段经过转动结构后对其进行缩短半径，在收起折叠机翼时留出尾翼所需的空间，同时在机身收起的后段留有安置水平面的预留截面，在垂直方向的平面用于放置垂直尾翼和螺旋桨结构，水平方向用于放置水平尾翼。

2.4.2 机身旋转结构

机身旋转结构是一个长圆柱体两端带有两个等大的椭圆平面柱体，其中长圆柱结构处于机身中段，刚好与预留的孔洞贴合，两椭圆平面正好位于矩形槽中，在两外侧的椭圆平面上有用于与机翼相连的结构。

2.4.3 机翼

机翼整体由主翼和副翼组成。左翼和右翼相同。以右翼举例，右翼的根部中间有用于与机身旋转结构的铰接结构，通过该结构与中段的旋转结构的椭圆平台中间对应的连接结构相连。左右机翼以机身轴为轴对称。无人机进行折叠时，机翼利用机身中部的转动折叠部件，将机翼像鸟一样收叠翅膀。无人机进行展开时，机翼转动到与机身轴线垂直时自锁。无人机与飞机相同，在主机翼中后段的地方安装副翼，主翼与副翼之间通过舵机传动组件连接控制，其中舵机安置在主翼上，

通过传动连杆与副翼连接。左副翼与右副翼以机身镜像。

2.4.4 左、右全动平尾

全动平尾是将飞机的水平安定面和升降舵合而为一的部件,它通过转轴与机身结合,可以控制整个平尾偏转,这使得飞机的操纵性能大大提高。以右全动垂尾举例,右垂尾通过右转轴与机身尾部连接,并以此折叠收纳在机身尾端上面收叠平台上。左垂尾的布置方式与有垂尾一致,通过左转轴与机身尾部连接,并以此折叠收纳在机身尾端上面收叠平台上。

2.4.5 全动垂尾

全动垂尾,则把原来的安定面和舵面整合到一起,即整个垂尾只有一个面,这个面即具有安定面的稳定功能,同时也具有舵面的调节功能(整个面是可活动的)。垂尾通过转轴安装在机身后段两侧预留的安装平台上,位于平尾之前。

2.4.6 可折叠螺旋桨组件

螺旋桨组件包括螺旋桨基座和两个互为对称安装的螺旋桨桨叶(桨叶互为对称)。整个组件装配在机身尾部的安装面上。螺旋桨基座通过驱动轴与机身尾部的动力电机连接,通过自身的旋转展开锁定,提供无人机的前进动力。

