



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

本科生毕业设计

固定翼倾转旋翼飞行器机体结构设计
Structural design of fixed-wing tilt-rotor aircraft

姓 名 苏宁波
学 院 航空航天学院
专 业 飞行器制造工程
指导教师 赵昌丽
职 称 讲师
完成时间 5月18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：

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

倾转旋翼固定翼飞行器是一种兼具固定翼和多旋翼飞行器的倾转旋翼飞行器，机身整体采用固定翼飞行器的气动外形及机身结构，和多旋翼的垂直起降方式，并采用一整套成熟可靠的飞行控制系统，使之能够摆脱固定翼起飞空间的限制，以多旋翼模式起飞，以固定翼模式巡航，能够完成多种复杂条件下的航测、航拍、侦查、打击等任务。

首先分析固定翼飞行器和多旋翼飞行器各自的优缺点，然后确定多旋翼的旋翼类型，固定翼的各个部件类型，根据实际需要确定飞行器的机体设计方案。

其次对倾转旋翼固定翼进行总体参数设计，根据实际起飞重量，航程，巡航速度等指标，为飞行器选择一套富足的动力系统。根据倾转方式设计飞机的动力布局方式，飞行模式，翼型等具体参数。

然后对飞行器进行详细设计，确定翼展，弦长，翼面积，平尾面积，翼型，垂尾面积，翼型，平尾弦长，平尾翼展，机身截面积，机身长度，等一系列飞机关键部位的重要参数。

最后根据机身参数对飞机进行零部件设计，确定机身结构类型，隔框数量，侧板类型，以及机身与机翼和尾翼的连接方式，机翼的结构类型，翼梁腹板等结构件的设计，尾翼的结构类型，平尾结构类型垂尾结构类型，尾翼连接件的设计，以及副翼升降舵和方向舵等舵面的设计，最后对各个部件进行蒙皮处理，安装外置倾转机构和动力。

本论文通过背景研究，深入分析，研发倾转旋翼，验证了倾转旋翼的可行性与系统可靠性，为以后的倾转旋翼的改进和拓展提供了平台。

关键词：固定翼倾转旋翼；机体结构设计；倾转机构；参数设计；动力选型

ABSTRACT

The tiltrotor fixed wing aircraft is a kind of tiltrotor aircraft which has both fixed wing and multi rotor aircraft. The whole fuselage adopts the aerodynamic shape and fuselage structure of the fixed wing aircraft, and the vertical takeoff and landing mode of multi rotor, and adopts a set of mature and reliable flight control system, so that it can get rid of the limit of the fixed wing takeoff space, take off in the multi rotor mode, and fix it Wing mode cruise, can complete a variety of complex conditions of aerial survey, aerial photography, investigation, combat and other tasks.

First, the advantages and disadvantages of fixed wing aircraft and multi rotor aircraft are analyzed, then the rotor type of multi rotor, each component type of fixed wing are determined, and the aircraft body design scheme is determined according to the actual needs.

Secondly, the overall parameters of the tilt rotor fixed wing are designed. According to the actual takeoff weight, range, cruise speed and other indicators, a set of rich power system is selected for the aircraft. The dynamic layout, flight mode, airfoil and other specific parameters of the aircraft are designed according to the tilt mode. Then the aircraft is designed in detail to determine a series of important parameters of key parts of the aircraft, such as wingspan, chord length, wing area, flat tail area, airfoil, vertical tail area, airfoil, flat tail chord length, flat tail wingspan, fuselage sectional area, fuselage length, etc.

Finally, according to the fuselage parameters of the aircraft components design, determine the fuselage structure type, number of spacer frames, side plate type, as well as the fuselage and wing and tail connection, wing structure type, wing beam web and other structural parts design, tail structure type, flat tail structure type vertical tail structure type, tail connection design, aileron elevator and rudder, etc The rudder surface is designed. At last, each part is skinned, and the external tilting mechanism and power are installed.

Through background research, in-depth analysis, research and development of tilt rotor, the feasibility and system reliability of tilt rotor are verified, which provides a platform for the improvement and expansion of tilt rotor in the future.

Key words: Fixed wing tilt rotor; Body structure design; Tilting mechanism; Parametric design; Power selection

目 录

第一章 绪论	1
1.1 引言	1
1.2 倾转旋翼的发展现状	1
1.3 倾转旋翼的意义	2
第二章 整机参数设计	4
2.1 总体设计	4
2.2 起飞重量的估算	6
2.3 功重比	7
2.4 动力选型	8
第三章 机体详细参数设计	12
3.1 机翼设计	12
3.2 机身设计	14
3.3 平尾设计	14
3.4 垂尾设计	15
3.5 舵面设计	15
第四章 机体整体建模	17
4.1 机身结构设计	17
4.2 机翼结构设计	18
4.3 尾翼结构设计	20
4.4 倾转驱动系统	20
结论	错误!未定义书签。
参考文献	24
致谢	25

第一章 绪论

1.1 引言

从莱特兄弟第一次真正意义上的离开地面飞上蓝天，飞机作为一种全新的交通工具出现在人类的历史上，从此开始了高速发展的道路，经过两次世界大战及战后民用市场的发展，飞机已经成为人类不可或缺的公共交通工具，飞机在类型上逐渐演化出固定翼、直升机、多旋翼、倾转旋翼以及扑翼机等多种类型，他们各有优缺点，而倾转旋翼则是结合了固定翼和多旋翼优点于一身的飞行器，具有以下优点

兼具固定翼长航时飞行速度快，多旋翼可以垂直起降，定点悬停，不依赖跑道，适应能力强，可在多种复杂环境下起飞降落的优点。

(1)倾转固定翼的倾转动力在垂起时作为多旋翼动力使用，固定翼时完成倾转作为固定翼的动力输出，不存在动力闲置的问题，一定程度上减小了飞行器的自重和飞行时的阻力，整机效率较高。

(2)采用电子飞行控制器增稳，安全性高，姿态控制能力强，能够根据自身需要及时改变飞行状态，在天气情况不理想的情况下仍然能够飞行，相对于固定翼来说，对自身的控制力较强，具备全自主飞行能力。

(3)近年来，无论是军用市场还是民用市场都青睐倾转旋翼飞行器，究其原因就是倾转旋翼作为一个载机平台能够满足现在各个行业需要的多功能飞行器，尤其是快速起降的优点，更能够满足各种环境下的飞行任务。

1.2 倾转旋翼的发展现状

1955 年，美国贝尔公司的工程师们研制出了 XV-3 倾转旋翼的样机^[1]，1958 年 12 月完成了首飞，这是倾转旋翼飞行器第一次出现在公众的视野里，1972 年贝尔公司和美国陆军共同研发了 XV-15 倾转旋翼机^[4]。随后，在 1981 年，美国在 XV-15 的基础之上研发了下一代实用性倾转旋翼机，被命名为 V-22 鱼鹰^[5]，目前 V-22 鱼鹰运输机已经完成了 2000 多项飞行测试，获得了军方的肯定^[6]。为了适应为来战争的需求，贝尔公司已经设计下一代 V-44 倾转旋翼运输机，他可以搭载大约一个连队的士兵或者 15 吨左右的装备，飞行速度最快可达 620 公里每小时，航程达到 3000 公里左右。



图 1-1 V-22 鱼鹰倾转旋翼飞机

和国外相比，国内在倾转旋翼领域还处于理论摸索阶段，在国家项目的支持下，中航工业直升机研究所和南京航空航天大学等科研单位已经开始对倾转旋翼进行探索和研发。

由中国航天科技集团公司研制的倾转旋翼无人机参加了 2018 年的珠海航展，它被航天科技公司命名为 CH-10（彩虹-10），翼展为 6.7 米，可以携带 50 千克的任务载荷飞行 7 小时，最大起飞重量为 350 千克，巡航速度达到 150 千米每小时，最大飞行速度 320 千米每小时，飞行高度极限达到 7 千米，它的设计初衷是为海军舰艇或陆军野战部队提供一款查打一体无人机。



