

一种水空两栖跨域可变形无人机

摘要

本文提出了一种水空两栖、跨域可变形无人机（AquaUAVs）的设计与制作方法，目的在于空中与水中两种运行模式的自由切换。该无人机具备垂直起降和跨介质运行能力，适用于民用领域的多种应用场景，如海洋环境监测、近海生态保护、岛礁巡逻监测等，具有广阔的应用前景。该无人机采用了独特的双动力系统和流线型机身设计，使其能够在水中和空中稳定运行，具备较强的运动能力。通过对原理样机的多模态实验验证，展示了其在水中游行以及空中飞行两种作模式下的性能表现。该设计不仅提升了无人机在复杂环境中的适应性，还为海洋清洁能源运维、海岸巡检、生态数据采集、环境勘探以及应急搜救等领域提供了新的解决方案和技术支持，展示了广阔的应用潜力。

关键词：水空两栖，跨介质，旋翼无人机，滑块连杆机构，双动力系统，环境监测，数据采集

目录

| | | |
|-------|-----------------------|----|
| 1 | 概述 | 1 |
| 2 | 相关工作 | 1 |
| 3 | 研究方案 | 2 |
| 3.1 | 滑块连杆折叠机构 | 3 |
| 3.2 | 尾翼和着陆架 | 3 |
| 3.3 | 密封罐 | 4 |
| 3.4 | 应用场景 | 4 |
| 4 | 应用技术 | 4 |
| 4.1 | 信号传输和 SBUS 协议解析 | 4 |
| 4.2 | 飞行控制器 | 6 |
| 4.2.1 | 硬件 | 6 |
| 4.2.2 | 软程序和算法 | 7 |
| 4.3 | ESP32 控制板 | 10 |
| 4.3.1 | 硬件 | 10 |
| 4.3.2 | 软程序和算法 | 11 |
| 4.4 | 遥控通信 | 11 |
| 5 | 实验及优化 | 12 |
| 6 | 结论 | 14 |
| 7 | 优化方向 | 14 |
| 8 | 致谢 | 14 |
| 9 | 参考文献 | 15 |

一种水空两栖跨域可变形无人机

1 概述

跨介质飞行器是实现复杂任务能力和新型架构的重要研究方向。按照被仿生对象的种类，对水空跨介质航行器样机的研究进程，近年成果可以按照机翼结构、水空两栖推进方式等方面取得的进展进行归纳。空中和水下的作业能力极大地拓展了现有空中无人系统的作业环境和应用范围[1]。在相关技术的不断精进中，水空跨介质航行器领域也随之得到飞速发展，但仍然存在一些关键技术难点如跨介质模态切换，兼顾飞行和潜游的作业稳定性，防水性，水空介质阻力系数，等。水空两栖跨介质飞行器主要涉及上浮-下潜、水面漂浮、空中飞行模态，按照任务阶段进行划分可以划分为起飞、爬升、空中巡航、降落入水、水下巡航、空中巡航、返航降落。跨介质无人机在节省能源、增加续航、隐蔽侦查、即时探测提供了更多可能。无人机的结构应适应其功能。旋翼、扑翼、固定翼无人机在特定任务的应用上表现各有千秋。以旋翼无人机为例，旋翼的使用使得其具备垂直起降（VTOL）能力，非常适合在狭小或复杂地形环境中使用。悬停和定点飞行能力也是相较于固定翼飞行器的优势。然而，除了结构设计的影响，上述的优势是通常通过更大的能源消耗实现的。因此，无人机种类的选取应根据具体任务进行调整和取舍。在湖泊和湿地数据探测、简易跨水域移动基站、洪灾救援上，任务处理流程经常被分解为多个子任务，进而通过系统的协同操作，例如车和飞行器的组合实现的。这就复杂化了任务的操作难度，水空两栖飞行器集成空中和水中作业能力，一定程度上实现单一机器替代复杂系统，简化了实际操作难度。

为了解决上述的问题，我们提出了一种搭载两套动力系统，

带有滑块连杆机构的水空两栖可变形旋翼无人机来实现高效合理的水空两栖作业。具体来说，我们的飞行器实现在空中和水中以不同姿态运作，考虑流体动力学设计整体构型，在水下收回机臂以减小在水中的阻力进而提高运行效率和推重比。同时从水中垂直起飞，实现模态切换。搭载压力传感器、图传云台、超声波传感器、温湿度传感器等多种传感器以实现综合数据勘察。

我们的主要贡献总结如下：

- 设计了针对旋翼机的折叠结构，减小水下作业时应对阻力。
- 扰流板设计兼顾空中及水下模态稳定性。
- 装备空中水下多种传感器，主控具有较大可开发性，增加了无人机的可拓展性和实际应用价值，使其适用于多项任务。
- 采用混合动力驱动，搭载两套动力系统。

2 相关工作

水空两栖无人机（AquaUAVs）作为一种可以在空中和水中运行的特殊无人机，其应用领域极其广泛。除了像常规无人机一般具有空中飞行模式以外，还可以利用水域进行栖息、隐藏，并利用传感器获取水域和空域信息[1]。民用可用于灾难救援[2]、生态系统监测和海洋保护 [3]。研究重点集中在整机构型、推进系统、和跨介质控制等方面，国内外两栖无人机团队取得了一些成果具体如下：水空两栖无人机可根据其升力产生机制分为三类：1、固定翼类；2、旋翼类；3、扑翼类。固定翼型的水空两栖无人机具备更长的续航时间和更