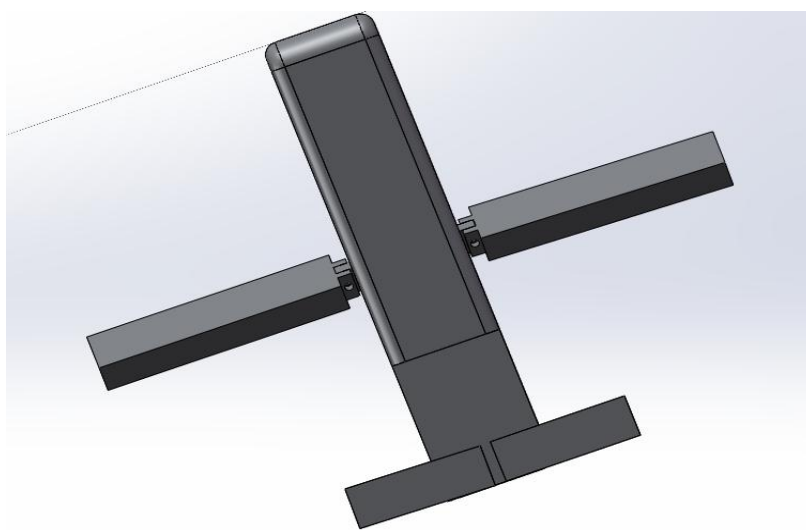


图 2-7 方案设计构想简图

第三章 可折叠小型的无人机建模

3.1 机身

如图 3-1 所示，机身设计为类圆柱形结构，总体分为前中后三段，如图 3-2，3-3，3-4。

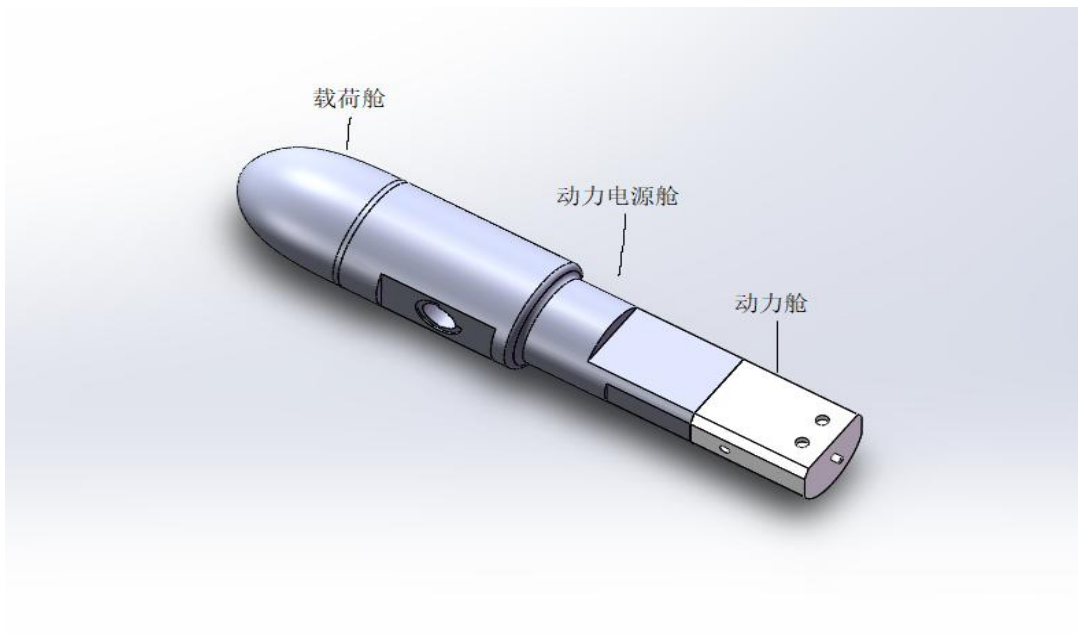


图 3-1 机身

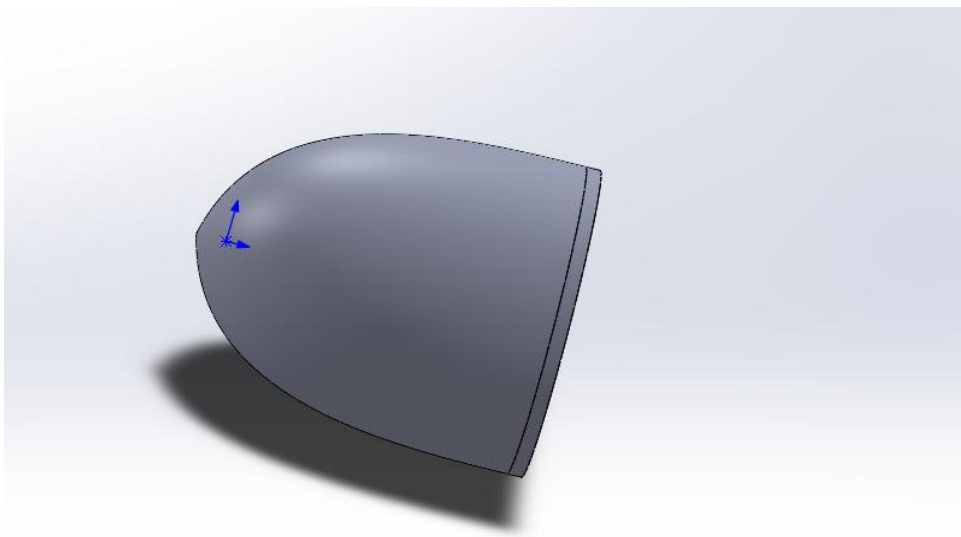


图 3-2 前段

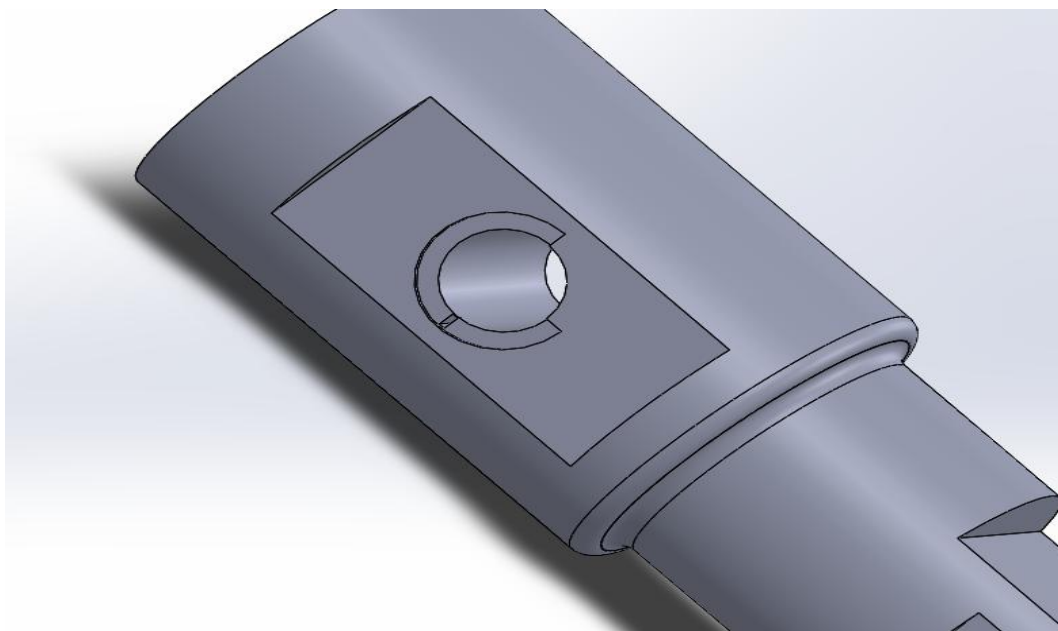


图 3-3 中段

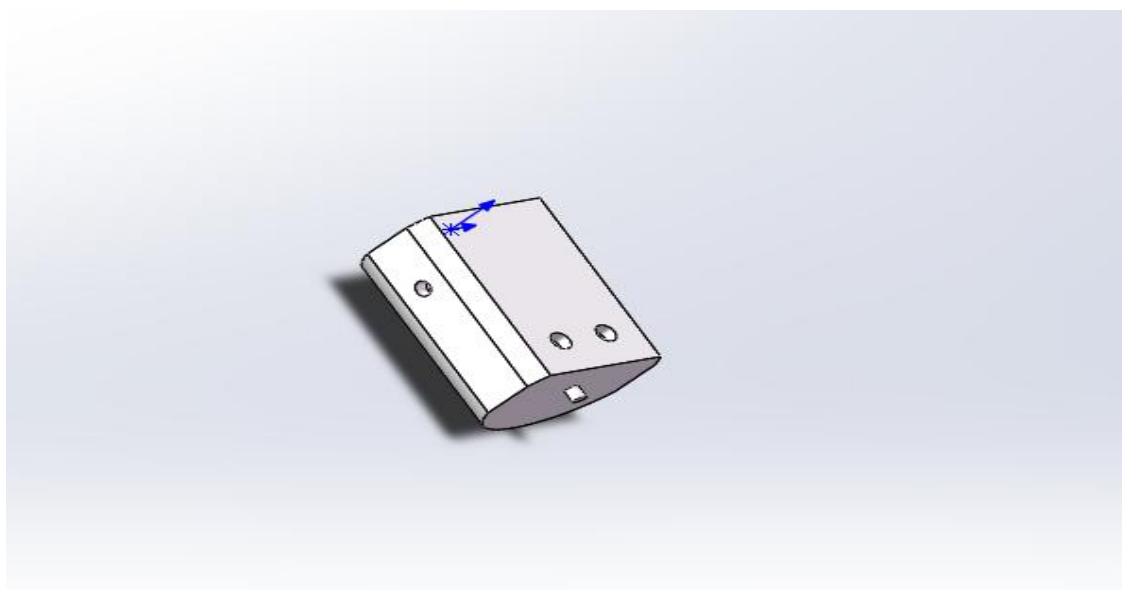


图 3-4 后段

机身前后右用于安装航行任务所需外设装备的空间，从前到后，预先留好了安放载荷的舱（安放摄像设备，红外设备，天线电台设备等），电池能源的舱（安放高能电池），发动电机的舱（有安放折叠螺旋桨的结构），并且其中中段带有重要的限制转动的导槽和锁定的机构。其整体为 155cm（头部 35cm，中段 90cm，尾端 30cm）。

3.2 机身旋转结构

机身旋转结构在连接机翼的同时，可以旋转改变机翼的自由度。如图 3-5 所示，旋转结构包括椭圆盘上的与机翼的连接结构，与机身连接限制旋转角度结构图 3-6 所示，机翼展开后的卡死结构。其中旋转结构通过机身中段的留下圆柱通道与机身相连并且通过中段机身两侧预留矩形平台与旋转结构两边的椭圆支撑面相限制。然后两侧圆柱面内侧右对应的转动限制槽，将限制无人机张开和折叠过程的角度。同时在面上留有用于固定展开或折叠结束后的卡死弹簧机构。面上两端的凸起结构将与机翼连接。其具体参数为底圆直径为 9cm 高 26cm 的圆柱带两个长轴 30cm 短轴 16cm 厚 2cm 的椭圆柱。

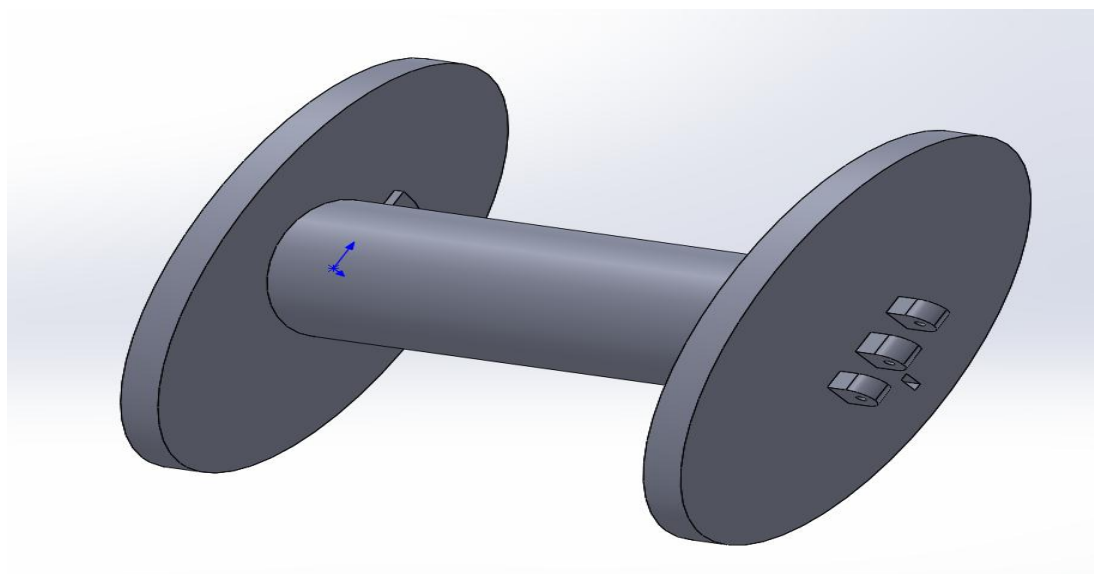


图 3-5 旋转结构

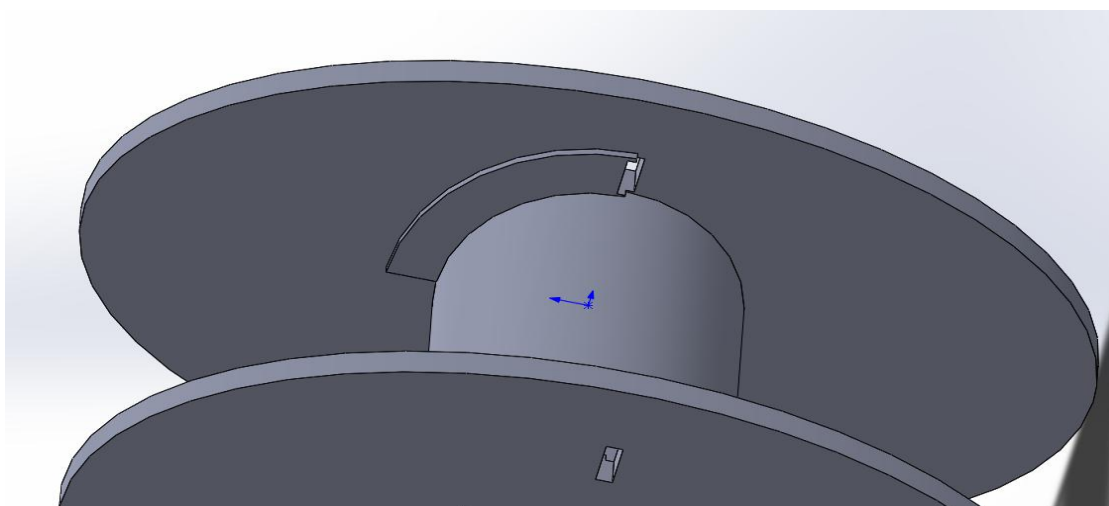


图 3-6 旋转锁定结构

3.3 机翼

3.3.1 右外主、副翼

机翼是主要产生升力的结构。其中右外主机翼，翼长 90cm、翼宽 27cm，右外副翼是翼长 45cm、翼宽 8.5cm。副翼在机翼的中后段进行安装（翼展方向 47 至 95cm 之间）。具体建模如图 3-7 为组合连接,图 3-8 为右外副翼,图 3-9 为舵机组件，图 3-10 右外主机翼。