图 1-2 彩虹 10 倾转旋翼无人机

1.3 倾转旋翼的意义

本项目通过为固定翼飞机设计一种可倾转的机体结构，使固定翼飞机具备垂直起降和定点悬停的能力，解决固定翼在日常任务中对机场跑道的依赖，尽可能

降低固定翼飞机对起降条件的要求，使固定翼无人机能够在复杂地形条件下进行起降作业。作为传统倾转旋翼机的替代品，能够满足不同地区的复杂飞行环境，如海岛，密林，船只，城市，沙漠，山坡等传统飞机无法起飞降落的地区，为各行各业提供一个安全可靠，方便快捷，能够搭载各种任务设备的的载机平台。

第二章 整机参数设计

2.1 总体设计

2.1.1 设计参数指标

本项目设计目标为一款重量上限为 7kg 的固定翼无人机，所以本项目的无人机型为一款轻型无人机，多数轻型无人机的任务载荷质量在 2kg 以内，并且使用无人机动力电源作为任务载荷供电，一般不自带电源，因此不带任务载荷起飞总重为 5kg，因此针对飞机重量上限为 5kg，给出以下基本设计参数：

机翼展长：1.6m-2m

巡航速度为：70-80km/h

平飞状态下最大飞行速度大于或等于：120km/h

失速临界速度小于等于：40km/h

垂起状态下最大起飞重量小于或等于：5kg

能够垂直起飞并且在安全高度完成姿态转换快速前飞

2.1.2 动力构型分析

倾转固定翼根据旋翼数量分为三旋翼和四旋翼，根据旋翼在固定翼机身上的布置分为四旋翼前倾转式，四旋翼后倾转式，三旋翼前倾转式，三旋翼三倾转式，不同的倾转机型因其旋翼数目不同，倾转方式不同，因此旋翼在机身上的布置也不一样，但总的来说都遵循以下几点：

(1)旋翼在起飞降落过程中，尽量避免旋翼的下洗气流与机身部分重叠，造成旋翼动力损失，使流场不稳定。

(2)旋翼在确定安装位置时在预留足够的倾转空间的前提下尽量缩短旋翼与机身连接处的距离。

(3)尽量减少在固定翼模式下的闲置旋翼数量。

(4)旋翼重心与固定翼重心应尽量重合

2.1.2.1 四旋翼前倾转式与后倾转式

四旋翼前倾转式是以 X 型四旋翼与常规固定翼的结合的倾转旋翼机型，该倾转旋翼是 X 型四旋翼的 1、3 号旋翼在固定翼机翼的前缘，2、4 号旋翼在固定翼机翼的后缘，当飞机垂直起飞到安全高度后，根据指令执行倾转程序时，1、3 号旋翼逐渐向前倾转，2、4 号旋翼依然保持原姿态不变，这时 1、3 号螺旋桨的拉力会分解为一个向前的水平力和一个竖直向下的力，水平力使飞机向前做加速运动，

竖直向下的力和 2、4 号旋翼的拉力共同克服飞机的重力，使飞机保持高度不变，随着 1、3 号旋翼倾转的角度不断增大，旋翼产生的水平分力越来越大，飞机向前的速度越来越大，机翼产生的升力越来越大，因此飞行控制器自动调节 2、4 号旋翼的动力输出，直到飞机的水平向前速度超过失速速度，1、3 号旋翼彻底转成与机身轴线平行，为固定翼提供前进的动力，2、4 号旋翼彻底关闭动力输出，完成倾转过程。四旋翼后倾转式与前倾转式原理相同，既 2、4 号旋翼为倾转动力，1、3 号旋翼为固定旋翼。倾转方向变为向后倾转，

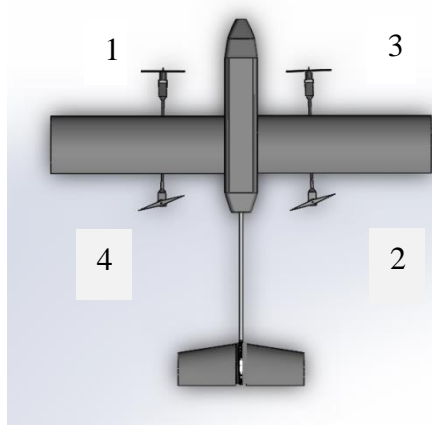


图 2-1 四旋翼前倾转式

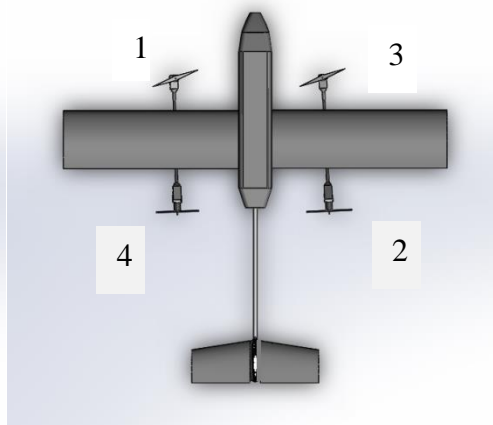


图 2-2 四旋翼后倾转式

2.1.2.2 三旋翼前倾转式和三倾转式

三旋翼前倾转式是三旋翼与传统正常尾或 V 型尾翼的结合，三个旋翼的布置类似于固定翼后三点式起落架的布局形式，两个倾转旋翼在机翼前缘，另一个旋翼在机身与尾翼相连接的尾管上，机身与尾翼选择尾管连接便于安装旋翼，并且能够最大程度的减小气流干扰，提高旋翼的效率。三旋翼在垂直起降状态下控制航向是靠飞行控制器通过控制前两个倾转旋翼差速舵机向反方向倾转角度，通过扭矩差使机头指向向左或向右改变方向。当发出向左改变航向的命令时，飞行控制器控制左侧的旋翼向前倾转一定的角度，左侧旋翼在竖直方向上的力量减小，根据牛顿运动定律，旋翼旋转同时会产生一个和旋翼旋转方向完全相反的扭力，随着左侧旋翼在竖直方向上的力量减小，扭矩也随之减小，因此左右两侧形成一个扭矩差，使飞机在航向上向左运动，向右偏转航向的原理也相同。三旋翼前倾转的倾转过渡控制方式与四旋翼的倾转控制方式完全相同，唯一不同之处是机翼后缘的固定旋翼数量由两个变为一个，在固定翼状态下，闲置的旋翼数量也为一个。

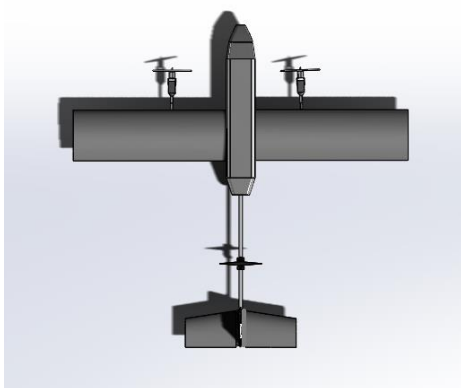


图 2-3 三旋翼前倾转式



图 2-4 三旋翼三倾转式

三旋翼三倾转式与其他的倾转机型都不同，因为第三个倾转旋翼安装在机身中轴线上，需要足够的倾转空间，故三倾转式只能用在无尾的飞翼（三角翼）布局固定翼上，或者尾翼为双撑杆的 V 型尾翼上，在倾转方式上，机翼前缘的两个旋翼向前倾转，机翼后的第三个旋翼向后倾转，三个旋翼无论是在垂直起降还是固定翼飞行都参与工作，不存在闲置动力的问题，因此这种构型是所有倾转机型里效率最高的。

