

五、项目研究结题报告

1、课题背景与目标

• 背景

传统的固定翼飞机飞行速度快，可以依靠机翼滑翔获得很高的飞行效率，但是需要较长的起降跑道，对场地要求高。而传统的直升机能在较小的场地完成起降，但飞行速度慢，升力完全由旋转的旋翼提供，效率不高。为了改善飞行器的飞行性能，使之既能在较小的场地完成起降，又同时能像固定翼飞机一样滑翔，倾转旋翼机因此诞生。

1989 年，美国 V-22 倾转旋翼机的研制成功，极大地促进了倾转旋翼机的发展。2017 年，美国第三代倾转旋翼机 V-280 首飞成功。由于研制倾转旋翼机有着较大的技术难度，因此，除了美国取得了较大发展之外，其他国家的倾转旋翼机技术发展相当缓慢。由于参与了美国贝尔直升机公司研制民用倾转旋翼机 BA609 的项目，日本、英国和意大利也掌握了一定的倾转旋翼机的技术。除此之外，其他国家在倾转旋翼机领域就主要是集中在理论研究上。

在国内，倾转旋翼机关键技术已被列入了国家高级技术研究发展计划。南京航空航天大学、西北工业大学等一些高校和直升机所等研究所正在进行相关理论的探索，并在旋翼与机翼间的气动干扰，机翼与旋翼短舱耦合的气动稳定性，过渡过程控制策略等领域收获了一定的成果。如直升机所目前正在研发四旋翼倾转旋翼机“蓝鲸”，南京航空航天大学研发的小型倾转旋翼无人机已成功试飞。

近年来倾转旋翼机的相关与研究频繁出现在航空类的科研竞赛中。例如，2018 年的 CADC 科研类的垂直起降载运赛题就要求航空器电机数量不超过两个且不是直升机，倾转旋翼机是就非常适合在这方面进行应用。

• 目标

我们的目标是设计并制造出倾转旋翼无人机，实现垂直起降和飞行模式切换等特性。

2、课题研究内容与方法

在机械结构的设计制造上，我们主要使用的技术和材料有：激光切割的椴木板用于进行快速验证；PLA 材质的 3D 打印工件实现复杂机械结构的功能；CNC 加工的碳纤维板为最终版本的机身材料；手工切割的 KT 板和 EP0 泡沫用于制造机翼。各工件主要使用 M2 和 M3 的螺栓螺母进行装配。

所有的设计工作都是数字化的，即使用 AutoCAD, SolidWorks 设计好图纸，再交给激光切割机，3d 打印机等机器加工，可以避免加工的不确定性，大大提高加工的可靠性，进而提高机械结构的可靠性。

要实现自定义，可编程的数据处理，并对大量伺服器的控制和协调，需要使用单片机系统进行系统控制。经过多方面的考虑，我们选择的是意法半导体公司（STMicrochip）的 STM32F103C8T6 型号的单片机，它具有功耗低，体积小，价格便宜，功能丰富等多方面的优点。这款单片机基于 ARM 架构，Cortex M 内核，借助 STM32CubeMX 等开发工具和可移植的嵌入式即时操作系统（FreeRTOS），可以达到灵活的多线程的系统控制。

单片机系统还涉及中断和各种外设的使用，包括输入捕获中断（Input Capture Interrupt），串口通信（Universal Asynchronous Receiver/Transmitter）及串口通信协议的解码编码（SBUS 协议），脉宽调制（Pulse Width Modulation）控制外设，直接存储访问（Direct Memory Access）以提高运行效率。此外，还包括外围电路的布局、供电、稳压等等的设计。因此我们需要查阅数据手册和各方面的资料教程，熟悉掌握 Keil 开发软件，熟练操作各种外设，熟练焊接电路和布线等等。

完成前期软硬件准备工作后，我们需要设计能够在固定翼模式和直升机模式进行切换的航空器。直升机模式下的气动设计只需要满足较为简单的条件：机身尽量不遮挡桨叶、重心尽量在螺旋桨轴心连线的几何中心、重心尽量低于升力平面。固定翼模式下为了飞行稳定，我们采用的是上单翼、双发前拉的气动布

局。重心略前于升力中心，升力中心大约位于距主机翼前缘 $1/3$ 翼根弦长处，水平尾翼大约为翼展的 $1/3$ 宽。舵机通过拉杆拉动舵面，进而控制飞行姿态。气动设计方面我们要做的是在这个设计框架下，调整各部件的位置，满足飞行原理的需求；同时要兼顾减重与结构强度，满足飞行性能要求。

3、研究过程提要

从 2019 年 3 月开始，我们大概每个月完成一次飞行器版本迭代。

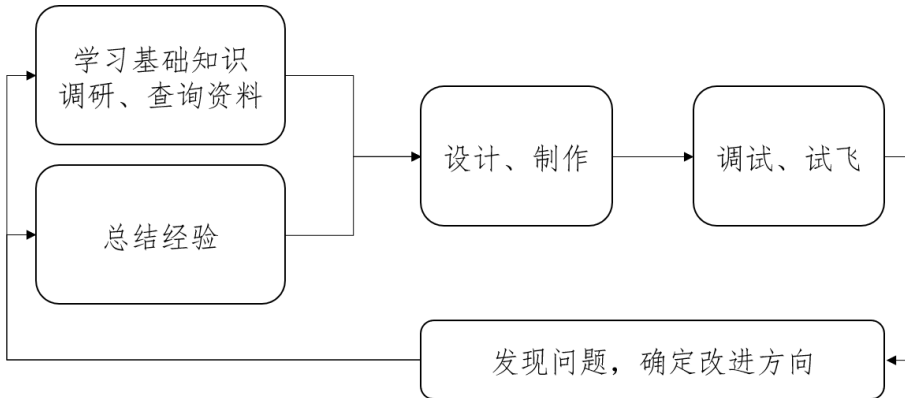


图 1. 研究过程图示

3 月到 4 月，我们综合运用了激光切割，3d 打印的技术，创新地设计了舵机通过夹管带动电机倾转的机械结构，完成了第一版飞行器的设计与制作，测试了纯二轴模式下的悬停与移动，积累了调参经验。但由于飞行器重心投影较高，操作响应延迟大，纵向稳定性很差，容易翻，暂时无法一步到位做出倾转旋翼机，于是我们决定先实现二轴飞行器的稳定飞行。