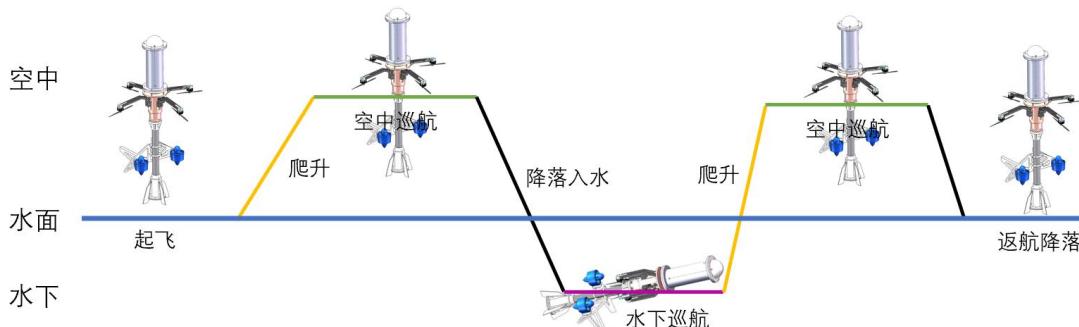


图 1 水空两栖无人机多模态及任务阶段



图 2 各种水空两栖跨介质无人机

高的飞行速度[5]。在非变型构型的方案中，Sea Scout 以及密歇根大学开发的 Flying fish[6] 传统的水上飞行器构型布局，如图 2(a)和图 2(b)。为了减少机器在水下受到的阻力，并增大结构的复用性，一些无人机采用可变构型设计。例如，北京航空航天大学[7]提出了一种仿生鸟贼式的两栖飞行器，如图 2(c)，搭配了柔软可变形的鳍和臂。美国“弹簧刀”无人机 Switchblade[8]，其利用发射器将其带到水面进行发射，如图 2(d)。北京航空航天大学[9]开发了一种名为“飞鱼”的潜航无人机，如图 2(e)，利用折叠机翼和水泵来进行水面与空中的模式切换。除了变形设计，有部分两栖飞行器的设计也受到如燕鸥等鸟类的启发，采用俯冲潜水的跨域方法[10]。Sherbrooke 大学[11]发展的 SUWAVE 飞行器利用矢量偏转完成水上垂直起降，如图 2(f)。伦敦帝国理工学院团队[12]设计的跨介质航行器，利用化学反应来完成喷水动作提供动力，其三角翼的设计助力提高出水飞行的稳定性，如图 2(g)。北卡罗来纳州立大学[13]开发了“鹰鳐”，其可从水面起飞或潜入水下航行，如图 2(h)。

旋翼类的水空两栖无人机通常采用共轴或多旋翼方案。美国罗格斯大学的 Loon Copter[14]集成了一个小型的水泵用于下潜或漂浮，并利用旋翼作为水下推进动力，如图 2(j)。以色列的 Waterspout[4]采用了共轴方案作为动力配置，以提升离水高度，为安全起飞提供更大的水面空间。上海交通大学[15]提出了一种混合动力式两栖飞行器 Nezha III，同时使用了旋翼和固定翼两种结构，其中垂直四旋翼提供垂直起降功能，非对称固定翼结构既可实现水下航行和空中飞行，如图 2(k)。

扑翼型水空两栖通常以生物为原型进行设计，大部分是鸟类或飞鱼类。麻省理工学院[16]开发了一种基于飞鱼的水空两栖无人机，如图 2(l)。纽约大学[17]开发了一种仿生水母型无人机，如图 2(m)，由四个扑翼驱动，可以像水母一样在水下缓慢地游动。Jacob S 等[18]综合海龟拍动和鸟类飞行实例成功地使扑翼飞行器实现了空中/水中过渡，如图 2(n)。哈佛机器蜜蜂[19] (RoboBee) 是一种欠驱动的扑翼微型空中航行器，如图 2(o)，具有潜在的水上运动能力。

3 研究方案

为了兼顾水中与空中的飞行和航行稳定性，我们在折叠机构，扰流板等方面做出了相关应对举措。设计时采用了细长、头部球形的机身设计，配合平尾和扰流板。该布局可以大大减少运输和释放的体积。竖立时上方的罐体内部集成大部分电子元件（飞控、电池、接收机等）。在保持流线型机身的基础上均衡布置了各元件的装配以平衡重量分布，进而

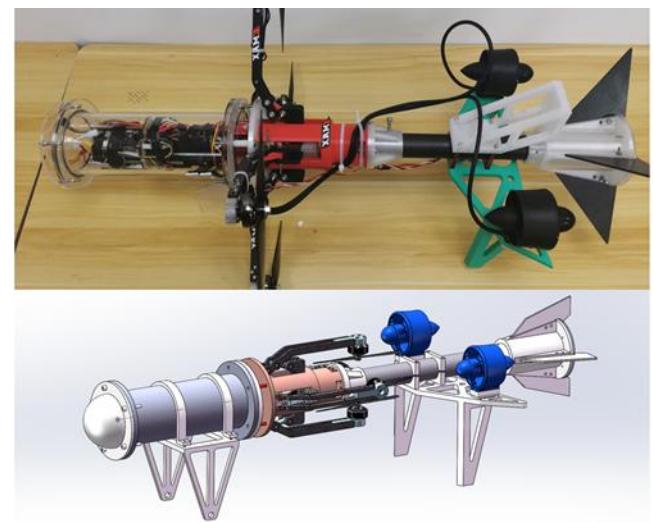


图 3 水下姿态模型及实物图

中保持俯仰方向的稳定，偏航方向调整通过调节电机动力差速实现，同时配合平尾和扰流板增加稳定性和抗干扰能力。空中俯仰、偏航、滚转操作均通过四个旋翼进行调控。机身总长 56cm，罐体 20cm，机臂 18cm，罐子直径 10cm，重量 3094g