2.1.3 构型的选择

通过对比不同的旋翼搭配不同类型固定翼，我们可以看到他们各自的优缺点，四旋翼倾转固定翼无论是前两个动力倾转还是后两个动力倾转，都存在固定翼模式下两个旋翼动力闲置的问题，不仅效率较低，还增加了飞机质量，四旋翼的优点是结构稳定，起飞降落动力充沛，而三旋翼的稳定性相比四旋翼略差，闲置动力只有一个，因此效率比四旋翼要高，重量也比四旋翼要轻，三旋翼三倾转虽然效率最高，没有闲置动力，但是适用机型范围略窄，对于常规固定翼机型无法安装。经过横向对比，我们选择三旋翼前倾转式为本机的动力布局。

2.2 起飞重量的估算

电动飞机使用高密度锂离子电池作为动力源，在飞行过程当中由于不存在燃油消耗问题，本文所设计的无人机也是用电池作为动力来源，因此倾转旋翼的飞行质量和起飞质量相同，飞机的起飞质量可以用下式来表达为：

$$W_T = W_S + W_{FE} + W_B + W_P \quad (2-1)$$

其中， W_T 为起飞总重，也是无人机飞行过程当中飞行重量

W_P 为任务载荷的质量，本文设计无人机为技术验证飞机，不搭载任务设备，所以 W_P 设为 0

W_S 为无人机机体机构的质量，对于起飞质量在 7kg 以下的电动无人机来说，机体结构质量所占起飞质量的比重为 30%左右，因为本文设计无人机不搭载任务载荷，所占比重适量提高，设定为 50%

W_{FE} 为动力系统电子设备的质量，如电机，电调，螺旋桨等。设为占整机起飞质量的 30%

W_B 为动力电池的质量，本机选择格式 6S 5300mah 电池作为动力电池，电池质量为 790g

现已确定电池的实际质量和其他几项所占的质量占比，根据电池的重量和所占整机重量的比重可以算出整机起飞质量为：

$$W_T = W_B / (1 - 0.5 - 0.3) = 3.950Kg \quad (2-2)$$

为了保证飞机设计的可靠度，我们保守估计飞机的起飞重量为 5kg

2.3 功重比

2.3.1 最大飞行速度

飞机在保持最大速度前飞时处于一个受力平衡状态，升力和重量相等，阻力和拉力相等，而飞机在保持最大速度前飞时的拉力就是飞机的最大拉力，因此我们根据拉力和阻力相等的关系： $T = \frac{1}{2}C_D\rho V^2S$

可以得出最大飞行速度的表达式：

$$V_{max} = \sqrt[3]{2 \left(\frac{P}{W_t}\right) \left(\frac{W_t}{S}\right) / (C_D * \rho)} \quad (2-3)$$

把最大飞行速度表示为功重比和移翼载荷的关系，功重比 $\frac{P}{W_t}$ 的单位是 W/kg ，翼载荷 $\frac{W_t}{S}$ 的单位是 kg/m^2 ，小型低速固定翼飞机的阻力系数取 0.1。因飞行高度较低，空气密度取标准海平面密度 $\rho = 1.225kg/m^3$ ，根据最大飞行速度下，功重比和翼载荷的对比关系，使用 MATLAB 生成功重比和翼载荷之间的对应关系曲线。

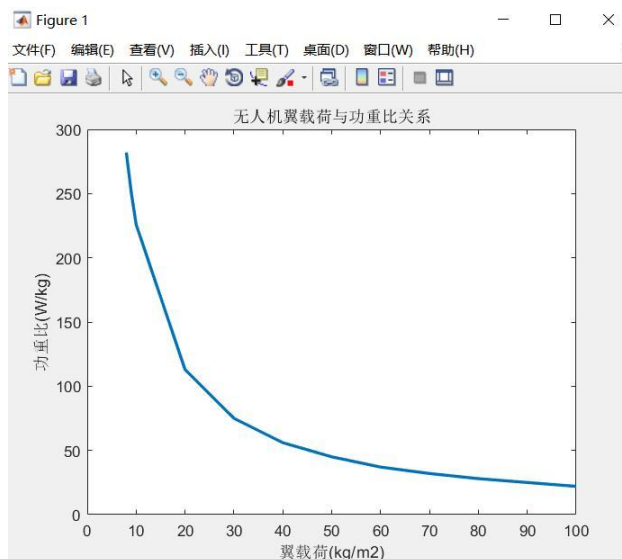


图 2-5 翼载荷功重比关系图

2.3.2 功重比

通过观察功重比和翼载荷之间的关系曲线，参考一般小型固定翼和多旋翼的功重比取值范围，因三轴倾转旋翼在垂直起飞时的输出功率最大，所以按照多旋翼的功重比取值方法进行取值 250W/kg ，参照功重比与翼载荷两者之间的关系曲线基本可以估算出翼载荷的取值为 9kg/m^2 。因此我们可以得出飞机的最大功率为 1.25KW ，飞机的翼面积为： $S = 0.55\text{m}^2$

2.4 动力选型

三轴倾转旋翼的动力系统包括无刷电机、电子调速器、定距螺旋桨、高密度锂离子电池、电源稳压系统、高精度大扭力倾转舵机。电池是为整个动力系统及飞行控制器提供动力来源，整套动力系统除倾转舵机外都是由直接电池直接供应 22.2V 直流电源。倾转舵机则是由电源稳压系统将 22.2V 直流电降为 8.4V 直流电为倾转舵机供电。倾转舵机是高精度的倾转控制元器件，在飞机倾转过渡过程中起到不可替代的作用，因此需要特殊的电源稳压系统为其提供绝对平稳的电压，保证在倾转过程中不会出现任何故障。

飞机动力系统的工作逻辑和控制方式，首先由地面的操纵人员用遥控器或地面站发出指令，和飞行控制器链接的信号接收系统把接收到的命令发送给飞行控制器，飞行控制器接收到命令之后对命令进行解析，并且把各个动力电机和倾转舵机各自需要执行的相应命令分别发送给各个总做单元，其中发送给倾转舵机的命令直接发送到倾转舵机执行相应动作，而发送给电机的命令则需要发送给串联

在

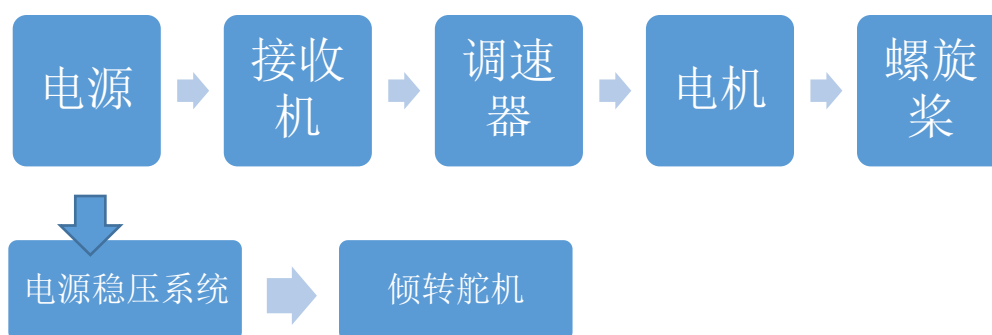


图 2-6 动力系统工作逻辑图

电池和电机之间的电子调速器，由电子调速器把来自动力电池的直流电模拟变为三项交流无刷电机需要的交流电源，通过飞行控制器传来的控制信号来给电机分配相应的电压和电流，以此来对电机进行相应的动力输出。