4 月到 5 月，我们简化了飞行器的结构，降低重心，采用舵机直驱电机倾转的方式，重新设计制作了第二版飞行器，实现了在二轴模式下的稳定飞行。

5 月到 6 月，我们在第二版飞行器的基础上，添加了机翼、尾翼和另外一块用于控制固定翼飞行的飞控。但是由于电子设备较多，布线复杂，机身体积大，机翼面积小，在固定翼模式下太重无法飞行，更无法进行模式切换测试，我们不得不重新设计。

6 月到 7 月，我们转换设计思路为：把固定翼飞机改装成二轴飞行器，我们重新设计，给飞行器简化结构，大幅减重。左右电机的角度同步变化，采用集成化的布线，只使用一个飞控。固定翼模式下使用自己编程的 STM32 单片机融合飞控和遥控器数据实现飞行控制。这一个版本实现了二轴模式下较为稳定的飞行，但纵向不稳定的问题仍然存在，而且在固定翼模式下，由于翼载荷大，舵面小，飞行速度很快，操作响应很小，因而需要继续改动。

7 月到 8 月，我们在上一代的基础上使用了更大的机翼，把二轴倾转旋翼机改进为三轴倾转旋翼机，优化了数据处理的算法。解决了纵向稳定性的问题，提高了飞行稳定性和固定翼下的滑翔性能。

经过了多个版本的迭代和升级之后，在 8 月中旬最终版本飞行器通过了测试，实现了垂直起降，在空中切换飞行姿态和较为稳定的飞行，探索出了较为稳定的设计和控制方案。基本完成了目标。