罐体中集中布置电子元器件，这样就可以密封罐体对不防水部分进行集中防水，头部半球盖子可拆卸，内置电池，方便进行调试、充电和紧急断电。下面进行对上述各个模块进行详细分述。图 3 中左边两幅图是无人机水下姿态的模型和实物图，可以看到机臂收回，整机呈横躺姿态；右侧两幅图是无人机空中姿态的模型和实物图，可以看到机臂张开，整机呈竖直姿态。为了方便描述，在描述水下姿态时我们规定以飞机在水中横躺姿态下的 pitch 轴, yaw 轴, roll 轴为俯仰、偏航、滚转方向。

3.1 滑块连杆折叠机构

滑块连杆机构用来实现四个机臂的收缩和张开。此部分设计参考雨伞的伸缩机构和伞架原理。经典雨伞的骨架结构包含几部分：滑块、伞杆、三折叠伞骨、伞骨下支撑等。在滑块运动时，伞骨下支撑会牵动伞骨进行运动，使得伞骨贴近伞杆亦或撑开。应用到无人机的机臂折叠机构上，如图 5 所示，中间部分黄色滑块是中空上下贯穿的，中部空心部分通过一根电推杆丝杆，丝杆两端有两个连接孔，下端与上端分别与下部白色转接件和黄色滑块处固定。黄色滑块上开有“井”字凹槽，榫卯横向和纵向放置共四个机臂支撑件。机臂支撑件对应伞架下支撑，每条机臂由两条臂组成，以增加机臂稳定性，减少抖动以保持尽量平衡的力矩。两条臂中间由骨头件连接，骨头件一端与模式结构切换舱圆盘下的连接点相连，另一端与机臂相连，机臂上末端共有两个孔位，一个根据上述和骨头件相连，另一个用于和模式结构切换仓固定，这样滑块带动各部分运动时就机臂处形成一个杠杆。一根电机驱动的丝杆通过固定在滑块上的直线轴承贯穿滑块，



图 4 空中姿态模型及实物图

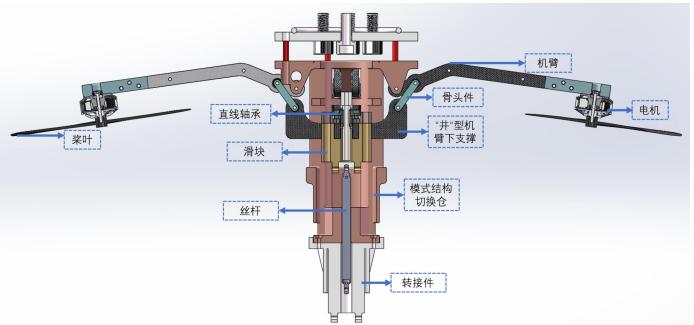


图 6 折叠机构纵向截面视图

由于丝杆一端固定在转接件上，并且转接件和模式结构切换仓是完全固定的，丝杆运动时会推/拉动滑块，从而带动整个系统的工作，实现有效的机臂收缩和展开。

3.2 尾翼和着陆架

针对尾翼的设计，我们考虑了水中受到的阻力、同时在水中和空中发挥作用、稳定机身平衡流体速度和面积等因素。根据图 7，水平尾翼在这里被设计成多处镂空、扁平、翼展较大。多处镂空的特点使得整个尾翼受力面积显著减小，使尾翼在空中运行时对飞行稳定性的影响大大降低，在水中运行时，尾翼主要用于维持无人机的稳定性。水平尾翼帮助飞机保持俯仰角的平衡，垂直尾翼被做成类似平行四边形拉伸后的立体，这是为了未来可能的加装调整俯仰方向姿态的额外螺旋桨电机预备空间。其本身可以起到帮助保持偏航角的稳定。尾翼两端挂了两个水下推进器，这提供了水下运作的动力，同时安装在边缘也一定程度充当平尾的配重，增大转动惯量，使得滚转方向的失衡不容易发生。由于我们的无人机水下运作只搭载了两个推进器，这也使得无人机只能通过差速调节偏航角的姿态，这种情况下水平尾翼辅助保持俯仰角平衡的重要作用就更加明显的体现[20]。