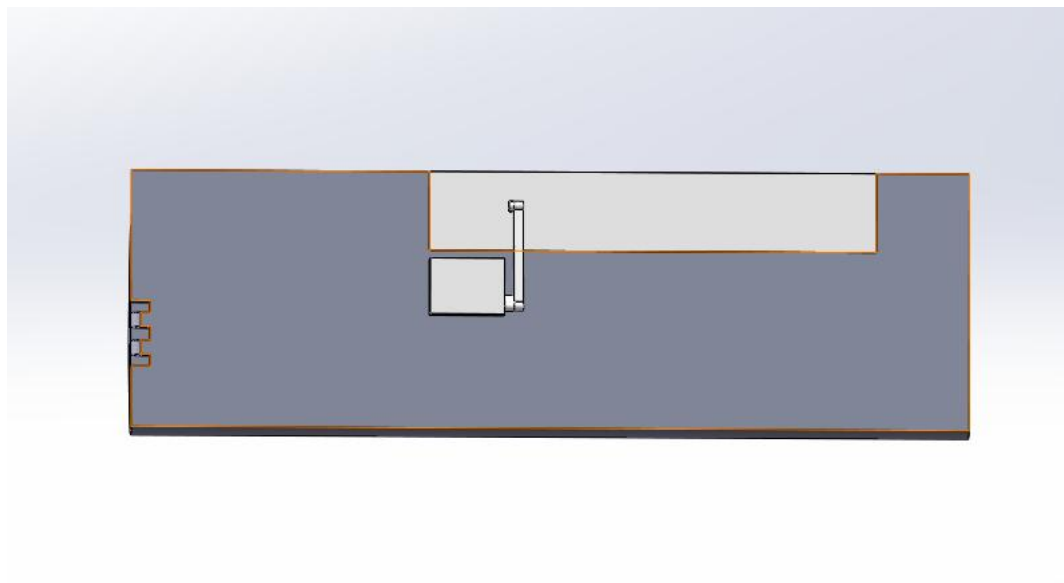


图 3-7 组合连接

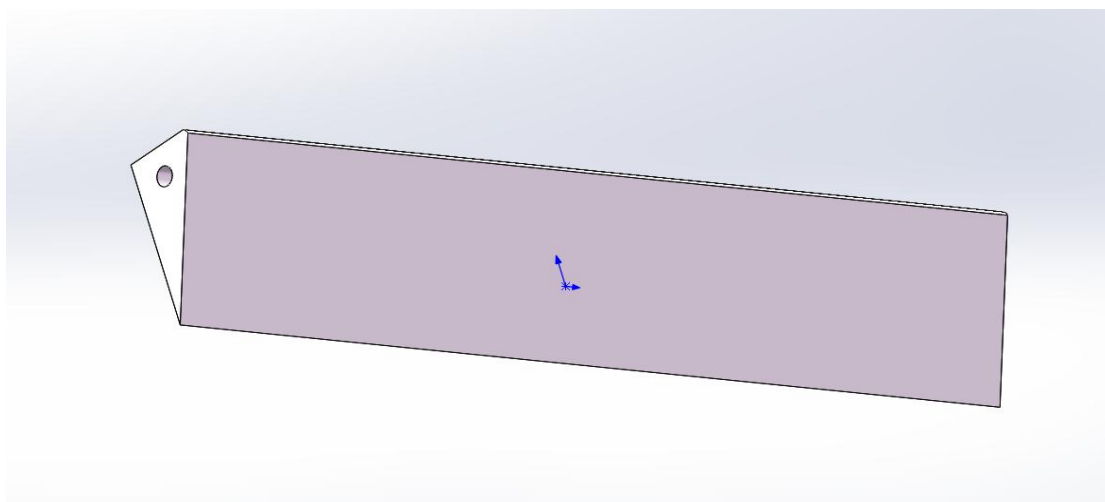


图 3-8 右外副翼

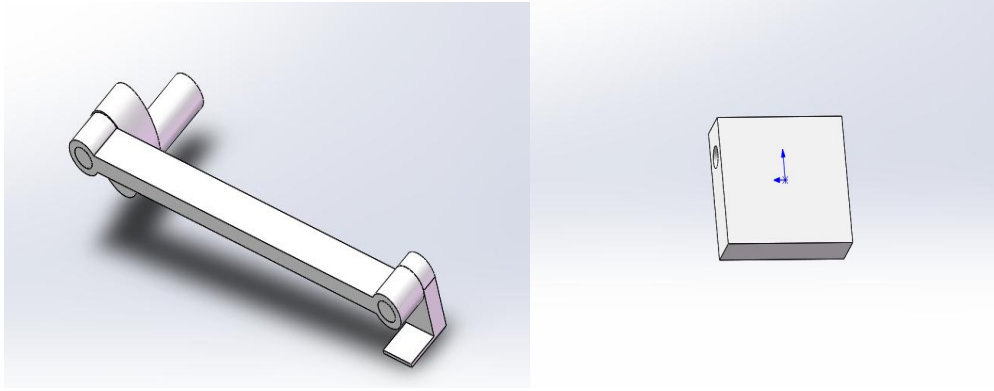


图 3-9 舵机组件



图 3-10 右外主翼

3.4 左、右全动平尾

全动平尾是将飞机的水平安定面和升降舵合而为一的部件,它通过转轴与机身结合,飞行员可以控制整个平尾偏转,这使得飞机的操纵性能大大提高。全动平尾位于机身机翼的后段上面的折叠平台上,它通过折叠结构可以方便的与机身结合在一起。右全动平尾尾包括右平尾折叠结构、右平尾转动轴(与机身连接)、右平尾操作面转轴(连接翼面)、右平尾转动舵机(驱动翼面)、右平尾翼面和右平尾转动限制块(限制最大转动角度)。通过转动轴与机身连接。其中平尾的翼长 40cm,翼宽 10cm。具体建模如图 3-11 为右全动平尾,图 3-12 为右平尾转动轴,图 3-13 为右平尾操作面转轴,图 3-14 右平尾转动舵机,图 3-15 为右平尾翼面,图 3-16 为右平尾转动限制块,图 3-17 为展开与折叠。