2.4.1 电机的选择

多旋翼在起飞阶段需要一定的富足动力，来满足起飞需要和外力因素造成的动力不足等问题，拉力一般为起飞总重的 1.5 倍，因此功重比由原来的 $250W/kg$ 上调为 $375W/kg$ ，飞机在垂直起降模式下的总功率应为 $1.875KW$ ，三个电机的总拉力应为 $7.5kg$ 。

在固定翼模式下，只有前两个倾转旋翼进行动力输出，我们参考一般小型电动固定翼的功重比取值范围，结合多旋翼功重比的取值，为前两个旋翼进行功重比的分配，为前两个旋翼电机分配至少 $5kg$ 的拉力，尾电机分配 $2.5kg$ 的拉力。

无人机用动力电机为低电压大电流三项无刷外转子动力电机，电机的主要参数有定子直径和高度，以及电机的 KV 值，定子直径和高度决定了电机的转速和扭矩，KV 值则是电机在空载情况下每增加 1V 电压，电机的转速增加的值就是电机的 KV 值。在固定翼飞行模式下，电机的动力输出变化范围较大，因此我们选用动力足，加速快，反应灵敏的固定翼电机，在适合的固定翼电机里边选定蓝鹰 FA2820 595KV 电机作为前置旋翼的动力，搭配 1170 的螺旋桨单个最大持续输出功率约为 $500W$ 左右，单个持续最大拉力约为 $6kg$ 左右，比较符合我们的配置要求，并且有一定的动力冗余量。



图 2-7 前置动力电机



图 2-8 后置动力电机

尾电机因其只在多旋翼阶段做工，需要的是平缓的动力稳定的输出，满足拉力即可，因此参照多旋翼电机去选择，最终在多旋翼电机里选择朗宇 sunnysky X4112S 400KV 值的盘式电机，搭配 1470 的螺旋桨，最大拉力 2460g。

2.4.2 电子调速器

电子调速器是飞控和电机之间的桥梁，电调的响应速度直接决定了电机的反应，因此我们采用好盈天行者系列 60A 多旋翼电调，可以持续输出 60A 的电流，瞬时电流可以达到 80A（10s 内），并且可以输出 5V 5A 为其他电子设备供电。

60A电调参数



持续输出电流: 60A	BEC输出功率: 5V@2A
瞬时电流(10s): 80A	PWM信号频率: 50Hz-432Hz
重量: 63g	尺寸: 77x35x14mm
电池节数: 2-6S	

图 2-9 电子调速器

第三章 机体详细参数设计

3.1 机翼设计

机翼在整个飞机当中是非常重要的一个部件，因为它为整个飞机提供克服重力的升力，是飞机能够在空中飞行的关键部件，机翼的类型和翼型都决定着机翼的性能，机翼根据外形大致分为以下几类，平凸翼、凹凸翼、对称翼、双凸不对称翼，不同的翼肋形状有着各自不同的特性，包括升力系数、阻力系数、升阻比、失速角度等。

3.1.1 翼型的选择

小型低速飞机通用的翼型为相对厚度较大，升力系数高，低速性能好，在临界失速速度下仍具有良好的控制性，结合我们此次设计的是倾转固定翼，机翼下方要安装倾转舵机的链接件，因此尽可能的选择平凸翼型，以便于安装，在 profili 翼型库里我们根据条件选择合适自己的翼型。根据设计要求我们在翼型库里选出了一下几款最大厚度为 15%左右比较符合要求的翼型 BE12305B、CLARKY15、SAUTER1 三款翼型

翼型名称：BE12305B

弦长：100.00 mm - 目前纸张尺寸：277.00 x 203.00 mm.



翼型名称：CLARKY15

弦长：100.00 mm - 目前纸张尺寸：277.00 x 203.00 mm.



翼型名称：SAUTER1

弦长：100.00 mm - 目前纸张尺寸：277.00 x 203.00 mm.



图 3-1 备选翼型

3.1.2 翼型特性分析

首先我们需要确定的机翼参数为机翼的重要参数展弦比，一般小型无人机的展弦比都在 6 左右，因为增大展弦比可以在保证升力的前提下减小机翼弦长，进而降低机翼翼尖在飞行过程中产生的涡流，减小诱导阻力，提高机翼的升阻比使飞机性能更好。因此我们设定机翼为展弦比为 7 的平直翼，根据飞机的翼面积和展弦比我们可以计算出机翼的翼展为 1.96 米，弦长为 0.28 米。在 profili 里我们首先设置飞机的巡航速度为 22m/s，飞行高度为 50m，机翼弦长为 0.28m，利用计算工具自动计算出雷诺数约为 420000,利用专用工具分析三款不同翼型的升阻比曲线和力矩系数曲线

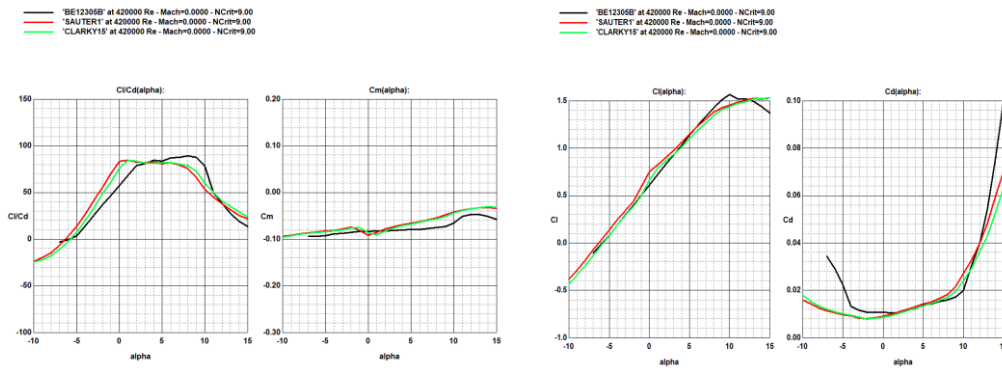


图 3-2 备选翼型性能分析

由图中可以看出，BE12305B 这款翼型在大迎角下的升阻比比较好，但升力系数偏低，力矩系数在正常迎角范围内不具优势，CLARKY15 这款翼型在升阻比和力矩系数上与 SAUTER1 不相上下，但升力系数略微逊色一些，因此我们选择 SAUTER1 这款在升阻比上优势更为明显的作为机翼的翼型，升力系数升阻比等数据如下图。