4、研究结果

• 飞行器系统总体框架

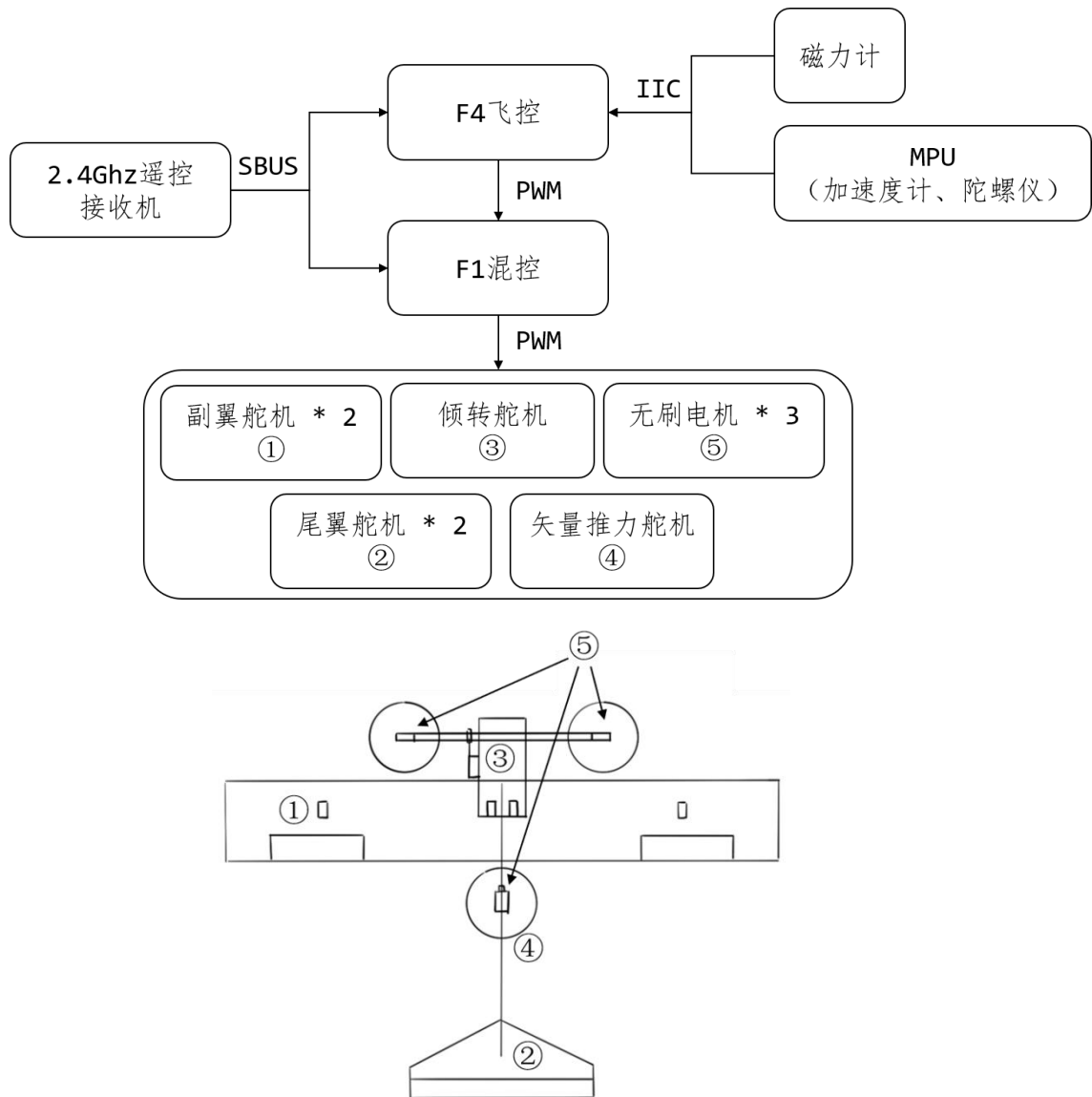


图 2. 系统框架

如前文所述，最终版本的飞行器的悬停模型（直升机模型）采用的是尾部矢量拉力的三轴模型，由三个无刷电机（⑤）以及尾部舵机（④）组成。而固定翼模型就是经典的平直翼模型，由副翼（①）、升降舵和方向舵（②）分别提供横滚、俯仰和偏航方向上的控制力矩从而控制姿态。又因为固定翼模型需要提供向前的动力，故引入倾转结构（③），将三轴模型中的两个电机提供的向上拉力逐渐转变为向前的拉力。这样的飞行器属于具有 VTOL（Vertical Take Off and Landing）能力的飞行器。

上述电机和舵机都可看成是整个控制系统的执行器，都要接收 F1 混控发出的 PWM 的电平信号，而 F1 混控要做的就是获取 F4 飞控输出的电平信号，解算出飞控在横滚、俯仰和偏航三个方向上的施加的“原始控制量”，根据遥控信号和飞行模式对这些信号进行“混合”，再一并输出给各个执行器。

F4 飞控是这个系统中关键的部分，它是一块可以刷写无人机飞行控制开源软件的开发板。由于本项目是研究两种飞行模式的切换，就直接把传感器数据的获得和滤波、姿态的融合以及 PID 运算交给成熟的开源飞控模块，把它当作一个“运算器”来使用。这种开源飞控暂时还不支持 VTOL 机型，所以至始至终 F4 飞控都是把飞行器当作一个三轴模型来运算和输出的。通过合理的运算和自己编程的 F1 混控，F4 飞控的输出量可以转化成我们真正需要的控制量。

• 机械结构和气动设计

飞行器外形参数：翼展 1200 毫米；翼弦 170 毫米；机身长度 700 毫米；旋翼为 6040 桨。

制作材料：EPO 机翼；碳纤维机身；KT 尾翼；亚克力和椴木层板的设备舱；尼龙螺旋桨；PLA 三维打印的矢量电机座。

主要电子设备型号：RS2306 (2400kv) 无刷电机；银燕 BULLET30A；STM32F405 飞控；STM32F103 混控；ES08MA 舵机；PDI2506 舵机；11.1v2200mah 锂聚合物电池。



图 3. 飞行器成品俯视图

机身的骨架由碳纤维板和方管组成，骨架和设备承载板的连接采用了镶嵌结构以及过盈配合，这种设计轻便高效稳固。采用椴木层板是考虑到其密度小，在不用承力的地方是理想的材料；需要承力处则使用的是亚克力板，如果使用木板，则应力处可能出现塌陷，影响结构强度。

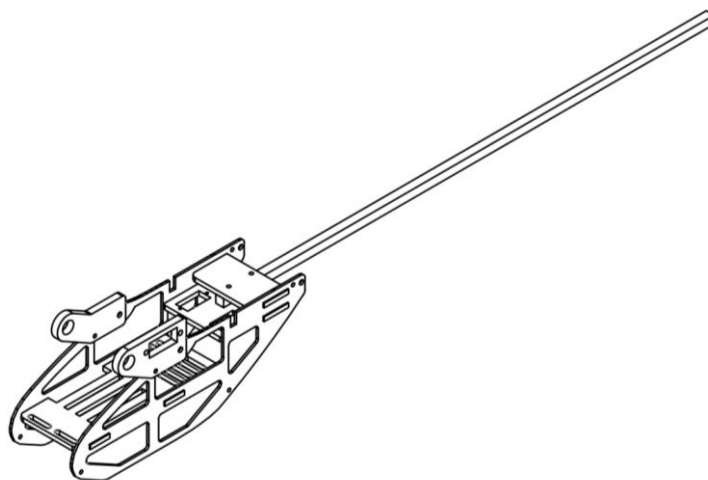


图 4. 机身骨架装配体等轴测图

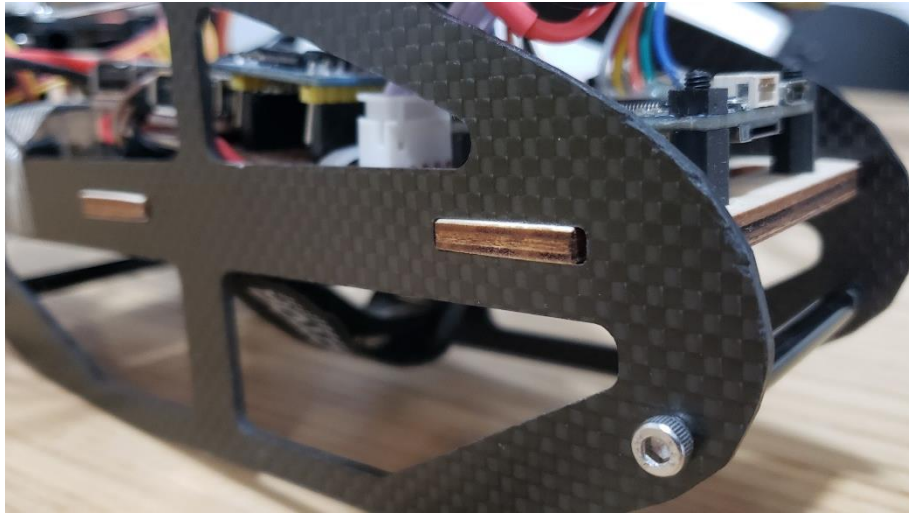


图 5. 镶嵌式过盈配合

机翼和机身用橡筋配合，这样既达到了快拆的目的，也让发生意外时不容易折断机翼。平时不用的时候可以把机翼拆下来，极大减少存储所需空间。



图 6. 飞行器储存状态

倾转驱动舵机是 PDI2506，一种中型舵机，规格为 25g。舵机和安装电机的碳杆通过直径 1.2mm 的钢丝构成平行四边形传动。钢丝两端分别是舵机的舵盘和三维打印的限位盘。钢丝和舵盘和限位盘的连接处用了热熔胶填充空隙，若不使用则会有虚位并且产生致命的振动，给飞行控制带来麻烦。