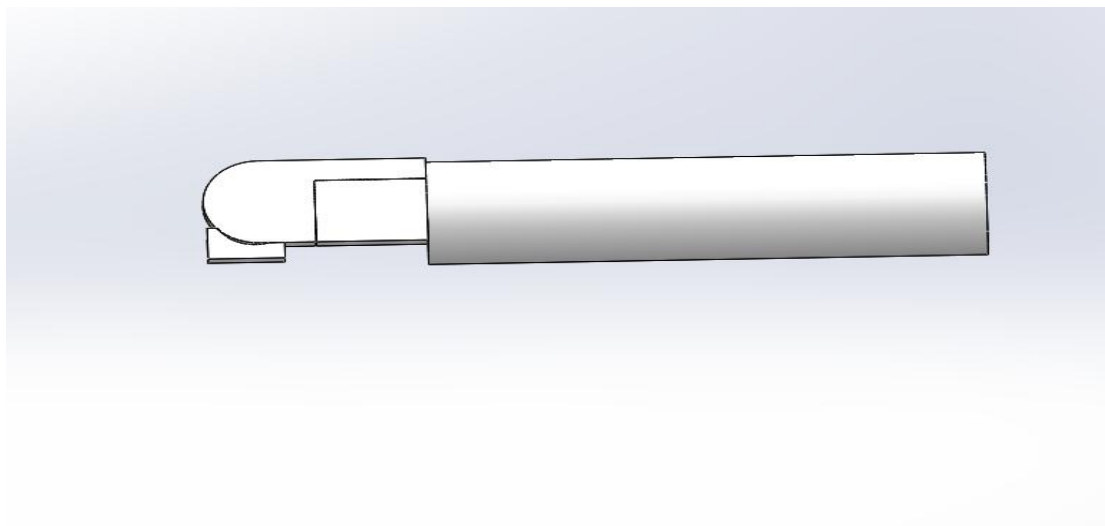


图 3-11 右全动平尾

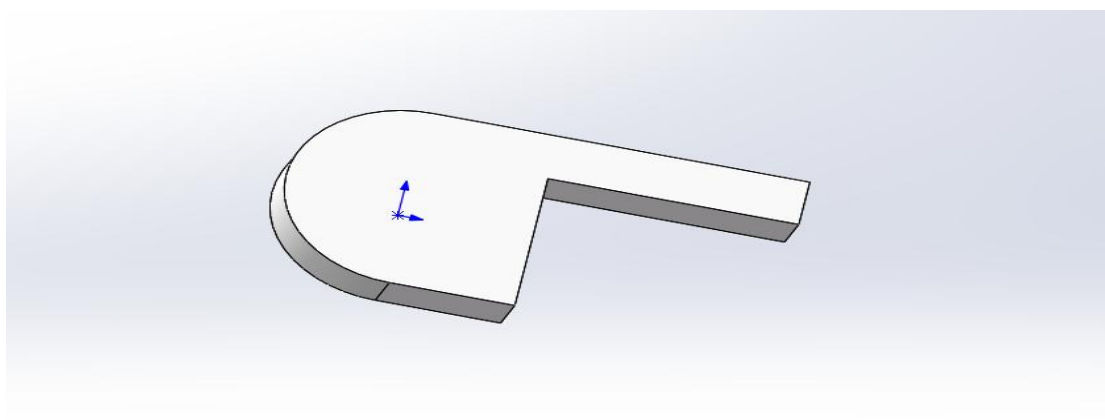


图 3-12 右平尾折叠结构

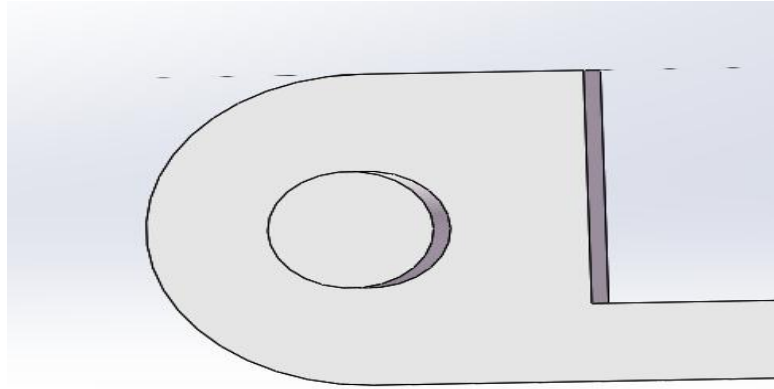


图 3-13 右垂尾转动轴

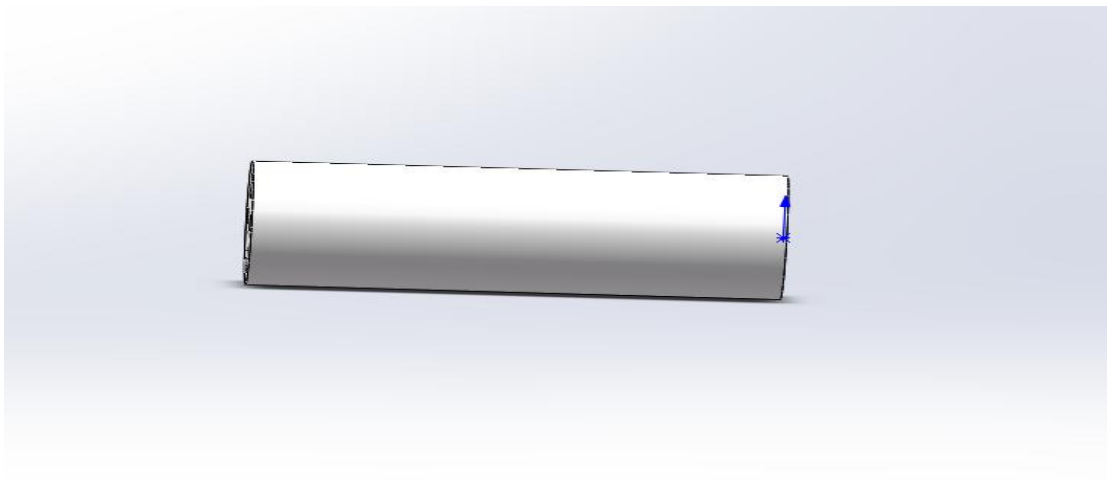


图 3-14 右平尾操作面转轴

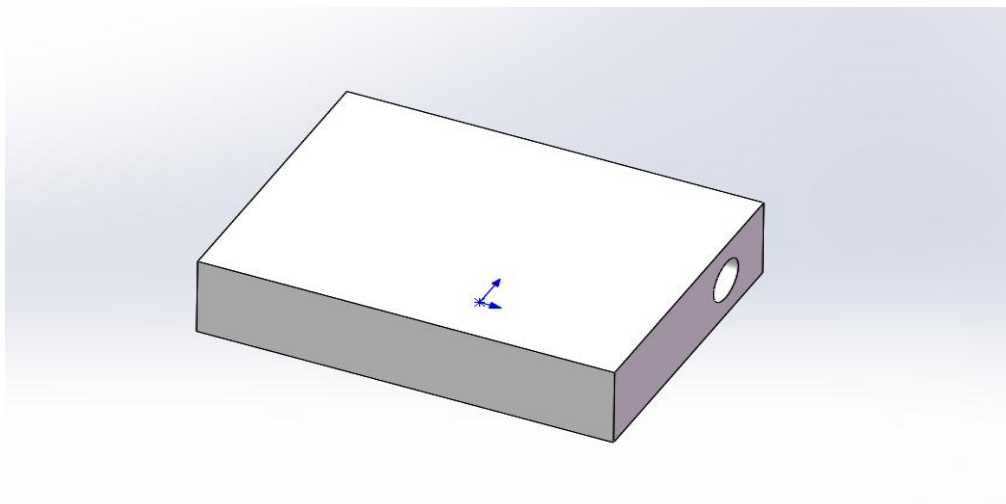


图 3-15 右平尾转动舵机

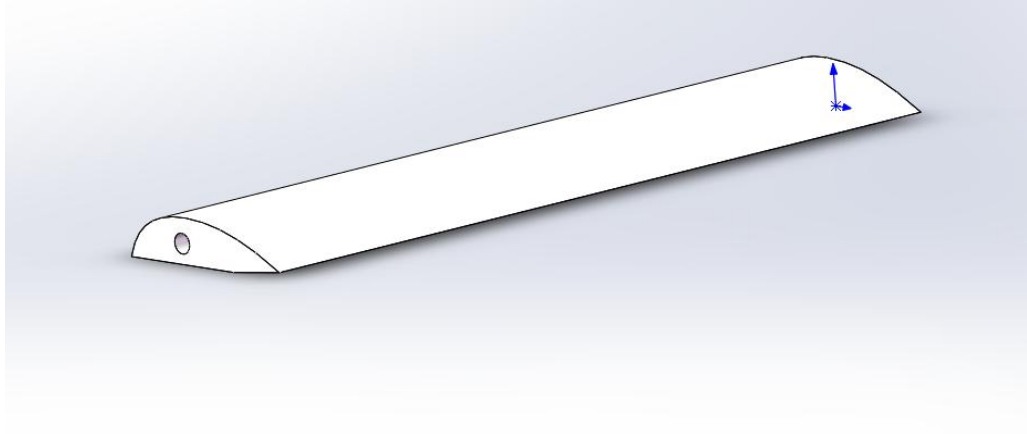


图 3-16 右平尾翼面

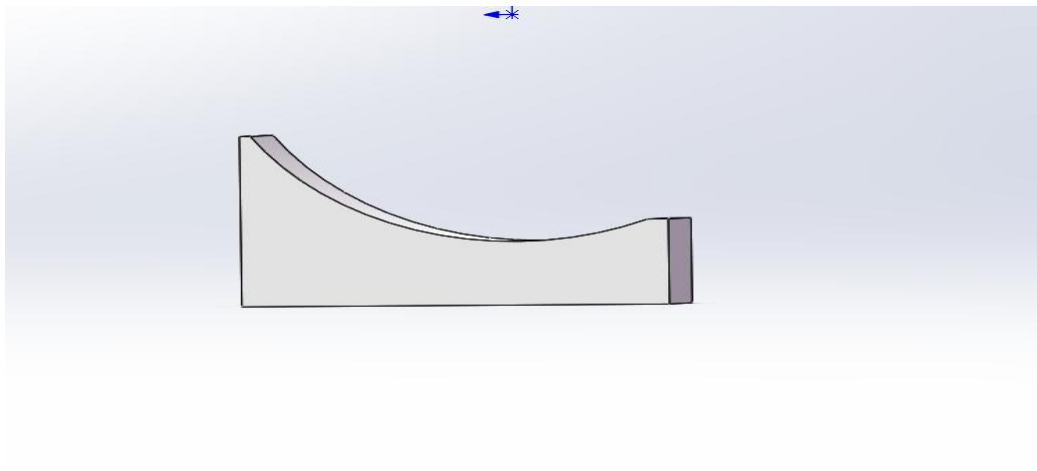


图 3-17 右转动限制块

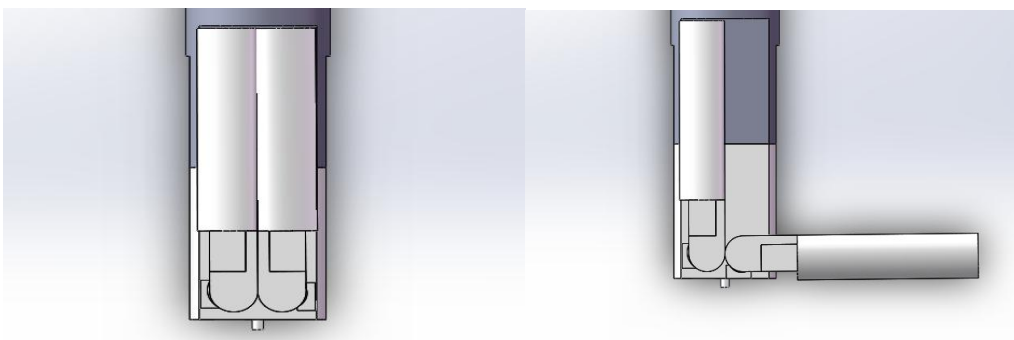


图 3-18 展开与折叠

3.5 左、右全动垂尾

全动垂尾，则把原来的安定面和舵面整合到一起，即整个垂尾只有一个面，这个面即具有安定面的稳定功能，同时也具有舵面的调节功能（整个面是可活动的）。全动垂尾位于机身机翼的后面并且位于全动平尾的前面，它通过折叠结构可以方便的存在两者之间。右全动垂尾包括右垂尾折叠结构、右垂尾转动轴、右垂尾操作面转轴、右垂尾转动舵机、右垂尾翼面和右垂尾转动限制卡条（限制最大转动限制）。通过转动轴与机身连接。建模如图 3-19 为右全动垂尾，图 3-20 为右垂尾转动结构，图 3-21 为右垂尾转动轴，图 3-22 右垂尾操作面转轴，图 3-23 为右垂尾转动舵机，图 3-24 右垂尾翼面，图 3-25 为右转动限位器，图 3-26 为展开与折叠。