在水面航行时，水平尾翼借助水的表面张力使得整机“粘附”在水面上，保证航行稳定性和平衡。

作为飞行器，返航降落和启航出发的过程经常需要再陆地上完成，这就对着陆架提出了一定的额要求，因为整体机身

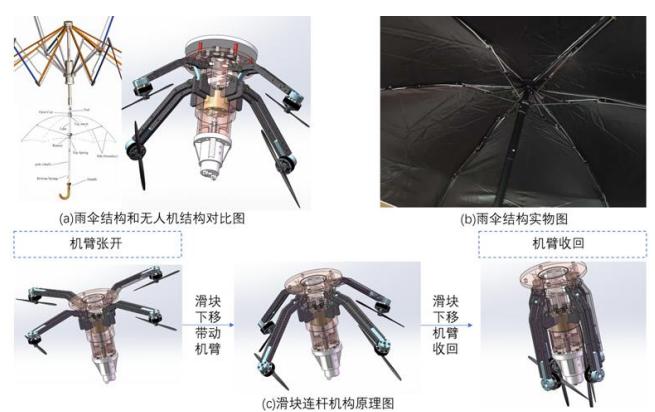


图 5 雨伞与滑块连杆折叠机构

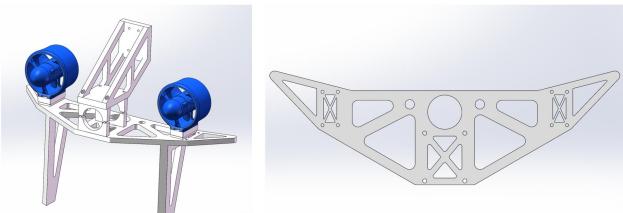


图 6 垂直尾翼和水平尾翼

在陆上呈竖高形状，这也导致了一定程度的重心升高，所以起落架应较大以客服重心带来的不稳定性。整个着陆架由尾椎安装件和尾翼组成，四个尾翼被固定在尾椎安装件上。

图 7 展示了尾部支架的两种视图，在右侧的图中可以看到下方叠置两层亚克力板，内部留空为光流传感器预留位置。因为飞机机型和起飞方式和火箭有异曲同工之处，这里尾翼的设计参考了火箭的尾部支架样式。

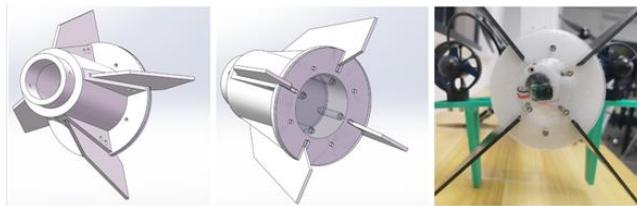


图 7 尾椎安装件和尾翼

3.3 密封罐

头部的密封罐放置了基本上所有的电子元件和相关设备例如接收机、电池、stm32、开发板等。中间中铝柱配合分隔板将内部空间划分成四层，并进行固定放置飞控位置移动导致的飞控错误校准等问题。

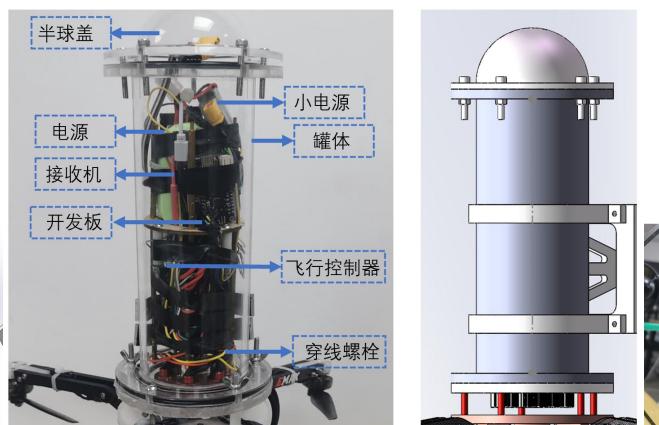


图 8 密封罐及内部物品放置

3.4 应用场景

得益于水陆两栖无人机的跨介质运动能力，此类无人机可执行更加复杂且对环境要求更低的任务。应用场景主要集中在：海洋清洁能源运维、海边巡检、勘探及采集数据、海事应急搜救、侦查打击等方面。在湖泊湿地等间断性水域和海洋河流。

本文中侧重阐述我们的无人机在勘探及采集数据上的应用。

采集数据主要场景在湖泊湿地等短距离需求的任务和海洋勘探等长距离任务上。挂载传感器用于采集与水下环境、地形地貌、生物和化学成分等相关的数据，方便进行水体、海底地形、生态系统及环境变化的相关科研工作无论对于哪一种勘探任务，我们都需要为无人机挂载相应的传感器，例如图像传感器、深度计、温度传感器、水质采样装置、声呐、压力传感器、PH 传感器等。

4 应用技术

电控方案如图 11 所示，主要组成部分为两块 PCB 板：一个飞行控制器控制飞行相关部分，一个 ESP32 控制水下及附加功能部分。



图 9 水质勘探常用传感器

4.1 信号传输和 SBUS 协议解析

SBUS[21] (Serial Bus) 是一种串口通信协议，采用 100K 波特率，8 位数据位，2 位停止位，偶校验。具体格式如下：数据头（1字节），数据（22字节），标志位（1字节），数据尾（1字节）。这个协议主要应在遥控器与接收机的通讯，接收机与飞行控制器的通讯之中。SBUS 有两种模式，高速模式串口每 4s 传输 25 个字节的数据；低速模式串口每 14s 串宿 25 个字节的数据。这 25 个字节的数据最多可以包含 16 个信息。1 个信息是二进制的 11bit，16 个信息构成一个 176bit（22 字节）的数据。

SBUS 协议在数据传输过程中具备较强的抗干扰能力，确保飞行控制器接收到的信号稳定，减少了信号丢失或错误的风险。



图 10 SBUS 数据传输格式

险（故障保护），同时允许一根线传递 16 个通道的信号，降低了布线和实际操作的复杂性。

接收机被布置在密闭罐体中，接收机和遥控器配对成功后正是利用上述的 SBUS 协议将遥控器发出的无线信号转化为飞行控制器可以理解的电信号并传递给飞控。接收机不仅负责接收信号，还会进行信号滤波和处理，以确保数据的稳定和可靠。如果直接将遥控器信号传给飞控可能导致信号噪声或干扰，从而影响飞行的稳定性。同时，接收机还可以同时处理来自遥控器的多个通道信号（如油门、方向、俯仰等），并将这些信号整合后传送给飞控以实现复合控制。除此之外，其还具备一些安全功能，如失控保护和信号验证，确保飞行器在接收到不可靠信号时不会失控。