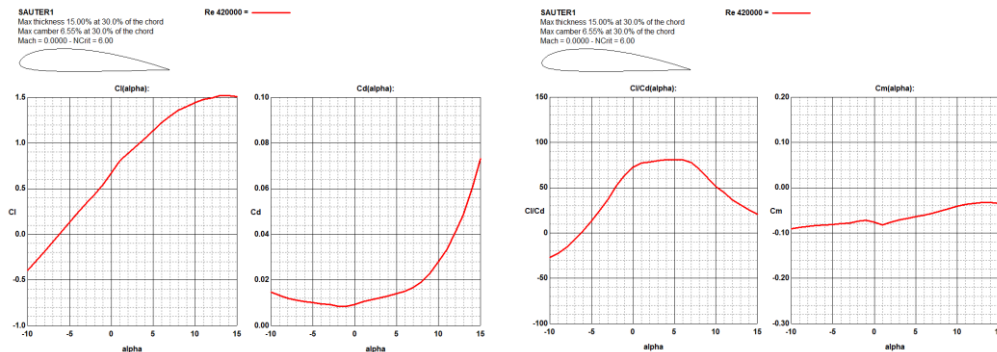


图 3-3 机翼翼型性能分析

3.2 机身设计

机身是飞机的重要部件，不仅连接着机翼尾翼等部件，还负责整个飞机的设备搭载，机翼和尾翼等传来的各种载荷也都靠机身来消耗掉，因此在结构上机身要进行一些加强处理。机身也是飞机飞行阻力的重要组成部分，影响机身阻力的主要因素有机身的长度，机身的最大截面积。因此飞机机身设计时应尽可能在满足结构强度和空间的前提下减小机身截面积，依此减小飞行阻力。参考一般固定翼飞机可知机身长度与翼展长度的比例在 0.8-1 之间，本文我们选取 0.85 为机身与翼展的比例，因此机身总长度为：

$$L = 1.96 * 0.85 = 1.7m \quad (3-1)$$

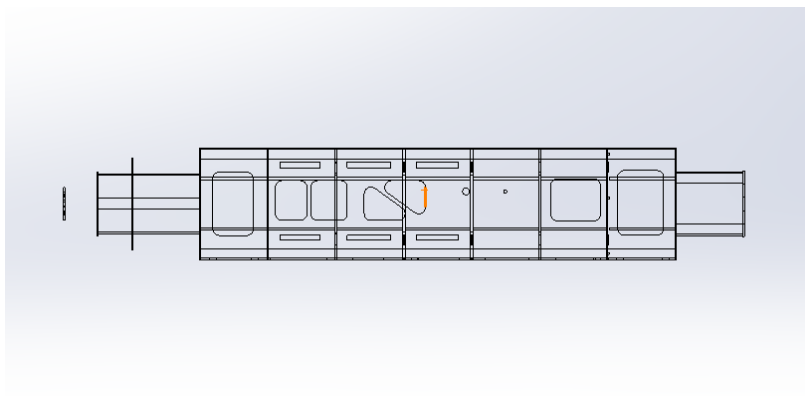


图 3-4 机身简要线图

由于是三旋翼结构，所以尾翼与机身采用外直径为 21mm 碳纤维管进行连接，这样不仅可以降低机身阻力，还便于旋翼电机的安装，避免螺旋桨与机身产生干涉。前部机身长度定为 1m，固定翼飞机升力焦点一般位于重心之后，这样飞机具有俯仰稳定性，因此机翼安装位置定为前缘距机头 0.5m 处，机身前部的长细比定为 6，因此机身截面为长度为： $L = 1/6 = 0.16m$ 的正方形，为了减小飞行阻力，对棱角进行圆化处理，

3.3 平尾设计

平尾在飞机当中起到一定的升力作用，并且通过升降舵进行飞机俯仰角度的控制，因其在飞机的尾部，距离重心较远，因此力矩较长，是控制飞机飞行姿态的重要手段之一，平尾的另一个作用是保持飞机的俯仰稳定性，因此我们采用上下对称翼型作为平尾的基本翼型，在翼型库里选择合适的翼型，并进行对比，我们选择 NACA0012 为水平尾翼的基本翼型，水平尾翼的翼展我们定为 0.6m，展弦

比我们取为 3，即平尾翼根弦长为 $L = 0.6/3 = 0.2m$ 后掠角 10 度，这样就具有足够的俯仰稳定性。

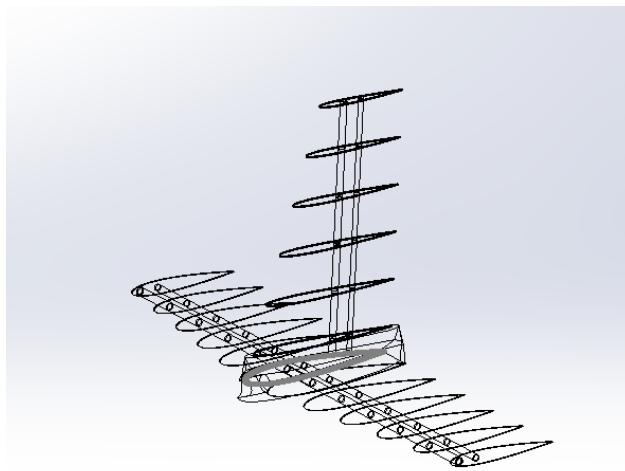


图 3-5 尾翼简要线图

3.4 垂尾设计

飞机的垂尾也是固定翼飞机的重要组成部分，飞机的尾翼一般分为正常布局型尾翼，V 型布局尾翼，T 型布局尾翼和双垂尾等多种布置形式，不同的布置形式适合于不同的飞机类型，我们选择正常尾翼为飞机的尾翼构型，既垂尾和平尾呈垂直交叉形式，平尾与机翼呈平行状态，垂尾位于机身轴线上与平尾垂直并布置于平尾上方。垂尾翼型也同样选择与平尾翼型相同的对称翼型 NACA0012，展弦比我们取为 1.5，垂尾根部翼型弦长为 0.2m，后掠角 15 度，垂尾高度为；

$$L = 0.2 * 1.5 = 0.3m \quad (3-2)$$

3.5 舵面设计

因为本文设计飞机不存在襟翼扰流板等辅助控制舵面，因此飞机的舵面仅仅包括机翼上的两片副翼舵面，尾翼上的升降舵和方向舵四个基本操作舵面。为保证飞机的结构强度不受舵面影响，因此舵面沿翼展方向弦长要保持一定的长度，在相同的舵面面积下，舵面沿翼弦方向的尺寸不能太长，我们取弦长比为 0.3，取机翼的弦长为 0.28m，因此副翼的弦长就为；

$$L = 0.28 * 0.3 = 0.084m \quad (3-3)$$

副翼的翼面积与机翼的翼面积之比我们取为 0.2，因此副翼的面积为；

$$S = 0.5488 * 0.2 * 0.5 = 0.05488m^2 \quad (3-4)$$

根据上述信息我们能够算出副翼的翼展长为：

$$L = 0.05488/0.084 = 0.66m \quad (3-5)$$

升降舵面设计按照与水平安定面的面积之比为 0.3 进行设计，方向舵则按照与垂直安定面的比例 0.3 进行设计，升降舵展长设定为 0.4m，形状为矩形，弦长与翼根弦长比例为 0.2，因此升降舵弦长为 0.04m。升降舵面积为：

$$S = 0.4 * 0.04 = 0.016m^2 \quad (3-6)$$

升降舵按照机身轴线对称安装。方向舵沿弦长方向的尺寸与翼根弦长之比我们同样取为 0.2，因此沿弦长尺寸为 0.04m，长度为 0.2m，方向舵的面积为：

$$S = 0.2 * 0.04 = 0.008m^2 \quad (3-7)$$

至此，本设计的所有基本部分的参数都已设计完毕，具体参数如下表

表 3-1 整机详细参数表

	机翼	平尾	垂尾
面积(m^2)	0.55	0.1041	0.04796
翼展 (m)	1.96	0.6	0.3
展弦比	7	3	1.5
后掠角 (度)	0	10	15
相对厚度	15%	12%	12%
翼型	SAUTER1	NACA0012	NACA0012
副翼弦长比	0.3		
副翼展长比	0.66		
平尾弦长比	0.2		
垂尾弦长比	0.2		