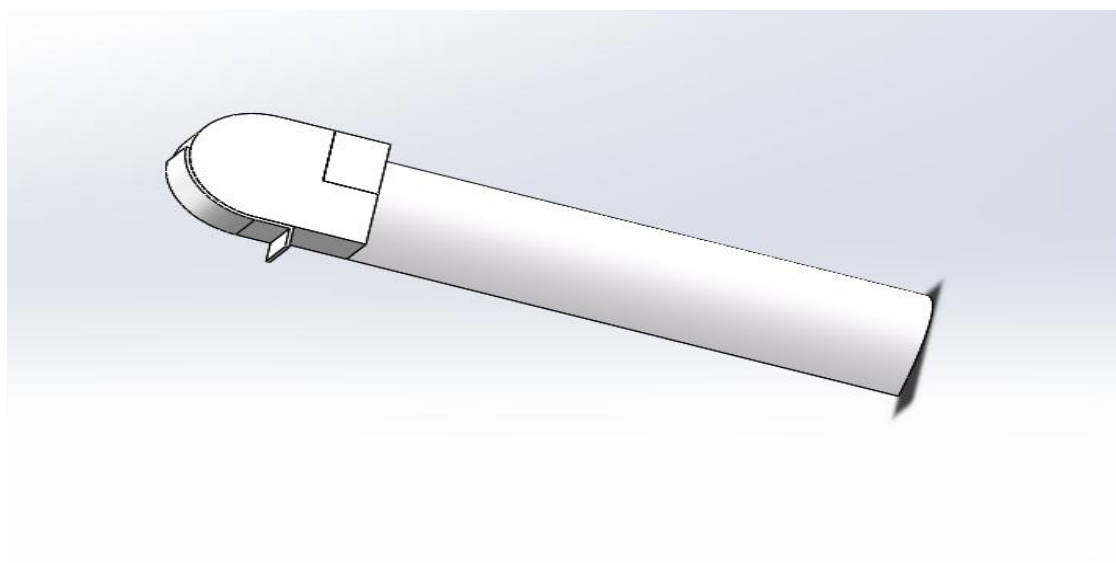


图 3-19 右全动垂尾

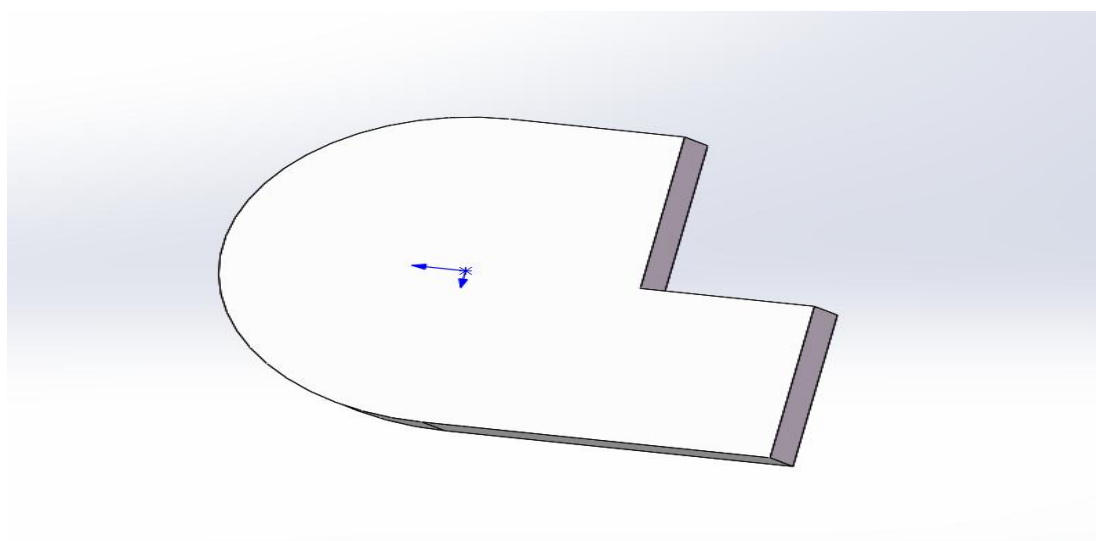


图 3-20 右垂尾转动结构

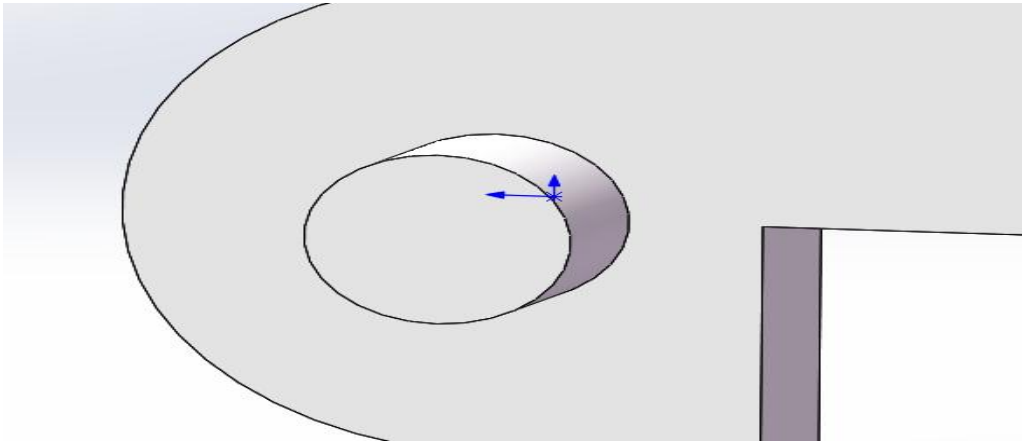


图 3-21 右垂尾转动轴

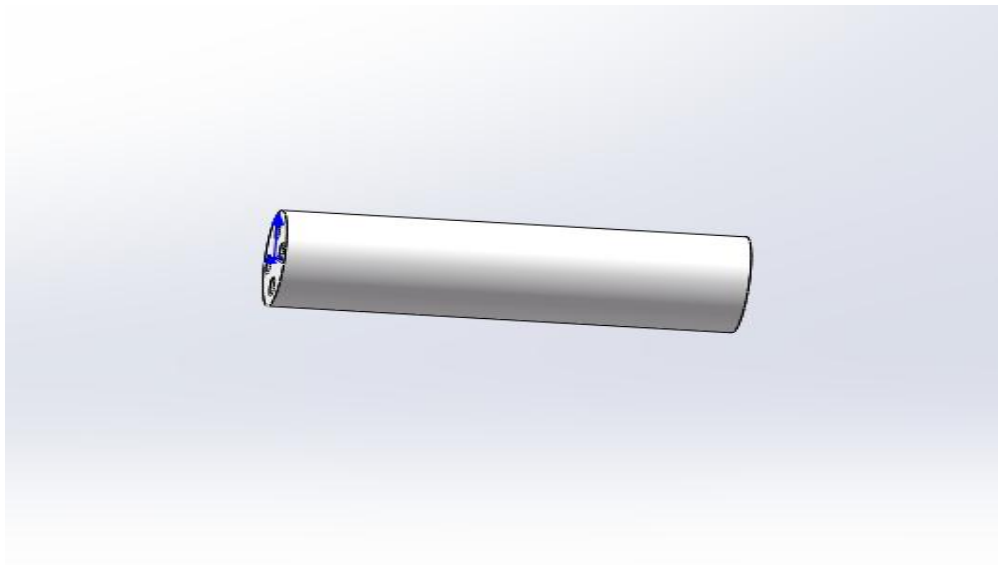


图 3-22 右垂尾操作面转动轴

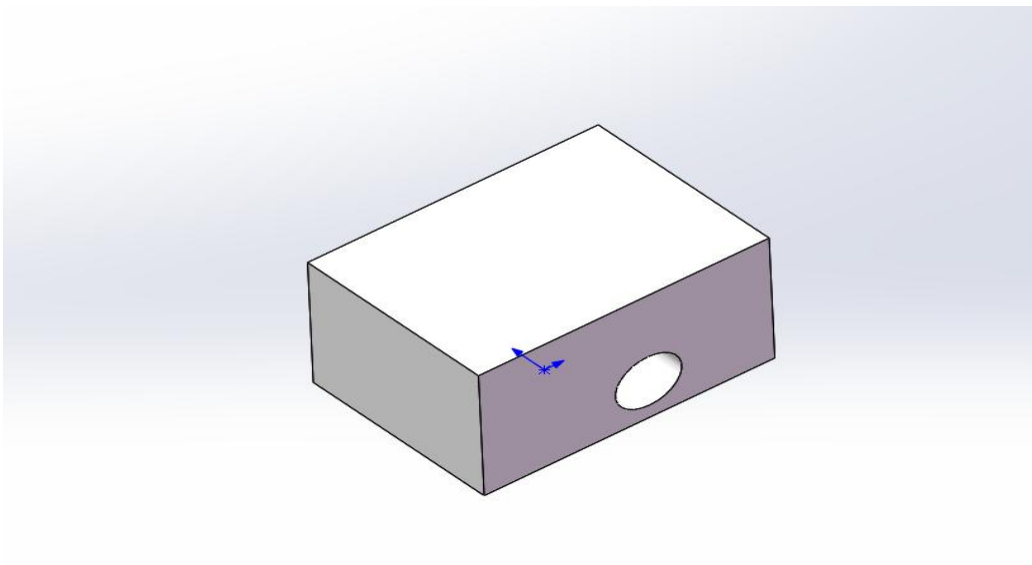


图 3-23 右垂尾舵机

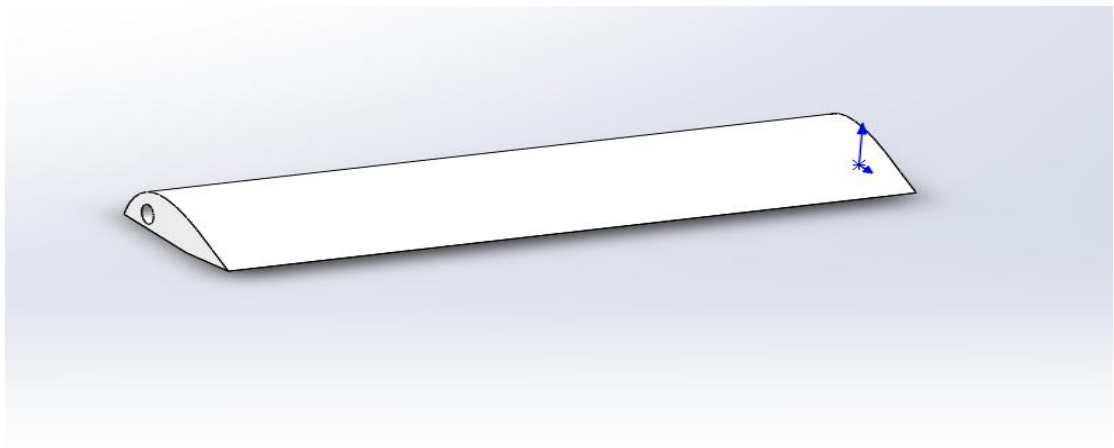


图 3-24 右垂尾翼面

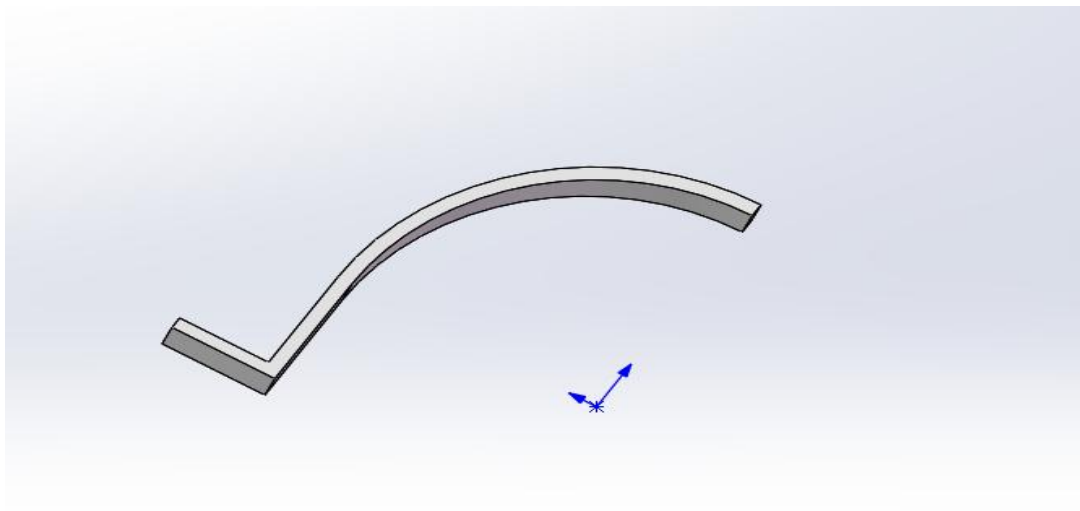


图 3-25 右转动限制卡条

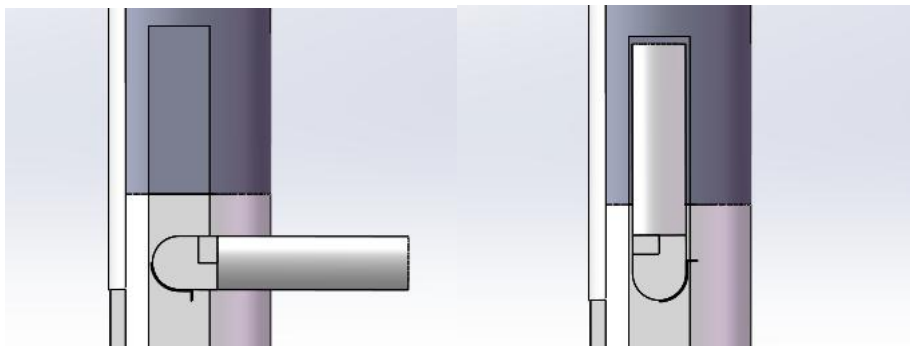


图 3-26 展开与折叠

3.6 可折叠螺旋桨组件

螺旋桨组件的折叠是进一步缩小折叠空间的举措,通过机身上预先留下的螺

旋桨所用的折叠平台可以将螺旋桨收叠在机身尾部的两侧。螺旋桨组件是由一个基座连接两个互相对称的螺旋桨。折叠的螺旋桨组件通过旋转，自动的将桨叶从折叠甩成展开，与机身尾部的安装面平行。其中基座上有用于与尾部驱动电机相连安装槽位，并且螺旋桨整体以此旋转。具体建模效果如图 3-27 折叠用螺旋桨，图 3-28 基座，图 3-29 螺旋桨组件的展开与折叠。