为了更详细的说明遥控器、接收机、飞控之间信息的传递，我们假设操作为上推摇杆，信号传输流程为：遥控器内置传感器生成一个模拟信号表示油门位置，将这个模拟信号转换

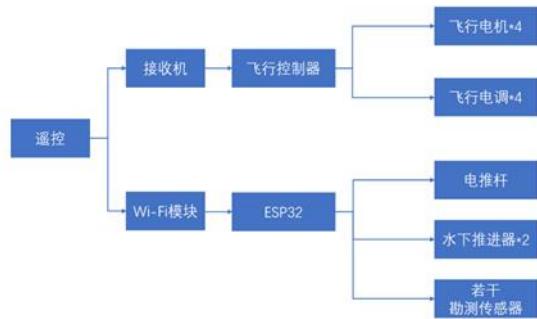


图 11 水空两栖无人机电控方案

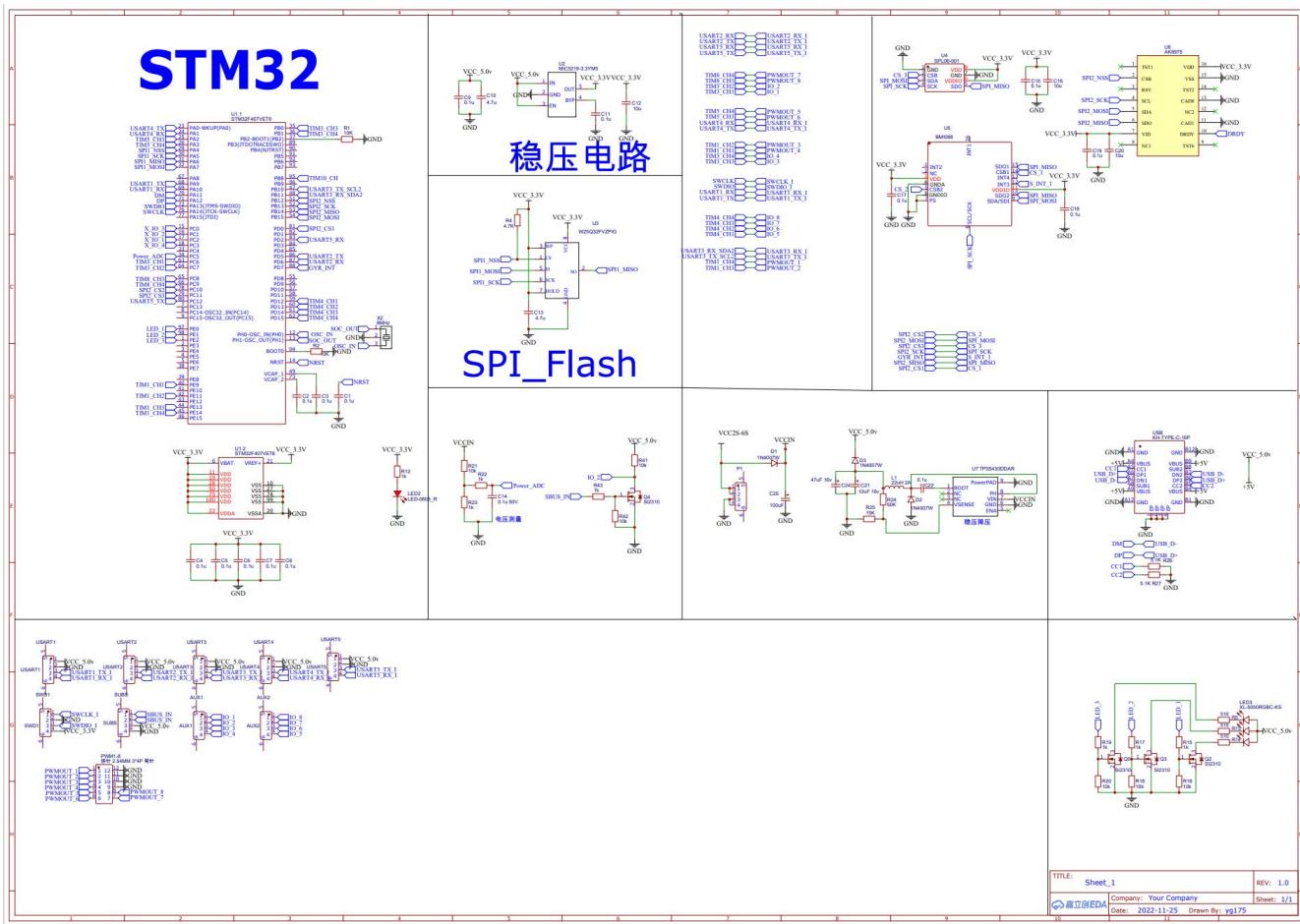


图 12 飞行控制器原理图

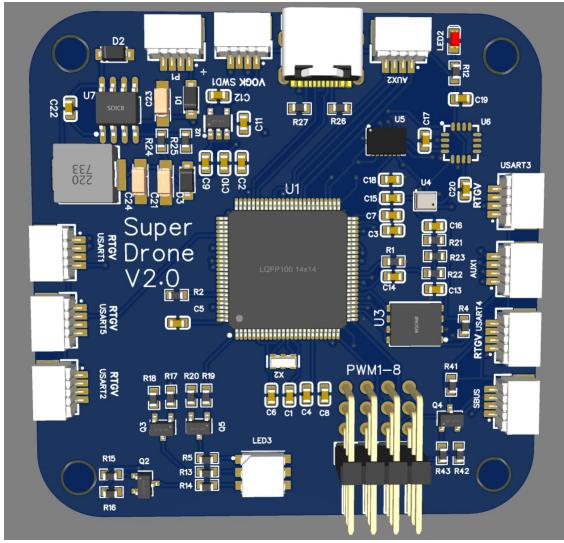


图 13 飞行控制器 PCB 图

为数字信号，并根据 SBUS 通信协议进行编码，控制信号被整合为一个数据包，其中包含了每个通道（如油门、方向等）的数据。编码后的数据通过无线电波以数字形式发送到遥控接收机。遥控器和接收机之间通过 2.4 GHz 的频率进行通信。接收机接收到信号后，将其解码并提取出控制信号然后将其转换为适合飞行控制器的 SBUS 信号。解码后的 SBUS 信号通过一根数据线传输到飞行控制器。飞行控制器接收到这些信号后，会根据所定义的控制逻辑，实现相应的飞行操作。