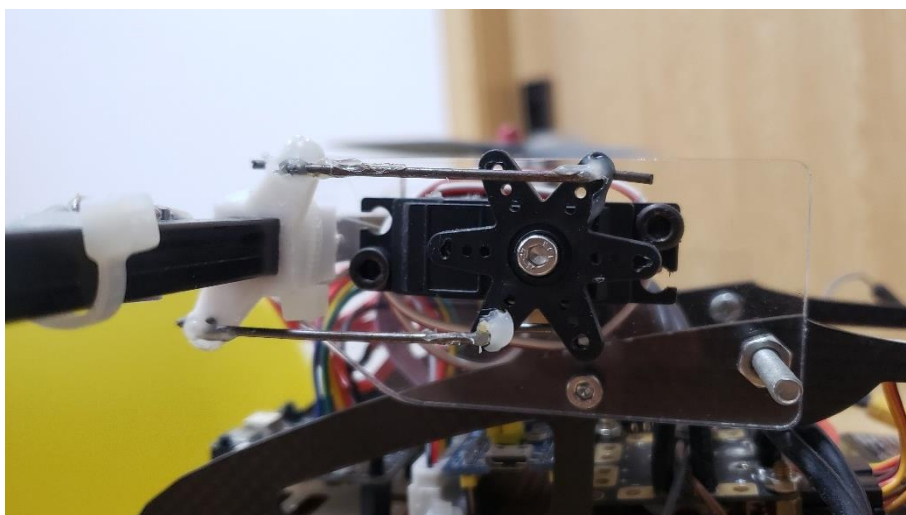


图 7. 倾转结构驱动（倾转舵机）



图 8. 不同倾转状态下的前置电机和旋翼

飞行器的主翼采用的是市场上成熟的机翼模组，因为手工制作的时间成本太高而且又比较容易损坏，加上没有风洞设施提供实验数据，空气动力优化约等于零。采用成熟的机翼模组是更加合适的选择。

考虑到重量的问题，尾翼还是选择用 5mm 的 KT 板自制。购买的 KT 板材是不可以直接拿来用的，必须先做好加固。具体来说，首先要在两个表面覆盖一层透明胶，相当于额外给他添加一层蒙皮，这样表

面不易在阳光下起泡，不易脱落；切割好了之后应在边缘处再贴一层透明胶带或者纤维胶带，防止蒙皮从切割缘被撕开。



图 9. 尾翼特写

飞行器的尾翼足够大才能充分发挥舵效。整机的质量分布集中，对于机身中轴线的转动惯量不大，滚转率比较理想。机体的重心处于中轴线上，位置在机翼靠近前缘的三分之一处。一般的前拉上单翼无人机的重心通常都布置在此，给予飞行器良好的滑翔性能。事实上，重心位置靠前可以，但是不能太靠后：太靠前了也许飞行仅仅是比较吃力，毕竟可以靠升降舵来补偿；但是太靠后了就无法飞行，因为姿态恶化远快于空速增加，升降舵来不及产生舵效飞行器就坠毁了。

总之，遵循着模块化和集成化的结构设计理念，我们在十分有限的机身空间内部优雅地完成了元件的布置，没有浪费半点空间，又兼顾了大功率电子元件的散热需求。这种近乎极限操作的设计是多次修改图纸、加工和不断试错的产物。

• 飞行模式及操作介绍

飞行器有三种飞行模式：三轴悬停模式、半倾转模式和固定翼模式。

悬停模式下，可倾转的两个电机的拉力始终在机体坐标系中朝上，飞行器自动保持水平姿态，遥控器油门通道控制高度，偏航通道控制航向，俯仰和横滚通道控制飞行器前后左右移动。这个模式可以用来起飞，降落以及一键救机，当飞手发现姿态不安全的时候可以马上切换至悬停模式。

半倾转模式下，倾转舵机使得前置电机倾转四十五度，给予飞行器一个向上和向前的推力分量，尾部电机保持工作状态。这时候飞行器不会自动保持水平姿态，而是保持当前姿态，即遥控器可以给指令使飞行器改变姿态，一旦遥控指令回到中立点后，则飞行器保持当前姿态不变。这个模式通常是用来实现短距离起降的功能，即 STOL (Short range Take Off and Landing)。

固定翼模式下，倾转电机拉力完全向前，而尾部电机停止工作。控制系统尝试保持当前姿态。此模式通常用于远距离飞行或高速巡航。

在半倾转和固定翼模式下，油门通道控制飞行器的速度，其他通道直接映射到俯仰、横滚和偏航的控制。

三种模式的切换十分容易，飞手只需要在遥控器上拨动一个开关即可切换飞行模式，艰苦的工作全部交给控制系统处理，切换过程姿态不会剧烈变化且处于完全可控的状态。

除了这些基本的飞行模式，我们还设计了一个“机动增强开关”。在固定翼飞行模式下，一般来说，俯仰的控制依靠尾翼上的升降舵与气流的相互作用而产生的抬头或者低头力矩，当飞行速度较低的时候，气动控制力十分有限；而这时候又想获得适合的控制力，可以把机动增强开关打开，开关打开后，倾转舵机会小幅度改变前置电机的拉力方向（参考苏霍伊设计局 SU-33 舰载机，图 10），起到类似鸭翼的作用，只