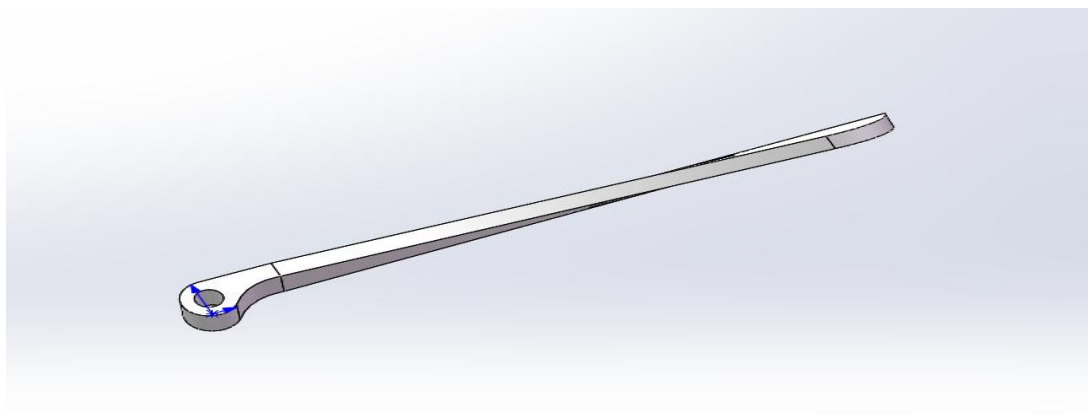


图 3-27 折叠用螺旋桨

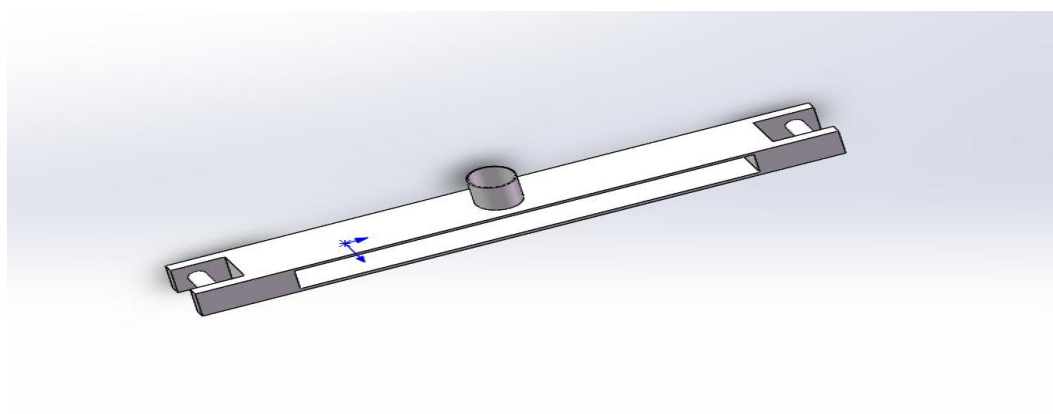


图 3-28 基座

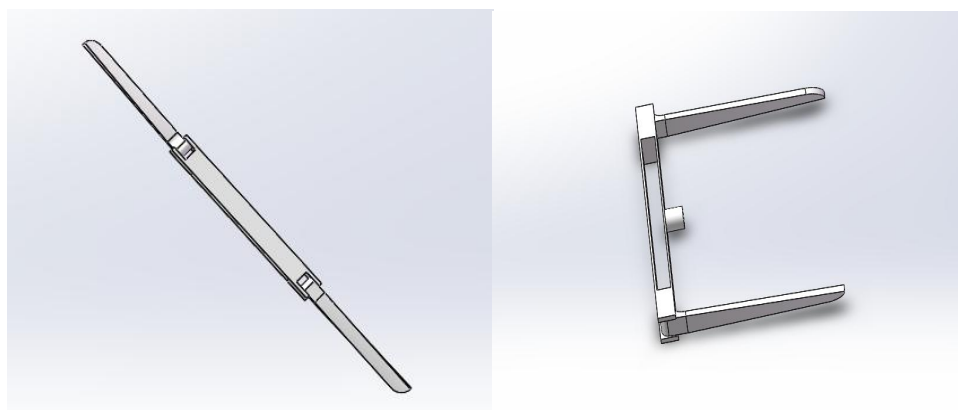


图 3-29 展开与折叠

3.7 机身中段转动结构与机翼连接

机翼的根部有用于与旋转结构相连接的铰链结构，通过卡销与旋转结构相连，达到机翼对于椭圆面能够上下转动。然后转动结构通过弹簧卡销在其在机身转动时，达到展开最大位置时卡死旋转，当折叠到最大位置完成时将其卡死。这样通过结构的限制完成展开和折叠的优化。得到的装配成果图如图 3-30 为卡销，图 3-31 为弹簧卡销、图 3-32 为连接整体。