第四章 机体整体建模

4.1 机身结构设计

机身是飞机的重要承载部件，设计时在保证结构强度的前提下尽量减轻机身的重量使飞机轻量化，提高功重比。

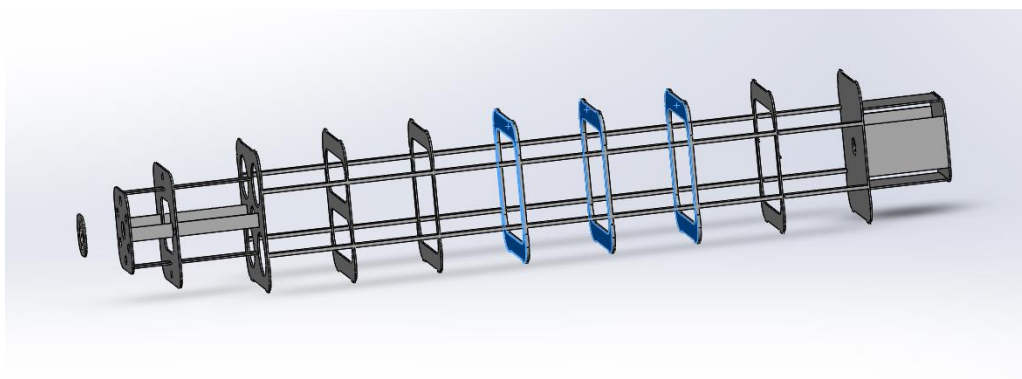


图 4-1 机身隔筐

首先我们根据机身设计尺寸设计隔筐，如下图，机身主要分为八个结构隔筐，其中三个与机翼相配合的为加强型隔筐，相比其他普通隔筐，加强型隔筐不仅要承载机身的载荷，更多的承受机翼传来的弯矩，因此采用 4mm 厚加强型层板，在每个隔筐中间设计减重孔，不仅可以降低重量还方便机舱内的电子设备安装。隔筐用桁条相连接，用来保证每个隔筐在机身纵向的定位，机身前部为整流罩内支撑，因为仅仅起到保持整流罩外形的作用，基本不承受机身传递来的各种载荷，因此采用普通隔筐并用连接件与最前端的结构隔筐相连接，并采用大量减轻孔。机身后端是机身与尾管的连接件，因为要与尾管相连接，所以采用四片全层板镶嵌的方式连接，尾管依次与最后一篇层板和倒数第二片层板相连接，保证了尾管的固定与空间位置不变。

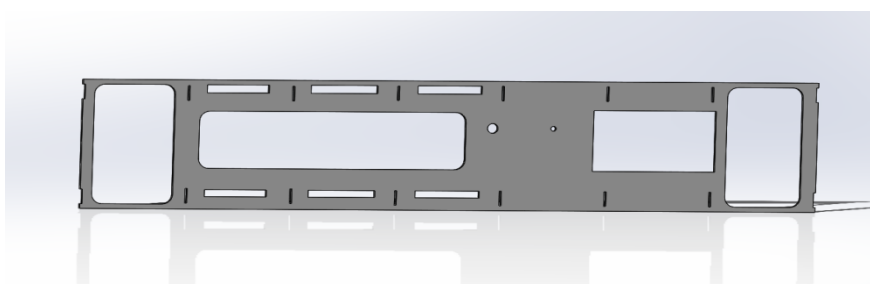


图 4-2 机身侧板

为了保证机身的结构强度，仅仅靠隔筐和桁条是不够的，为了给机身有更高的强度，我们给机身设计强度更高的侧板，以此来为机身提供更有力的支撑，侧板除了和每个隔筐设计有连接孔，还设计了与机翼相连接的翼梁安装孔，翼梁安

装孔有一大一小两个，靠前尺寸比较大的为主要受力翼梁的安装，机翼受到的大部分力都是通过这个翼梁来传递的，而后侧尺寸较小的这个翼梁安装孔，是为了固定机翼的安装。

当我们把上下左右四个侧板都安装上之后，把尾管和机翼翼梁进行安装，整个机身的结构部分就安装完成了，然后我们对机身进行蒙皮处理。机身整体结构和蒙皮效果图如下。

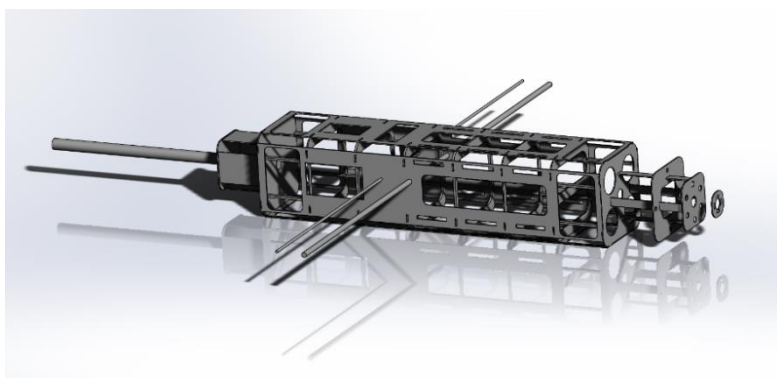


图 4-3 机身结构图

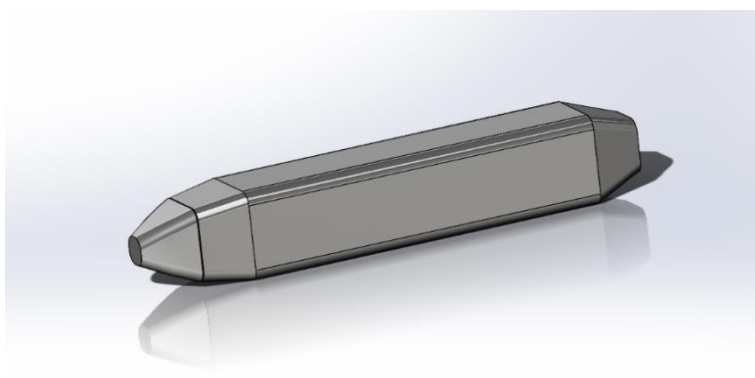


图 4-4 机身蒙皮图

4.2 机翼结构设计

机翼是整个飞机最重要的部件，机翼不仅要为飞机提供升力，还承受着很大的载荷，因此机翼的结构强度很重要，本文设计的机翼为平直翼，因此只存在两种翼肋，一种为整个翼肋，另一种为去掉副翼部分的翼肋，这两种翼肋组成了我们机翼的横向结构件，起到保持机翼外形的作用，并且连接两个腹板和机翼梁以及机翼前缘。

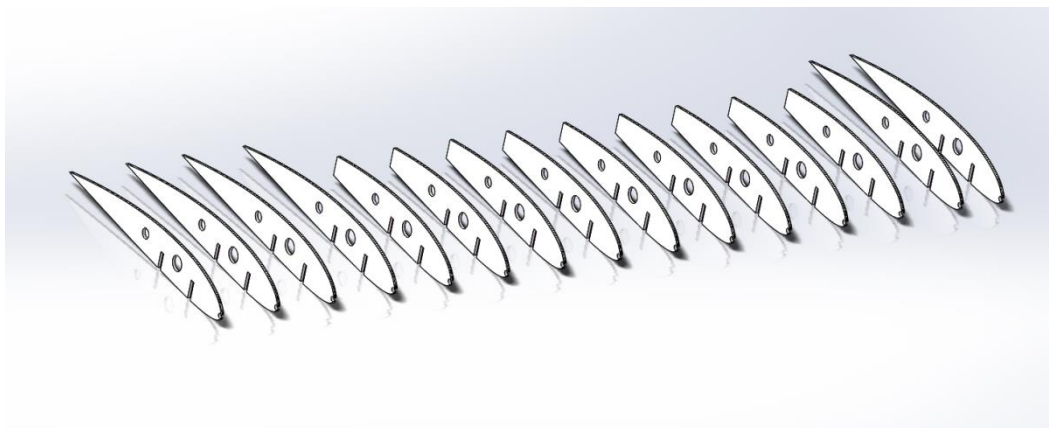


图 4-5 翼肋

机翼的纵向结构件包括腹板，机翼前缘和机翼梁等结构，腹板是机翼的主要受力构件，腹板与翼肋采用镶嵌的方式进行连接配合，每两个翼肋中间采用椭圆形减重孔设计，在保证强度的前提下既减轻腹板的重量。腹板分为前腹板和后腹板，两个腹板一前一后，为机翼提供支撑。