不过它的本质是矢量拉力。

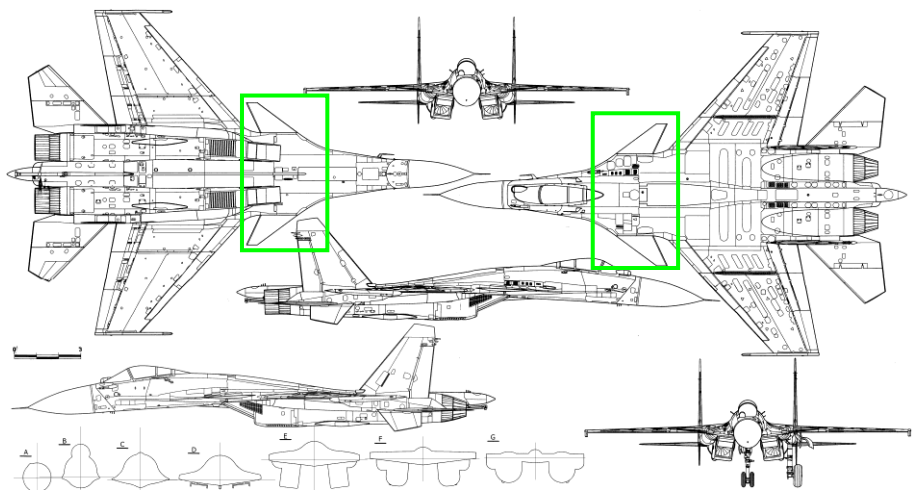


图 10. SU-33 “侧卫-D” 的鸭翼（框出）

最后，我们加入了全局油门锁定机制，一旦油门锁定后，在任何模式下电机都会立刻停止转动，在意外发生时可以保证不发生二次伤害。

• 电路和单片机

由于飞行器系统设备和线缆很多，若采用杜邦线直插方式，会导致布线混乱，维护不易，可靠性低。因此我们使用了集中化的布线：制作一个体积较小的中心板，集成供电、稳压、取反电路，并引出单片机的引脚到各个接口。中心板通过端子线连接一些设备，例如用 2.54*7pin 的端子线连接飞控（包括 4 路 PWM 信号，1 路串口信号和供电）。这样一来，拆机维护与升级的时候，只需要插拔很少的线材。

除了端子线，大部分的走线都是焊接的，飞机经受冲撞也不容易断开。供电与稳压使用了两个 5V 3A 的稳压模块，飞控与大部分小型舵机共享一个稳压模块的输出，主舵机与其他设备共享另一个稳压模块的输出，余量充足。电池经过分电板分配到 3 个电调。可维护性、可靠性大大提高。