4.2 飞行控制器

飞行控制器由硬件和软程序部分组成，在一块 PCB 板上集成了许多硬件和传感器，如图 12 所示，有 STM32 微处理器，稳压电路模块，SPI_Flash 模块等。

4.2.1 硬件

STM32F407Vet6 微处理器

STM32F407Vet6 微处理器是飞控的核心构成部件。我们用到的飞行控制器如图 13 所示，搭载了 STM32 芯片。STM32 是基于 ARM Cortex-M 内核的 32 位微控制器，因其高性能、丰富的外设常用于科研探索之中。STM32 集成了多种外设接口，如 USART、CAN、USB、PWM 等，方便开发者连接传感器和其他外围设备。同时兼容 KEIL 等开发环境。针对我们的水空两栖无人机，我们使用的是 STM32F407Vet6 芯片，其

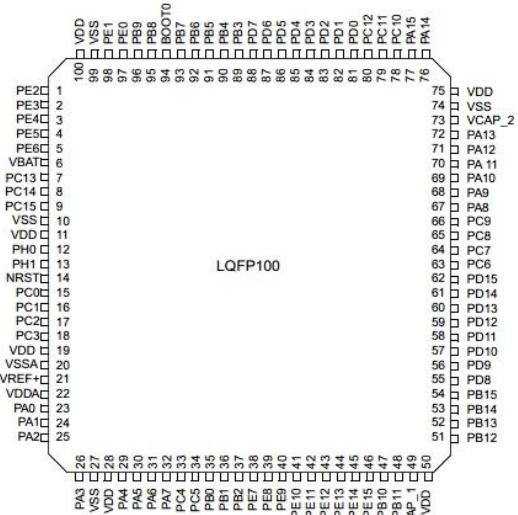


图 14 STM32F407 引脚定义图

引脚定义图如图 14 所示，四轴一共有 100 个引脚，GPIO 通用输入输出端口引脚（General Purpose Input Output）支持八种输入输出模式（上拉输入、下拉输入、浮空输入、模拟输入、开漏输出、开漏复用输出、推挽输出、推挽复用输出）。引脚的电平为 0~3.3v，部分引脚可以承受 5v。外设部分，USART 通用同步异步收发传输器（Universal Synchronous/Asynchronous Receiver/Transmitter）是 STM32 内部集成的硬件外设。它能够同时发送和接收数据，允许设备之间的双向交流，这里用在 STM32 和其他硬件的通信时。

BMI088 惯性测量单元

BMI088 惯性测量单元[22]（Inertial measurement unit）是测量无人机三轴姿态角以及加速度的装置。惯性测量元件是通过多个加速度计去侦测加速度，以及多个陀螺仪去侦测转动率，有些元件甚至具备磁力仪以用于航向参考。BMI088 上集成了三个加速度计和陀螺仪，以对应三种不同的姿态主轴：偏航、俯仰、滚转。内置温度传感器，检测当前工作温度，可以进行温度补偿，降低温度对测量的影响。

AK8975 磁力计

AK8975 磁力计[23]是一款高性能的高精度三轴数字磁力计（电子罗盘），采用高灵敏度霍尔效应技术。测量地球磁场，通过解算磁力计数据得出比较可靠的偏航角。通过与陀螺仪、加速度计等传感器的协同操作以计算滚转角和俯仰角，提供航向信息。

Flash-W25Q64 串行闪存存储器

Flash-W25Q64[24]串行闪存存储器可以存储数据和程序，即使在断电后也能保持数据。通过 SPI（串行外设接口）进行通信，支持高速数据传输，最高可达 104 MHz，适合快速读取。W25Q64 还提供单 SPI、双 SPI 和四 SPI 等多种工作模式，方便与不同系统连接。同时具备数据保护功能，如写保护和擦除保护，确保数据安全。

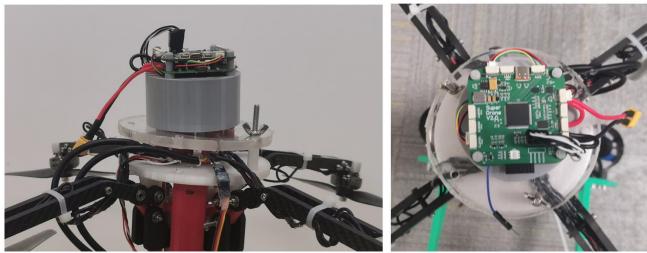


图 15 飞控实装图

BLDC 无刷电机

无刷电机（Brushless DC Motor）是无人机动力系统的核心部件，其工作原理基于电磁感应和换向技术，实现了无需物理接触即可持续旋转的高效率动力输出。与传统有刷电机相比，无刷电机通过电子换向器（即电子调速器，ESC）控制定子上的多相电流，产生旋转磁场，驱动转子中的永磁体转动，从而避免了机械磨损和摩擦，提高了电机寿命和效率。在双刃桨叶，四旋翼，6s 电池情况下，2808-1300KV 无刷电机支持电压 25.2V，转速区间 8440-15360RPM，最大功率 1310W。