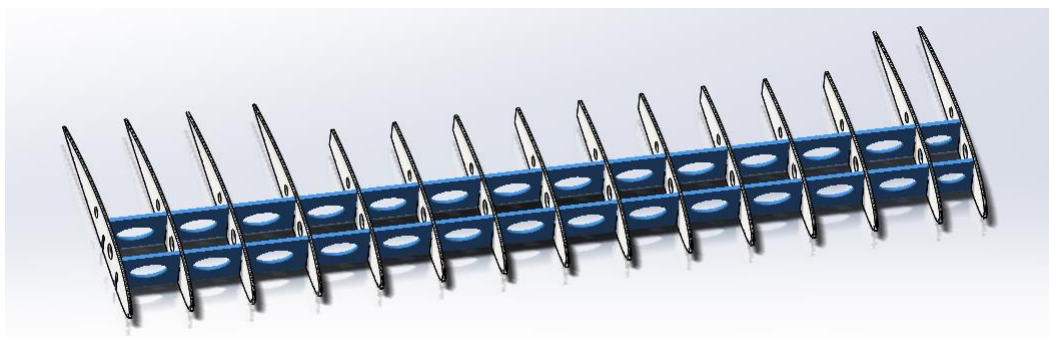


图 4-6 腹板

机翼翼梁为一粗一细两个尺寸的圆柱形翼梁，主翼梁为外直径

16mm 内直径为 10mm 的的圆柱体，小翼梁的外直径为 11mm 内直径为 5mm 的圆柱体，两个翼梁分别与机身两侧的机翼连接杆相配合，与机身相固定。机翼的前后缘是固定翼肋的，能够有效的提高机翼前缘和后缘的结构强度。

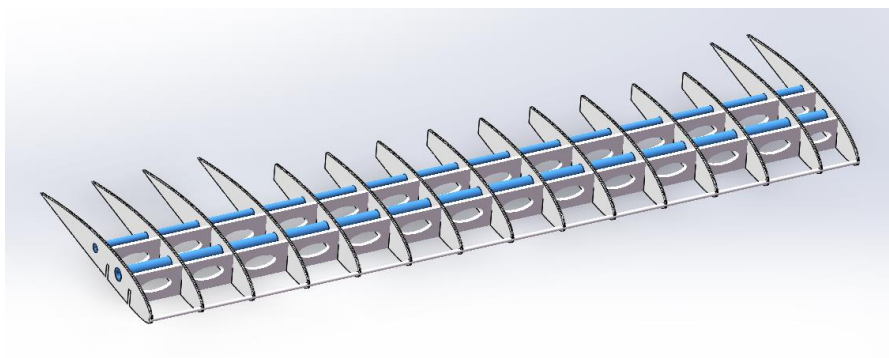


图 4-7 翼梁

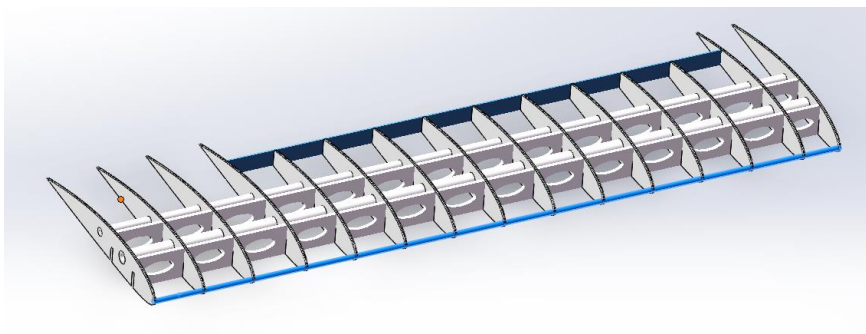


图 4-8 前后缘

4.3 尾翼结构设计

尾翼包括垂尾和平尾两部分，本文设计垂尾包括 6 个从翼根到翼尖弦长依次减小的翼肋，翼型为 NACA0012，由两个梁横穿所有翼肋并与尾翼连接件相连接，水平尾翼包括左右两部分组成，左右各有 6 个大小不一的翼肋组成，翼型同样为 NACA0012，有两个圆柱形梁横穿整个水平尾翼与尾翼连接件相固定，尾翼连接件是链接垂尾和平尾的中间部分，将整个尾翼与尾管相连接，使整个尾翼成为一体。

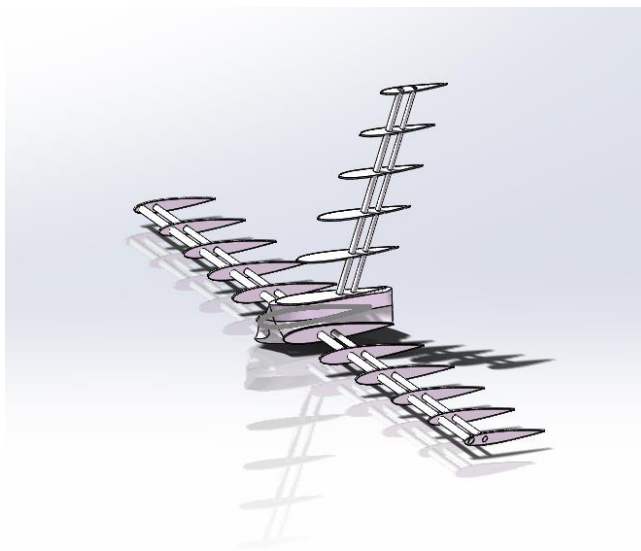


图 4-9 尾翼结构

4.4 倾转驱动系统

4.4.1 倾转连接结构设计

倾转机构是动力系统的核心部件，共包括三个部分，与机翼的连接杆，动力

电机和倾转舵机，其中连接杆起到连接倾转舵机与机翼的作用，同时由于连接杆内部是中空结构，倾转舵机和动力电机的电源线与信号线都通过连接杆内部与机身相连，倾转机构则是固定应转舵机的部件，由 3D 打印而成，电机通过 U 型电机座与倾转舵机相连接，倾转舵机通过转动舵机轴驱动电机进行转动，通过配合尾旋翼完成固定翼和多旋翼的切换过程，尾旋翼则是固定翼动力电机，通过固定电机座安装在尾管上，与前两个电机形成类似于后三点式起落架的空间位置布局。