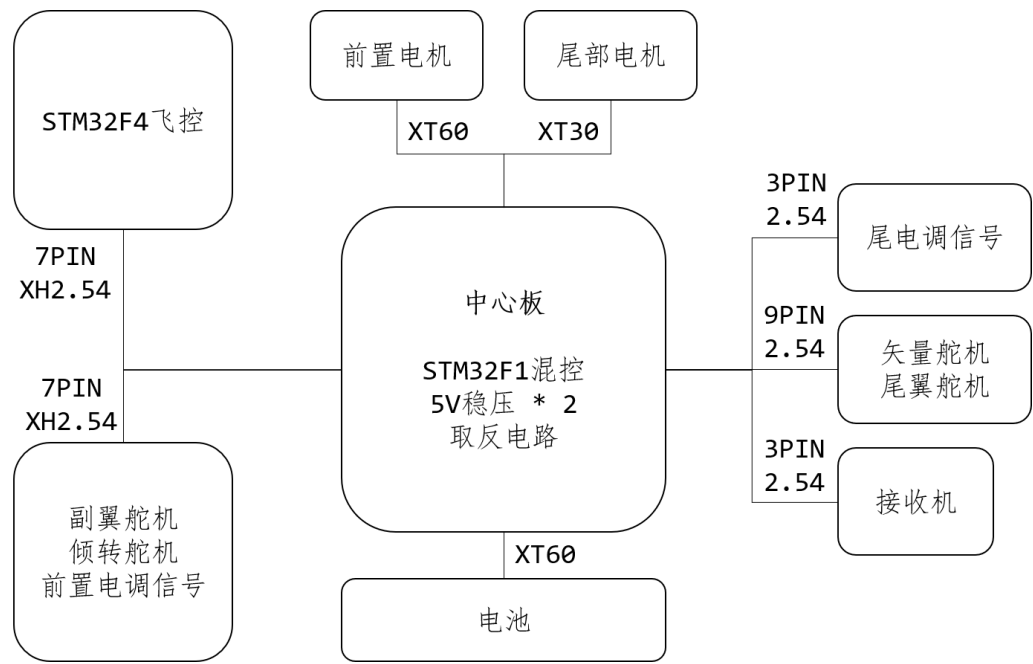


图 11. 布线大纲

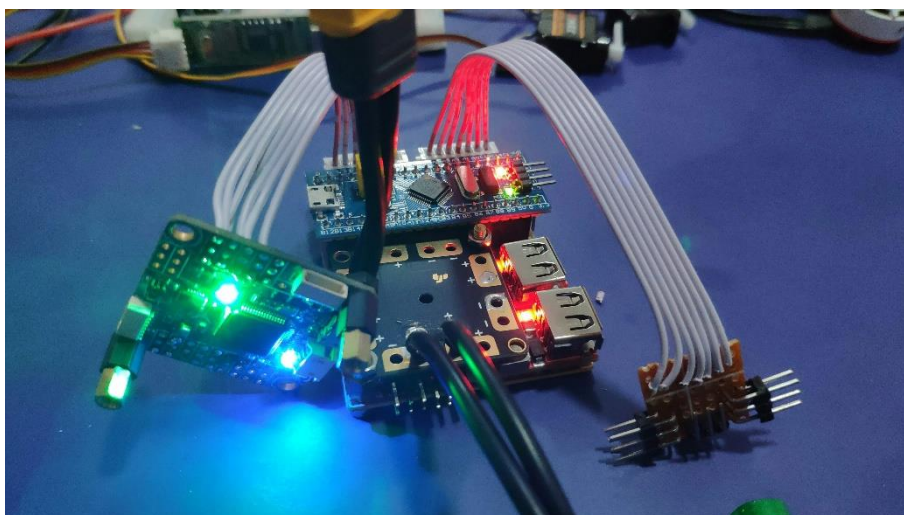


图 12. 电控核心

单片机使用的外设有：4 路 PWM 输入捕获，用来接收 F4 飞控的输出量；一路 UART 串口、一个 DMA 通道，用来接收遥控器 sbus 初始数据；八路独立 PWM 输出，用来输出信号控制电机和舵机；一路 GPIO 输出来控制 LED 闪烁，以便于观察系统运行状态。

单片机以 72MHz 的速度运行，初始化外设后进入 FreeRTOS 操作系统的内核，系统有两个线程，两个中断。

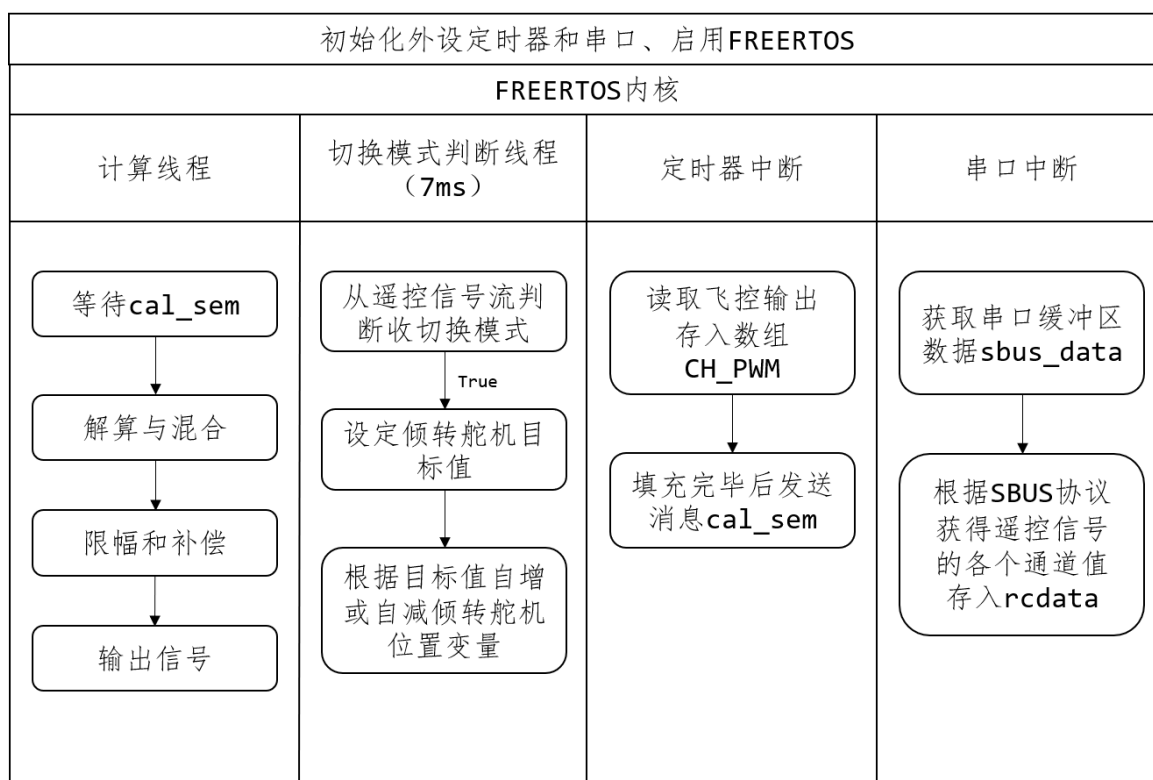


图 13. F1 混控程序框架

串口中断用来接收遥控器的数据，并把 25 字节的 SBUS 原始数据解码为 16 个通道的控制值。

监测线程是软件定时器线程，每 7 毫秒运行一次，判断飞行模式是否改变，并且修改控制飞行模式的变量。

定时器中断用于进行 PWM 的输入捕获，得到飞控的 PWM 输出值，并且发送操作系统内的信号量

(cal_sem)，触发计算主线程。

计算主线程由信号量触发，进入该线程后会根据飞控的 PWM 输出，解算出飞控的原始控制量，原始控制量与飞行模式的权重值，还有遥控器的原始数据进行数据融合后，得到净输出量，净输出量经过限幅和补偿得到了各电机舵机的最终控制量。

• 控制模型

至始至终，F4 飞控把飞行器都当作一个三轴模型来处理，所以它有四路输出，即对应三个电机和一个尾部的矢量舵机的输出。飞控内部采用的是 PID 控制算法[2]，正因为其用偏差来消除偏差的思想，它对模型的依赖不是特别高，为后续的混控提供了可能。F4 飞控可以有两种偏差计算方式，一是偏差等于加速度传感器获得的俯仰角和横滚角与零作差；二是陀螺仪传感器获得的各个方向上的角速度与零作差。第一种计算方法对应着悬停模式，第二种计算方法则对应着另外两种模式，给予飞行器 FBW (Fly By Wire) 特性。