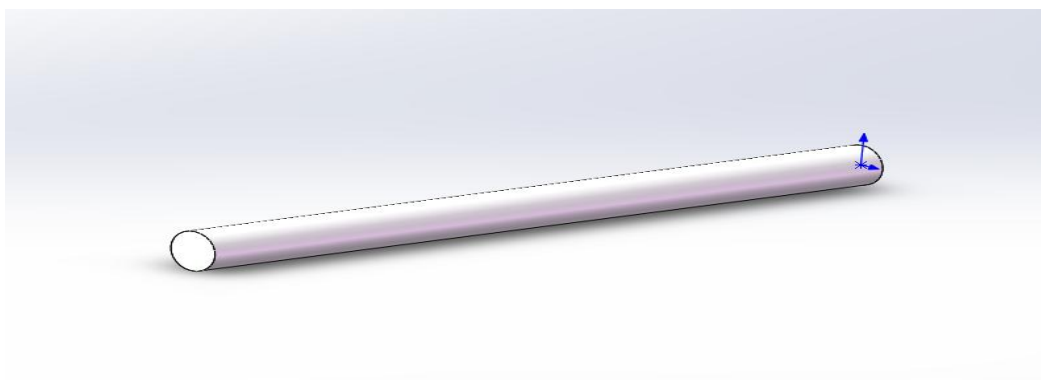


图 3-30 卡销

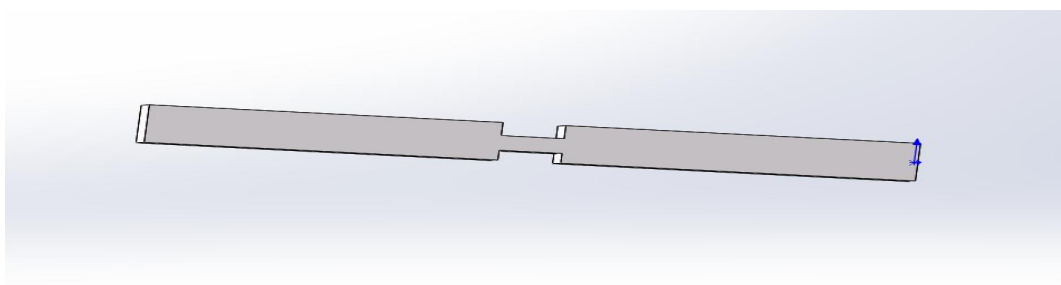


图 3-31 弹簧卡销

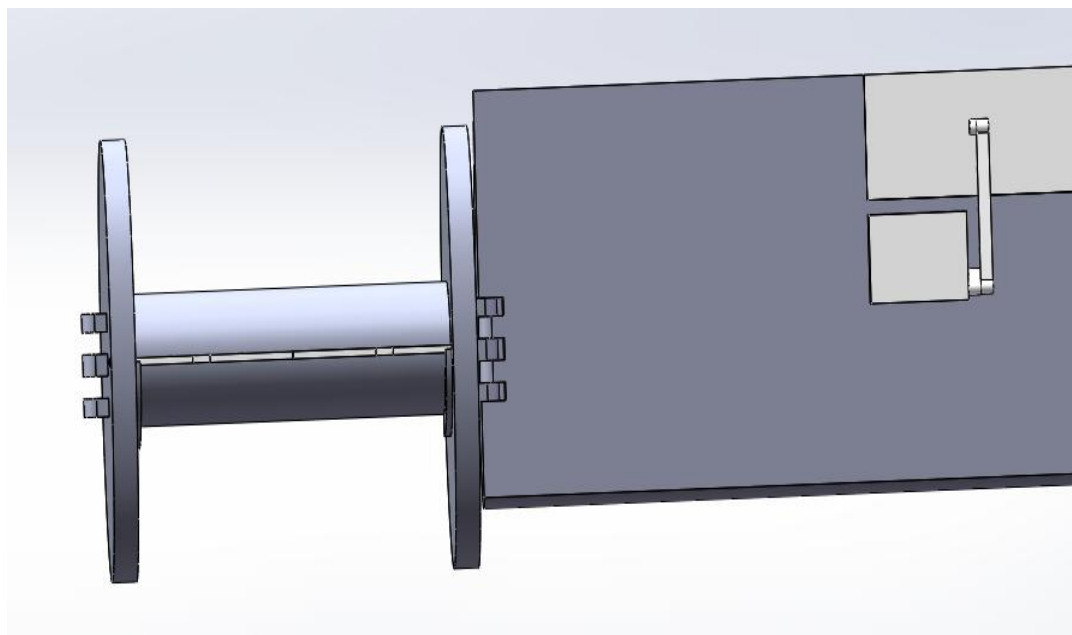


图 3-32 连接整体

3.8 装配效果

将无人机的所有建模零件在此组装，得到的装配成果图如图 3-33 为左视折叠图，图 3-34 为前视折叠图、图 3-35 为俯视折叠图、图 3-36 展开图。

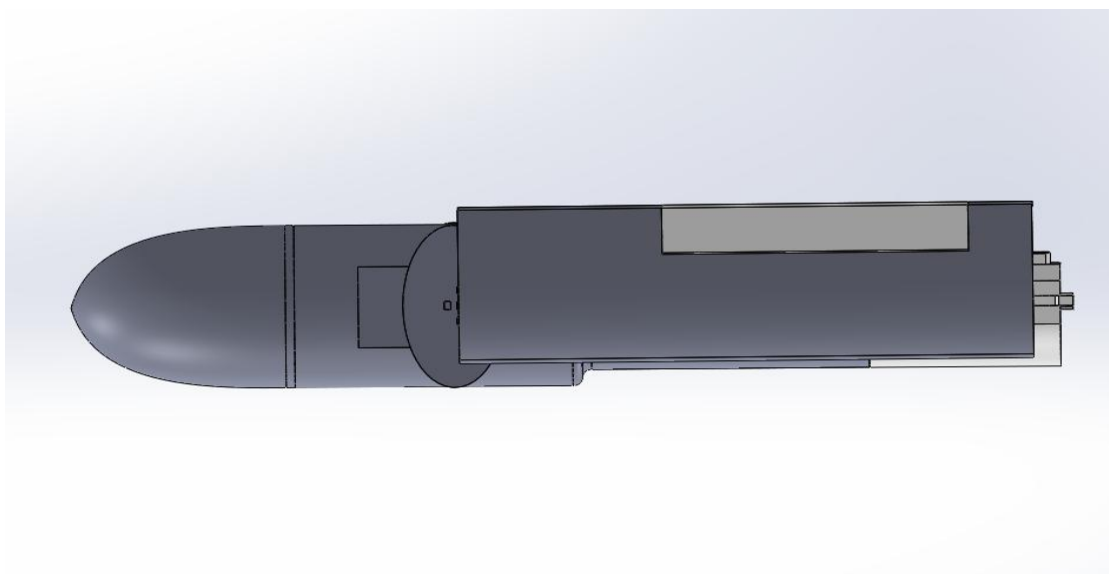


图 3-33 无人机折叠（左视）

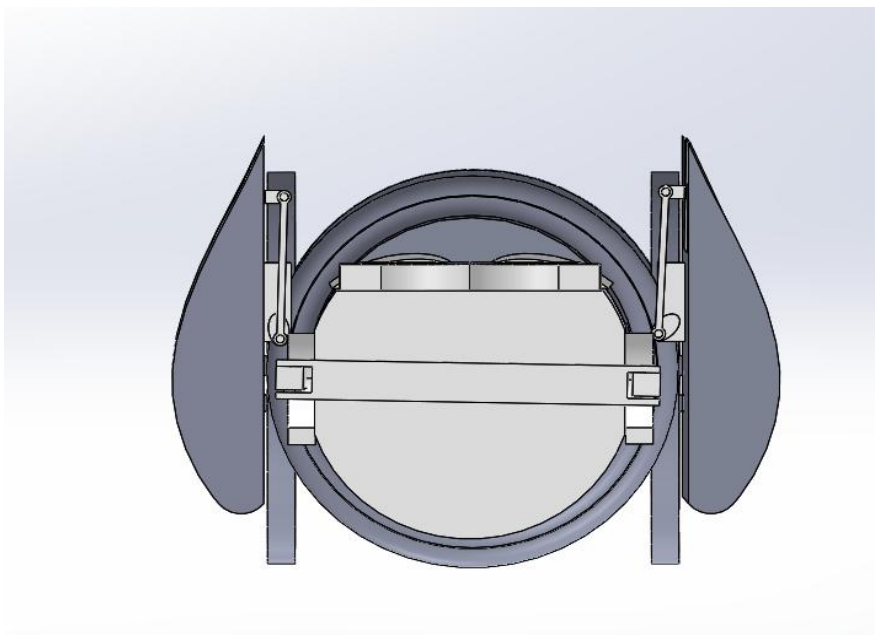


图 3-34 无人机折叠（前视图）

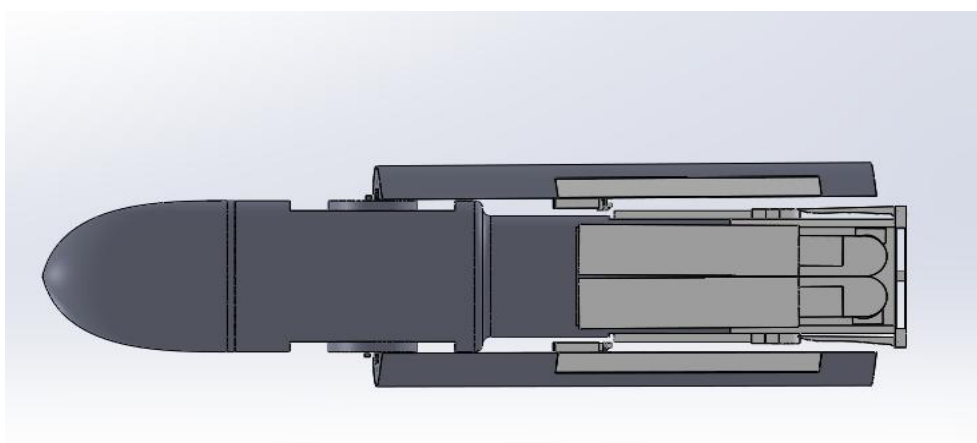


图 3-35 无人机折叠（俯视图）

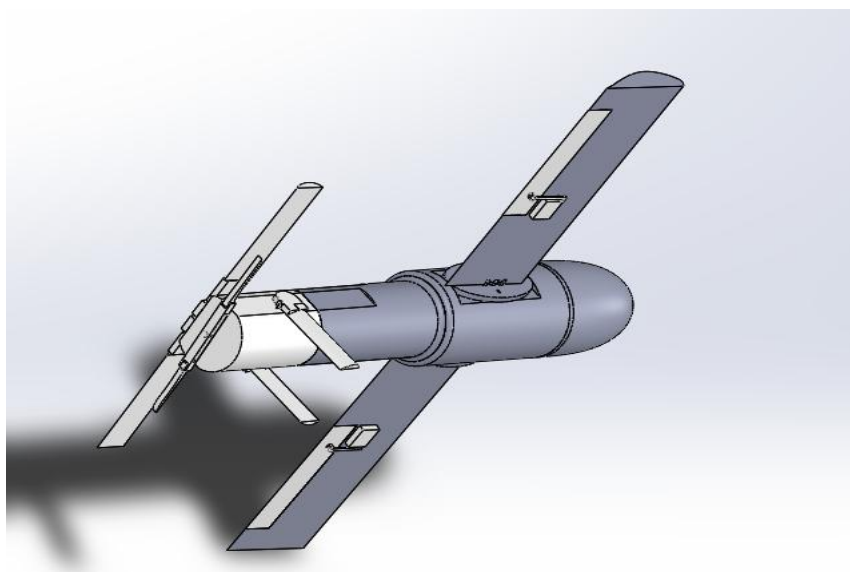


图 3-36 无人机展开

该小型折叠无人机折叠后的尺寸等价于一个长 166cm，宽 40cm，高 30cm 的矩形体，其体积 0.2m^3 。相较折叠前展开的矩形体长 210cm，宽 166cm，高 30cm 占得体积 1.04m^3 。省下了很大的空间尺寸，这便于运输和携带。在完成监视巡查，救援搜救等任务时，能省下空间有利运输存储，方便快捷。

根据资料建立坐标系， X_b 轴沿着机身指向机头方向（纵轴方向）； Y_b 轴指向机头方向的右侧，垂直于纵剖面； Z_b 轴在飞行器纵剖面，上垂直于轴指向下方，如图所示 3-37：

。



图 3-37 坐标系

在需要使用无人机时，将折叠形态的无人机机翼沿 X 轴展开与旋转结构的椭圆面上的卡口固定，然后转动结构绕 Y 轴顺时针 90° ，达到转动最大限制，此时旋转结构内部的弹簧卡槽释放弹性势能与旋转结构上对应的卡槽结合锁定。此时全动平尾在 X - Y 轴平面转动，左平尾从处于机身后段上收叠平台向左逆时

针旋转 90° ，右平尾同理，从处于机身后段上收叠平台向右顺时针旋转 90° 。当完成转动后，此时左右平尾成平角 180° ，与机身成 90° ，到达极限位置通过转动限制器对其限制。全动垂尾的展开方式与全动平尾类似，全动垂尾位于机身后段两侧的收叠平台，沿 X-Z 轴平面转动，左垂尾逆时针旋转 90° ，右垂尾顺时针旋转 90° ，达到极限后限制器将其限制。最后折叠的螺旋桨组件通过旋转，自动的将桨叶从折叠甩成展开，与机身尾部的安装面平行。在完成转开后无人机就可以开始工作了。

第四章 受力及数据分析

4.1 右主翼受力及数据分析

通过 SolidWorks 的建模得到模型，同时使用 SolidWorks 里面的受力分析功能对重要部件进行应力分析，在凭借受力分析的数据得到结论。当无人机在执行任务时，机翼受到空气竖直向上的升力，取极限值分析，力为 200N，通过受力分析得出是否符合设计要求。得到位移图如图 4-1、应力图如图 4-2、应变图如图 4-3、碳纤维表如图 4-4。

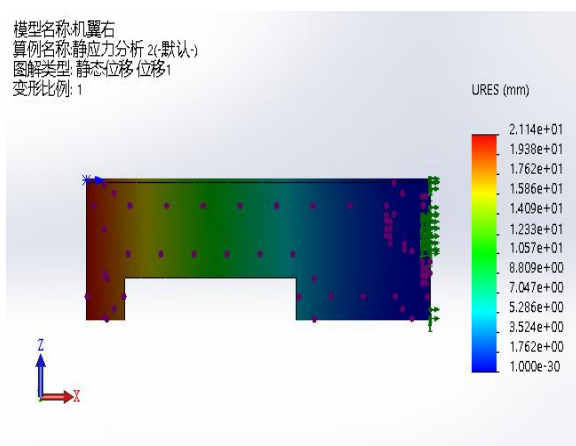


图 4-1 位移图

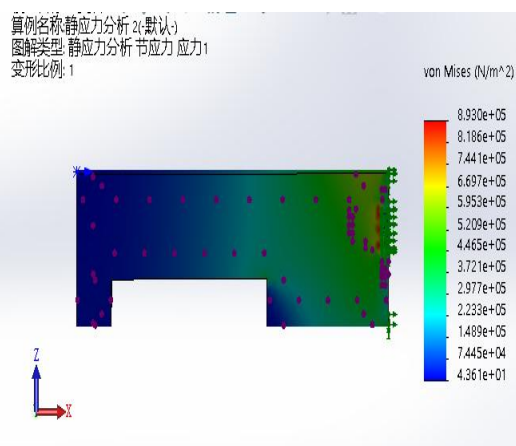


图 4-2 应力图

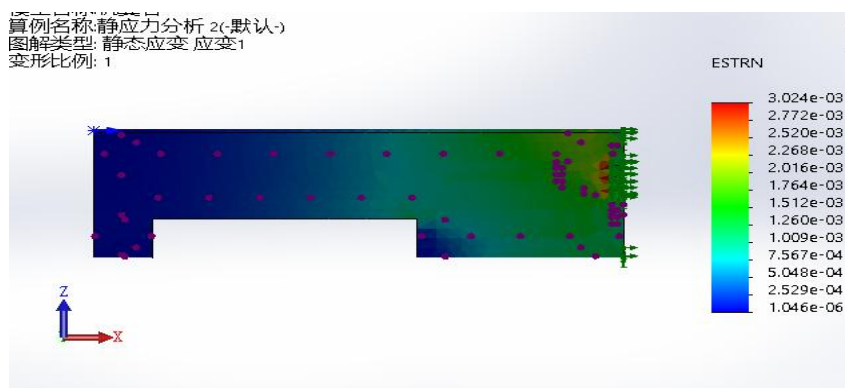


图 4-3 应变图

表 4-1 碳纤维材料性能

材料	弹性模量	中泊松比	质量密度	屈服强度
碳纤维 (3000)	2.3e+10	0.28	1780	

分析受力分析数据位移为 2.11mm，应力为 8.93 MPa，应变为 0.00302。碳纤维的许用引力为 29Mpa。终上所述符合设计要求。

4.2 右全动平尾受力及数据分析

水平尾翼在飞机上主要起纵向安定和俯仰操纵的作用。水平尾翼简称平尾。为了提高俯仰操纵效率，采用的是全动平尾，即平尾没有水平安定面，整个翼面均可偏转。得到如图 4-4、4-5、4-6 所示位移、应力以及应变的图形。