桨叶

桨叶选用 8050 二叶桨（直径 8 英寸，螺距 5.0 英寸），配合上述款式无刷电机可支持最大约 4 公斤起飞重量。桨的直径越长，在相同电机转速下其拉力越大。

ESC 电子调速器

ESC 电子调速器（Electronic Speed Control）是控制电机转速的关键部件，它通过调节电流和电压来控制电机的速度和转矩。ESC 的功能包括速度控制、方向控制、刹车功能和电源管理。它能够调整电机转速，同时可以实现电机的正转和反转。在需要快速降低电机转速时，ESC 还可以提供刹车效果。此外，ESC 在电机运行时监测电池电量，防止过放电，确保系统的安全性。工作原理上，电子调速器接收来自控制器的信号，并根据信号调节电机供电的脉宽（PWM 信号）。通过改变 PWM 信号的占空比，ESC 控制电机的输出功率，从而实现转速和转矩的调节。电调一端与电机三相线相连，另一端与飞控两根信号线和一根电源线相连，由于其原理，任意调换三相线中的两根即可使转向与原来相反。这里用到 45A 电调，支持 2s-6s 供电，45A 持续电流 45A，峰值 55A/10s。

4.2.2 软程序和算法

四元数姿态解算[25]

明确的说，四元数是复数的不可交换延伸。如把四元数的集合考虑成多维实数空间的话，四元数则代表着一个四维空间，相对于复数为二维空间。

作为用于描述现实空间的坐标表示方式，人们在复数的基础上创造了四元数并以 $a + bi + cj + dk$ 的形式说明空间点所在位置。 i, j, k 作为一种特殊的虚数单位参与运算，并有以下运算规则： $i_0 = j_0 = k_0 = 1, i_2 = j_2 = k_2 = -1$ 。

对于 i, j, k 本身的几何意义可以理解为一种旋转，其中 i 旋转代表 X 轴与 Y 轴相交平面中 X 轴正向向 Y 轴正向的旋转， j 旋转代表 Z 轴与 X 轴相交平面中 Z 轴正向向 X 轴正向的旋转， k 旋转代表 Y 轴与 Z 轴相交平面中 Y 轴正向向 Z 轴正向的旋转， $-i, -j, -k$ 分别代表 i, j, k 旋转的反向旋转。

尽管四旋翼飞行器是一个非线性系统，但在平衡点附近仍然可以通过 PID 控制实现稳定控制。四旋翼飞行器的性能取决于其控制系统的精度，而 PID 控制器因其在管理稳定性和响应性方面的有效性而成为基石。正确调整其参数对于准确的导航和机动至关重要。PID 控制器的作用是调节四旋翼飞

行器的朝向——通过欧拉角描述，这对于其轨迹至关重要。欧拉角有助于建立四旋翼飞行器本体坐标系与地面坐标系之间的联系，如图 3 所示：

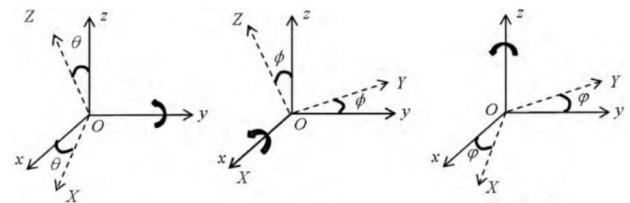


图 16 pitch, roll, yaw 轴

其中俯仰角、滚转角和偏航角分别用 $\theta\theta$ 、 $\phi\phi$ 和 $\psi\psi$ 表示，这为高级控制策略奠定了基础。在这些角度中， $\theta\theta$ 表示机体坐标系的 OX 轴与地面坐标系的 Ox 轴之间的角度，或者在四旋翼飞行器绕 Y 轴旋转时 OZ 轴与 Oz 轴之间的角度。同样，滚转角 $\phi\phi$ 和偏航角 $\psi\psi$ 表示两个坐标系之间的旋转关系。

通过在坐标轴上映射出每个角度，可以从四旋翼飞行器的本体坐标系切换到地面坐标系。表示如下：

$$R_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & -\sin\theta \\ 0 & \sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

因此，坐标系之间的转换矩阵是：

$$R = R_z \times R_y \times R_x = R_x \\ = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\phi & -\sin\phi\cos\psi & \sin\psi \\ \sin\theta\sin\psi\cos\phi + \cos\theta\sin\phi & \cos\theta\cos\phi - \sin\theta\sin\psi\sin\phi & -\sin\theta\cos\psi \\ -\cos\theta\sin\psi\cos\phi + \sin\theta\sin\phi & \sin\theta\cos\phi + \cos\theta\sin\psi\sin\phi & \cos\theta\cos\psi \end{bmatrix} \quad (2)$$

四元数方法是最常用的姿态估计方法之一。在这个系统中，可以通过四旋翼飞行器绕其旋转的轴和旋转角度来建立一个四元数 q ：

$$\begin{aligned} q &= [q_0, q_1, q_2, q_3], \\ q_0 &= \cos \frac{\alpha}{2}, \\ q_1 &= \sin \frac{\alpha}{2} \cos \beta_x, \\ q_2 &= \sin \frac{\alpha}{2} \cos \beta_y, \\ q_3 &= \sin \frac{\alpha}{2} \cos \beta_z, \end{aligned} \quad (3)$$