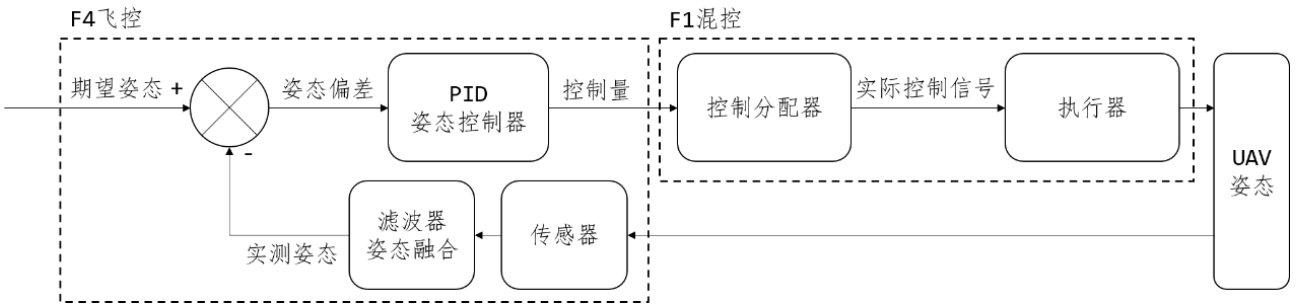


图 14. 控制框图

为了简化设计，飞控和混控是分离的两块处理器，他们之间多了一个通讯的步骤。具体来说，飞控按照三轴的分配模式将控制量分成四路 PWM 信号，混控则读取这四路 PWM 信号，反解出“原始控制量”，再按照 VTOL 的需要进行分配。

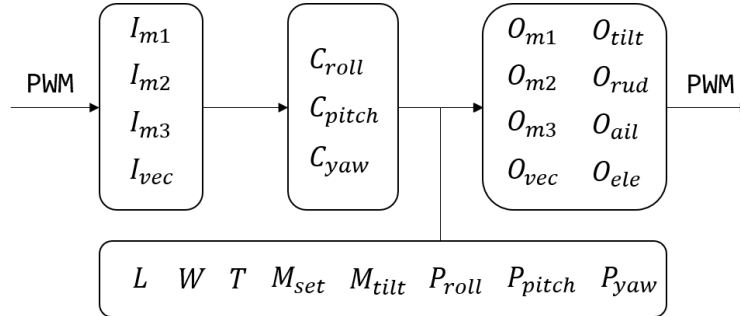


图 15. 混控数据关系图

I_{m1} 、 I_{m2} 、 I_{m3} 、 I_{vec} 分别是飞控对前置右电机、前置左电机、后置电机和矢量舵机输出的 PWM 信号的脉宽值。

C_{roll} 、 C_{pitch} 、 C_{yaw} 是解算出的“原始控制量”；

O_{m1} 、 O_{m2} 、 O_{m3} 、 O_{vec} 分别对应前置右电机、前置左电机、后置电机和矢量舵机的输出电平脉宽； O_{tilt} 、 O_{rud} 、 O_{ail} 、 O_{ele} 分别对应倾转舵机、方向舵、副翼和升降舵的输出。

L 、 T 、 M_{set} 、 P_{roll} 、 P_{pitch} 、 P_{yaw} 分别是电机停转脉宽阈值、遥控器油门通道、舵机中点脉宽值以及横滚、俯仰、偏航方向上的比例增益。

M_{tilt} 是倾转舵机基准脉宽，是一个变量，范围是连续的[1000,2000]，固定翼模式为 1000，悬停为 2000； W 是倾转状态权重：范围是连续的[0,1]，固定翼模式为 1，悬停为 0。这两个量满足：

$$W = 2 - \frac{M_{tilt}}{1000}$$

切换过程中 M_{tilt} 不断变化，带动 W 不断变化。

原始控制量解算方法如下：

$$\begin{aligned} C_{roll} &= I_{m2} - I_{m1} \\ C_{pitch} &= I_{m3} - \frac{I_{m1} + I_{m2}}{2} \\ C_{yaw} &= I_{vec} - M_{set} \end{aligned}$$

三个电机输出的计算为：

$$O_{mi} = [W \quad 1 - W] \begin{bmatrix} T \\ I_{mi} \end{bmatrix}, i = 1, 2, 3$$

电机的输出是飞控直接输出和遥控器油门通道值的线性组合，而组合系数的连续变化带动电机输出的渐变，在悬停模式下，完全按照飞控给的信号输出，在固定翼模式下完全按照油门通道值输出。此外，在切换过程的后半段，应该设计一个机制让 O_{m3} 不断减小至电机停转脉宽阈值 L 。于是，在 $W \geq 0.5$ 时，按照上式计算完 O_{m3} 之后应该再减去下面一项：

$$f(W)(O_{m3} - L)$$

其中：

$$f(x) = 8x^3 - 12x^2 + 6x - 1.$$

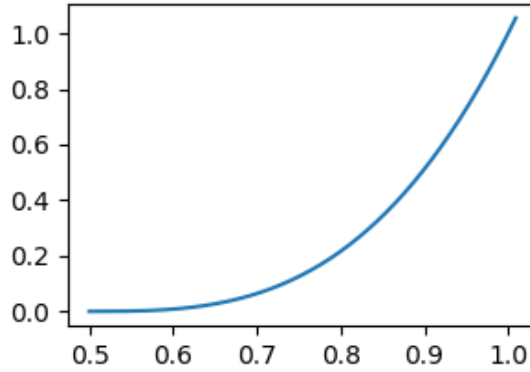


图 16. 函数图像

显然， $f(0.5) = 0$ 且 $f(1) = 1$ ，这个函数直接影响切换过程的平滑性：函数一开始变化非常慢，后面迅速增大，使得在速度尚低，升降舵的舵效尚小时尾部电机还能提供足够的俯仰控制力，而且在固定翼模式下尾部电机完全停止。值得一提的是，这里采用三次函数是综合考虑了拟合效果以及计算速度的选择，在计算能力足够的时候完全可以选择类似的效果更好的函数。