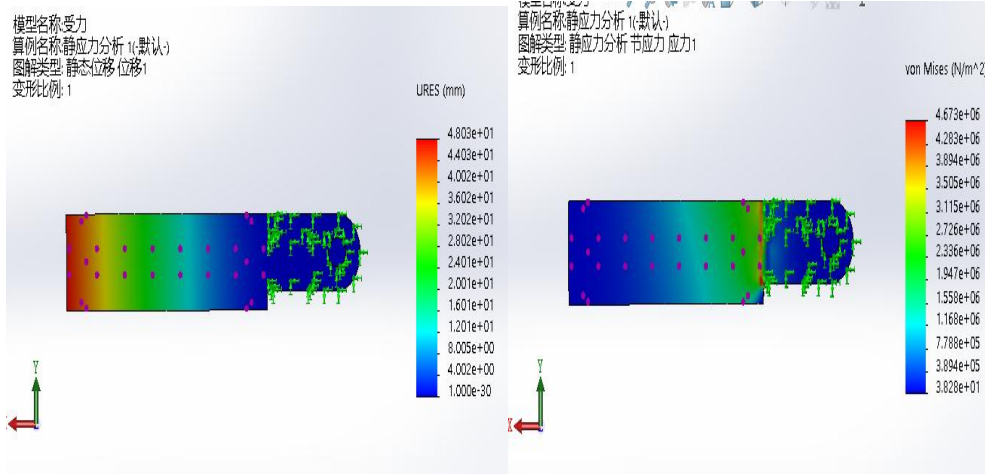


图 4-5 位移图

图 4-6 应力图

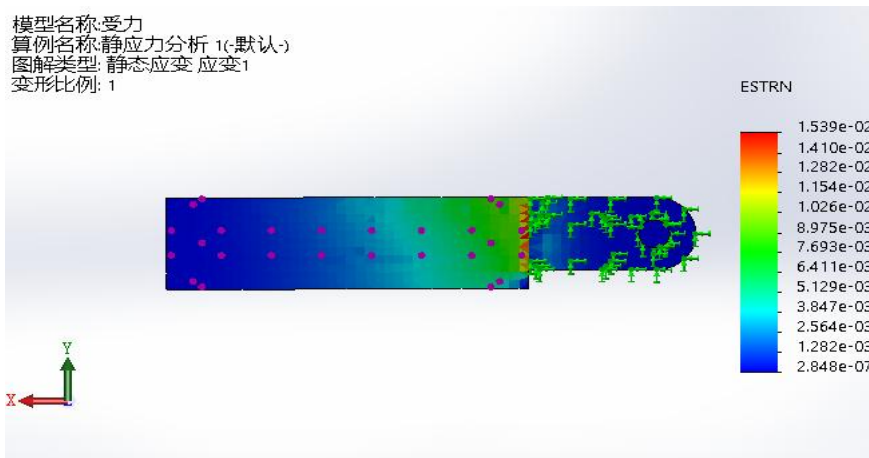


图 4-7 应变图

分析受力分析数据位移为 4.803mm，应力为 4.673 MPa，应变为 0.00153。碳纤维的许用引力为 29MPa 综上所述符合设计要求。

4.3 右全动垂尾受力及数据分析

垂尾的作用是帮助航空器保持平衡，并且协助完成转向的动作等。垂尾的最后一部分是可以活动的，通过控制它的偏转方向来改变近机身气流的阻力方向，完成航空器的转向动作。施加合适的用于改变偏转方向的力，如图 4-7、4-8、

4-9 所示它的位移、应力及应变。

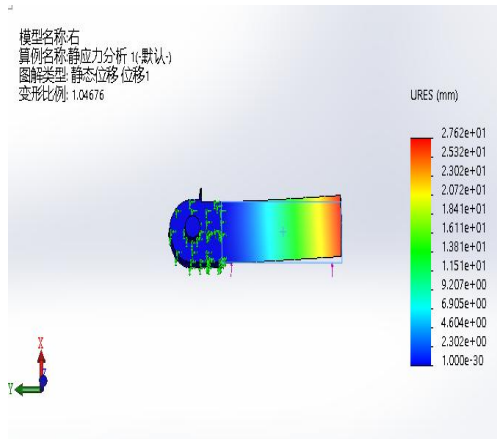


图 4-8 位移图

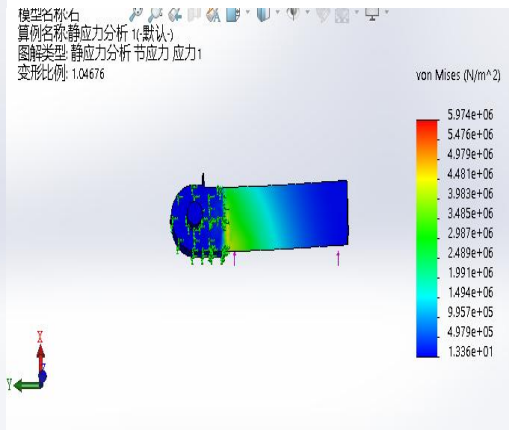


图 4-9 应力图

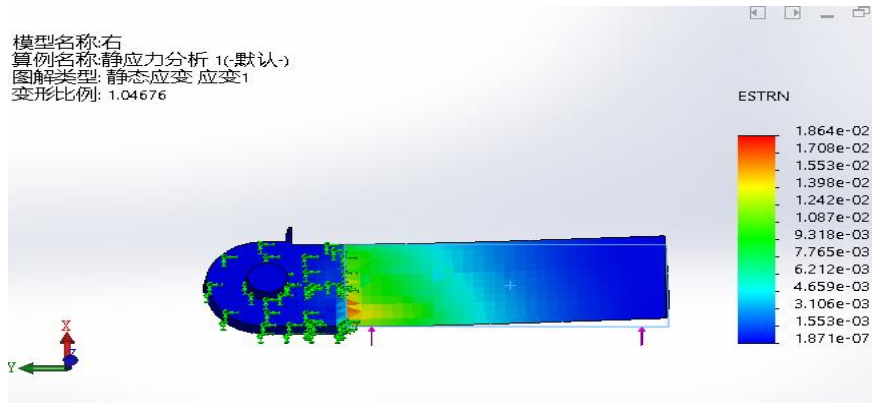


图 4-10 应变图

分析受力分析数据可知位移为 2.762mm, 应力为 5.947 MPa, 应变为 0.00186。碳纤维的许用引力为 29MPa。终上所述符合设计要求。

结 论

本文主要对现有的民用领域的折叠无人机进行分析,找到它们不具有的一些特点并以此设计出一种新的折叠结构,同时通过对无人机大小尺寸、材料、重量、形状等的合理设计,并以此建模得出新的形式用于折叠,在完成建模后对受力部件进行受力分析,与我的设计强度比较,其强度符合设计要求。同样小型可折叠无人机相比现有的无人机多了些优点,具体体现在能节约大的空间尺寸,利于存储运输,不需要组装拆卸的结构能在使用无人机时更快的展开,节约时间,完成任务。能广泛应用在无人机各个领域,可以胜任在灾害救援,监视巡查中的任务要求,更为快速的收纳展开的设计,也能更好的应对突发情况。同时在结构还能进一步优化有更为先进的结构,受限于自身能力有所不足,还能进一步改进。

参考文献

- [1] 吴刚, 周斌, 杨连康. 国内外民用无人机行业发展回顾与展望[J]. 经济研究导刊, 2016(12):160-162.
- [2] 张慧萍. 多折叠翼结构技术方案及其动力学特性研究[D]. 南京航空航天大学, 2019. DOI:10.27239/d.cnki.gnhhu.2019.000466.
- [3] 贺媛媛, 王博甲. 国外变形飞行器的研究现状[J]. 飞航导弹, 2013(10):49-55. DOI:10.16338/j.issn.1009-1319.2013.10.018.
- [4] 王宏伟. 弹射折叠翼飞行机器人设计与分析[D]. 哈尔滨工业大学, 2015.
- [5] 张付祥, 张诺. 小型折叠翼多用途无人机折叠方案及其展开机构设计[J]. 航空制造技术, 2016(07):94-96+100. DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2016.07.094.
- [6] 谭伟创. 新型折叠翼机构设计[J]. 产业创新研究, 2021(14):123-124+127.
- [7] A. Suleman, P. A. Moniz. Active aeroelastic aircraft structures[C]. III European Conference on Computational Mechanics: Solids, Structures and Coupled Problems in Engineering. Lisbon, Portugal: ECCM, 2006:5-5.
- [8] Lake M.S. Campbell D. The fundamentals of designing deployable structures with elastic memory composites[C]. Proceedings of the 2004 IEEE on Aerospace Conference. USA: IEEE, 2004:2745-2756.
- [9] 包晓翔, 张云飞, 杨晓树. 新型折叠翼机构设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(08):1127-1133. DOI:10.13700/j.bh.1001-5965.2013.0462.

致 谢

学习的日子又一次过去，我的大学生涯面临结束。在这四年的学习期间，我认识了许多人，我的同学，我的老师，在和他们相处结识的过程中，我获得了他们的关怀和帮助，是一起前行的挚友。衷心感谢导师张健的亲切关怀和悉心指导。导师渊博的学识，丰富的工程实践经验，认真严谨的学术态度无时无刻的深深感染着我。在课题研究过程中，自始至终都得到了导师的悉心指导，在言传身教中我得以顺利的开展课题研究。论文的开始到结束都离不开老师对我的指导，给予教会我解决问题的多种方法。最后，感谢陪伴的家人，热心可爱的同学，因为有你们，生活学习的路是令人快乐的。时间荏苒，毕业在即，我再一次到达开始与结束的路口，带着这四年挚友们的指导教诲，再次踏入新的旅程。