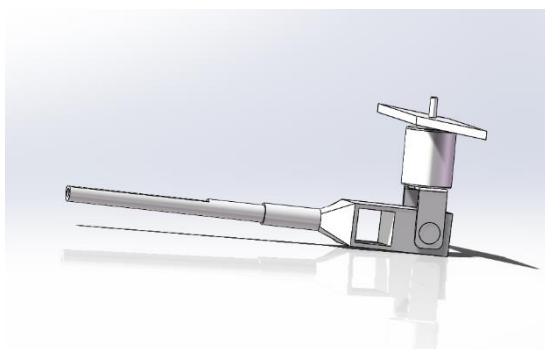


图 4-10 倾转机构

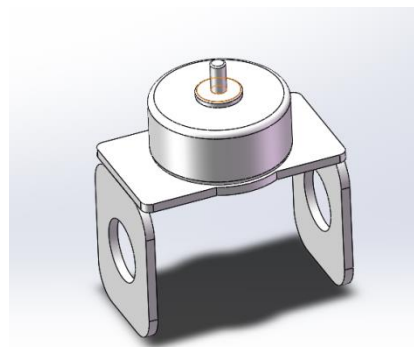


图 4-10 后置动力

将整个飞机进行表面蒙皮处理，并将所有部件装配，将飞机垂直起飞模式和固定翼飞行状态进行展示，本文设计的倾转旋翼固定翼机体结构设计工作圆满结束。

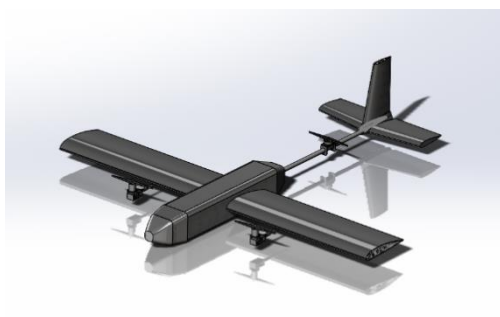


图 4-11 垂起模式示意图

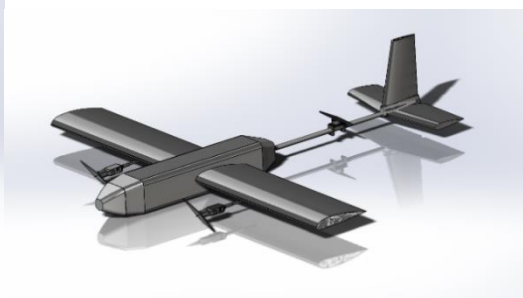


图 4-12 固定翼飞行模式示意图

4.4.2 倾转驱动动力选型

倾转舵机是比较关键的机构，要求扭力大，精度高，并且拥有超高的可靠性，选用符合我们要求的 RDS3230 高压倾转舵机，倾转角度为 180 度，供电为 8.4V 电源，最大扭力 30kg，完全满足我们的要求，为了给倾转舵机提供 8.4V 稳定电源，使其稳定工作，为它配备好盈专用降压模块，可以根据自身实际需要选择输出 8.4V 5V 7.4V 三种不同的电压模式，最大输出电流为 10A，同时还可以为飞行控制器提供电源，为飞机电源提供安全保障。



图 4-13 倾转舵机

Mayatech



图 4-14 电源稳压模块

结 论

本文设计的倾转旋翼飞行器是结合固定翼和多旋翼优点的新构型飞行器，本文主要完成了以下工作。

- (1) 根据旋翼的背景和发展现状，提出本文的设计理念及构想，明确本设计的定位与功能。
- (2) 根据设计要求，明确设计参数，对飞机进行整体方案设计，包括旋翼的构型，固定翼的基本构型，机翼的结构，机身与尾翼的结构形式。
- (3) 对飞机进行详细参数设计，包括翼面积，展弦比，翼展，弦长，垂尾面积，平尾面积，升力系数，巡航速度，失速速度等。
- (4) 根据设计参数对飞机整体建立实体模型，并对表面进行蒙皮处理，安装动力系统。

以上就是本篇论文的所有设计工作。

本论文通过背景研究，深入分析，研发倾转旋翼，验证了倾转旋翼的可行性与系统可靠性，为以后的倾转旋翼的改进和拓展提供了平台。

本文的设计仅仅是个人在大学的学习和知道老师的指导下完成的，必有不合理之处，只是为以后的倾转旋翼无人飞行器的研发打下一个基础，未来应该在以下几个方面对倾转旋翼飞行器进行更加深入的研究。

- (1) 倾转旋翼的倾转装置应该与机身进行融合，使倾转机构的结构更加的稳定可靠，减小阻力，更加美观。
- (2) 倾转固定翼的机身应该采用更加复合空气动力学的设计，对机身进行流场分析，使机身在满足结构和空间的前提下阻力更小，更加美观。
- (3) 机翼是飞机最重要的部件，机翼应该朝着更加符合空气动力学的方向发展，减小机翼的各种阻力，使飞机的效率得到有效提高

参考文献

- [1] 郑琛,唐鹏,李秋实. 基于增量动态逆的倾转旋翼飞行器飞行控制律设计[J]. 兵工学报, 2019, 40(12):2457-2466.
- [2] 舒婧. 基于 PIX 飞行控制系统的倾转旋翼机的研究[J]. 科学技术创新, 2019(11):34-35.
- [3] 岳凤玉,雍成优,吴浩正,刘攀,王新华. 倾转多旋翼飞行器结构布局及其转换控制技术综述[J]. 自动化应用, 2019(05):1-4+10.
- [4] 周珂,刘莉. 倾转旋翼无人机最优过渡倾转角曲线[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11):2277-2283.
- [5] 赵天龙. 小型倾转旋翼无人飞行器设计[C]. 中国自动化学会系统仿真专业委员会、中国仿真学会仿真技术应用专业委员会、中国科学技术大学. 第二届中国系统仿真技术及其应用学术年会论文集(20th CCSSTA 2019). 中国自动化学会系统仿真专业委员会、中国仿真学会仿真技术应用专业委员会、中国科学技术大学:中国自动化学会系统仿真专业委员会, 2019:22-26.
- [6] 赵广. 倾转旋翼机气动干扰分析及机翼优化[D]. 南昌航空大学, 2019.
- [7] 连欢. “工”型倾转旋翼飞行器机构设计与倾转阶段稳定性研究[D]. 中北大学, 2019.
- [8] 潘浙平. 倾转四旋翼飞行器倾转过渡走廊计算方法研究[D]. 南京航空航天大学, 2019.
- [9] Chen Kun, Shi Zhiwei, Tong Shengxiang, Dong Yizhang, Chen Jie. Aerodynamic interference test of quad tilt rotor aircraft in wind tunnel[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 2019, 233(15).
- [10] Laohu Yuan, Wenhao Zhang, Xin Wen. Study on Model and Simulation of the Tilt Rotor Aircraft in Transition Mode[P]. Proceedings of the International Conference on Advances in Mechanical Engineering and Industrial Informatics, 2015.
- [11] Min Ji, Ning Wang, Chong Zhao. The Simulation and Analysis of the Tilt Rotor Aircraft Model Transition[P]. Proceedings of the 2016 6th International Conference on Mechatronics, Computer and Education Informationization (MCEI 2016), 2016.
- [12] Ying Zhang, Liang Ye, Shuo Yang. Numerical study on flow fields and aerodynamics of tilt rotor aircraft in conversion mode based on embedded grid and actuator model[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(1).

致谢

首先感谢我的导师赵昌丽老师，在她的指导下完成了本篇论文，她给我指明了研究的方向和方法，给了我许多建设性的意见，帮助我在保证质量的前提下在预期时间内完成本论文。赵老师对无人飞行器的知识非常渊博，能够把握无人飞行器的未来发展方向，并向我们教授无人飞行器的前沿知识，使我受益匪浅，赵老师一丝不苟的教学科研态度，认真踏实的工作风格给予我们很多启发，也让我们对自己以后的职业生涯有了更多的思考，也为我们以后走上工作岗位打下来基础。在这里由衷的感谢赵老师对我的指导并表达我深深的祝福。

另外还要感谢无人飞行器工作室的同学，智万钰同学、陈晓曦同学、张子默同学、刘颢同学在毕设期间给予的无私帮助，以及郭肖鹏老师给予的无私帮助。平时和毕设期间我们互帮互助，使我们之间的感情更加深厚，祝愿各位同学前程似锦。

最后我要感谢我的家人在学业上给与我的默默付出，不求回报，因此我才能专心直至的完成自己的学业，在以后的日子里，我定当更加努力的学习和工作，来回报自己的父母和社会。