舵机的输出计算式如下：

$$\begin{aligned} O_{vec} &= M_{set} + (1 - W)C_{yaw} \\ O_{rud} &= M_{set} + WP_{yaw}C_{yaw} \\ O_{ail} &= M_{set} + WP_{roll}C_{roll} \\ O_{ele} &= M_{set} + WP_{pitch}C_{pitch} \\ O_{tilt} &= M_{tilt} \end{aligned}$$

尾部矢量舵机在悬停模式（ $W = 0$ ）时完全运作，而在固定翼模式（ $W = 1$ ）下无论有多少原始控制量也不偏离中立点；同理，副翼、方向舵和升降舵在悬停时应该时刻保持中立，而在固定翼模式下应全功能启用。 P_{yaw} 、 P_{roll} 、 P_{pitch} 则是为了调整输出量的大小，防止控制力太小或者超调。倾转舵机的输出则直接跟随倾转舵机基准脉宽变量。

至此，所有电机和舵机的输出量已经获得，且输出值都是连续变化的。这样的混控设计不仅保证了在

三种模式下飞行器能理想地飞行，在切换的过程中同样可以得到飞控的姿态控制支持。

5、创新点

- a) 降低了固定翼飞行器起降的场地需求。
- b) 此版本的三轴倾转旋翼机比市面上现有产品需要的硬件规格低，兼容性更强：不需要两个高精度定制舵机即可完成前置电机的倾转。
- c) 可以和 DJI 数字图传系统无缝对接，这意味着飞行器作为一个平台有着极强的扩展性和可玩性。
- d) 使用一套飞控系统，通过嵌入式算法去除舵面的控制的耦合，不依赖更多的设备，使系统更加精简。
- e) 相比于一般的自组无人机，布线更加紧凑集成，电子元件的走线都集成到电路板上，使用和维护只需要插拔很少的线材，提高了系统的可靠性。

6、改进方向

- a) 与开源社区合作，将混控植入飞控固件，降低系统复杂度，提高鲁棒性。
- b) 完善一键救机功能，使飞行器在任意姿态（比如机腹朝上时）都能切换到悬停模式。
- c) 在倾转的过程中，偏航和横滚方向上有小程度的耦合，输出算法有待优化。
- d) 增加续航和负载能力，增加机翼强度和升阻比。
- e) 添加 GPS 导航功能，使飞行器可以自主返航。
- f) 倾转结构应该更加精密，可以用轴承的结构。
- g) 继续优化电路设计，可以打样 PCB，以取得更高的集成度和可靠性。
- h) 算法上提高鲁棒性，添加串口空闲中断，避免单片机系统偶尔接收数据不正常的情况。

7、结束语

飞行器经历了两次脱胎换骨，四次版本迭代和无数次小修小补，最后看到它能够稳稳地悬停、切换模式，再从平飞状态转为悬停状态真的超级开心，以至于后面几天还一遍遍地看着录像回味。

有一段时间确实完全没有头绪，感觉没有一点希望。也有时候会把宿舍弄得满桌都是杜邦线、焊锡，到了半夜来不及整理就匆匆跑回宿舍，室友都睡了。更有不知道多少次想着代码入睡，起来第一时间想到是把新的思路记下来。

整个过程就是摔了修，修了摔……直到后面能够稳定飞行。好多次在外场测试过程中零件松了、零件断了要重新打印或者切割……还有两次不得不大改方案。中间还遇见过玄学问题程序一直崩溃。我们遇到过许多真的是没有任何参考文献的问题，很抓狂，摸不着头脑，但是最后通过尝试和分析把它解决之后确实是能学到很多东西。

在最后一版本时（本报告描述的飞行器版本，当时当然还不确定是不是最终版），必须要做模式切换测试，上一个版本就是切换成固定翼之后坠毁，当时非常紧张，但是我们也明白就算是又一次失败也得继续，因为不去尝试就永远停滞不前。

总想感叹一句：做硬件与软件结合的项目真的挺难的。做硬件不像做软件那样试错成本很低，研发过程中不仅有代码上的逻辑要仔细考虑，还有物理定律。调试的机会并不多，受到电池（不仅是飞行器电池，还有遥控器笔记本电池）、天气（有一段时间每天下雨，超级不舒服）和场地（用操场还得报备）等各方面的限制。很多时候我们得避开操场上的人群，实在找不到好时间就得在“忍受中午或者下午烈日”和“忍受周围人群的絮絮叨叨”之间做出选择……

总之，虽然没有做成 V-22 那样的二轴倾转旋翼机，但是开题报告的目标大部分都完成了，最终制作成功了三轴倾转旋翼机。

作为延伸阅读，我们做了一个视频记录了整个项目的高光时刻，也有最后的飞行视频（第一和第三人

称都有), 这里附上网址 <https://www.bilibili.com/video/av64343763>。后续可能把资料都整理一下并且开源。

8、参考文献

- [1] 王东升, 郭剑东, 蒲黄忠. 无人倾转旋翼机过渡模式舵面分配及自抗扰控制[J]. 电光与控制, 2019, 26(4): 23-27.
- [2] Michael Keller. <https://github.com/betaflight/betaflight/wiki>[OL].
- [3] 全权. 多旋翼飞行器设计与控制[M]. 电子工业出版社:北京市, 2018:226-248.