在方程 (2) 中， $\theta\theta$ 是绕旋转轴旋转的角度， nn 是在参考坐标系中的旋转轴的单位向量。当飞行控制系统处于初始状态时，轴的旋转角度为 0，因此四元数的初始值为 $(1,0,0,0)(1,0,0,0)$ 。

四元数方法可以建立四旋翼飞行器围绕地理参考坐标系的旋转矩阵，这可以表示为：

$$C = \begin{bmatrix} (q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2) & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_2q_1 + q_0q_3) & (q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2) & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_3q_1 - q_0q_2) & 2(q_3q_2 - q_0q_1) & (q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2) \end{bmatrix} \quad (4)$$

由于四旋翼飞行器系统在飞行过程中始终处于运动状态，因此建立的四元数 q 是一个变量，其微分方程可以以矩阵形式表示为：

$$\begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = 1/2 \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{bx} & -\omega_{by} & -\omega_{bz} \\ \omega_{bx} & 0 & \omega_{bz} & -\omega_{by} \\ \omega_{by} & -\omega_{bz} & 0 & \omega_{bx} \\ \omega_{bz} & \omega_{by} & -\omega_{bx} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (5)$$

其中 $\omega_x \omega_x$ 、 $\omega_y \omega_y$ 和 $\omega_z \omega_z$ 分别表示陀螺仪在机体坐标系的 x、y 和 z 轴上的角速度值。通过比较方程 (2) 和方程 (4) 中的对应元素，可以推导出四元数转换为欧拉角的公式：

$$\begin{aligned} \phi &= \operatorname{atan} 2(2(q_0 q_1 + q_2 q_3), 1 - 2(q_1^2 + q_2^2)) \\ \theta &= \arcsin(2(q_0 q_2 - q_1 q_3)) \\ \psi &= \operatorname{atan} 2(2(q_0 q_3 + q_1 q_2), 1 - 2(q_2^2 + q_3^2)) \end{aligned} \quad (6)$$

方程 (6) 允许在飞行过程中计算飞机的姿态角。这种测量姿态角的方法具有良好的抗振性能，并且在长时间测量中没有累积误差，相对准确。在良好的天气条件下，空气阻力可以暂时忽略不计，可以建立以下数学模型：

$$\begin{aligned} \dot{x} &= \frac{(\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi) U_1}{m} - \frac{\dot{\phi}(l_y - l_z)}{I_x}, \\ \dot{y} &= \frac{(\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi) U_1}{m} - \frac{\dot{\phi}(l_z - l_x)}{I_y}, \\ \dot{z} &= \frac{(\cos \psi \cos \theta) U_1}{m} - g - \frac{\dot{\phi}(l_x - l_y)}{I_z}, \end{aligned} \quad (7)$$

其中 l 是从四旋翼飞行器中心到坐标原点的距离； x, y, z , z 分别表示多旋翼沿坐标系的 x、y、z 轴的位移； m 是多旋翼系统的质量； u_1, u_2, u_3, u_4 分别代表多旋翼的垂直速度控制、滚转输入控制、俯仰输入控制和偏航控制。(其中 l_x, l_y, l_z) 是多旋翼绕三轴的转动惯量。给定制造的四旋翼飞行器，参考多旋翼系统的性能参数和传递函数 $G(s)G(s)$ ，可以得到每个通道的传递函数：

$$\begin{aligned} G_1 &= \frac{\theta}{u_1} = \frac{56.95s + 4391}{s^3 + 105s^2 + 807s + 4430}, \\ G_2 &= \frac{\theta}{u_2} = \frac{65s + 4560}{s^3 + 109s^2 + 1023s + 2935}, \\ G_3 &= \frac{\psi}{u_3} = \frac{105}{s^2 + 413s}, \\ G_4 &= \frac{\psi}{u_4} = \frac{105}{s^2 + 413s}, \end{aligned} \quad (8)$$

前馈补偿 PID 控制算法

PID[26] (Proportion Integration Differentiation) 控制算法是自动控制无人机平衡的经典方法。PID 包含比例控制，积分控制，微分控制。本项目构型为四旋翼无人机，四旋翼是通过改变四个旋翼的转速来调整其在空中的飞行姿态，包括俯仰角 θ 、横滚角 ϕ 、偏航角 ψ ，从而控制机体水平方向上的运动，因此四个旋翼的姿态控制是决定其飞行性能的关键所在。分别作用如下，比例控制 (P)：根据当前的误差直接调整输出，误差越大，输出越大。积分控制 (I)：累计过去

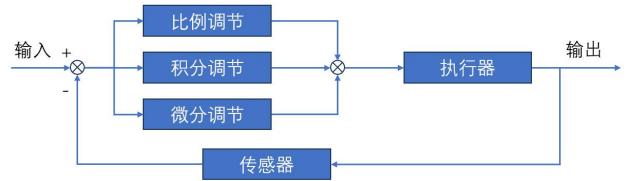


图 16 经典 PID 算法示意图

的误差，处理持续的偏差。微分控制 (D)：考虑误差的变化率，预测未来的误差。

PID 分为离散 PID 和连续 PID。经典连续 PID 公式如下

$$u_{backward}(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d e(t)/dt \quad (9)$$

其中 $u(t)$ 为系统输出， K_p, K_i, K_d 分别为比例，积分，微分系数。 $e(t) = y(r) - y(t)$ 为期望值和输出量的差值（输出误差）。由于 4.2.1 中提到的我们使用的飞控基于 STM32F407，而 STM32F407 属于数字微控制器，使用离散时间步执行控制算法。因此使用离散 PID。将 (9) 离散化得到离散 PID 表达

$$u_{backward}(t) = K_p e(t) + K_i \sum_{i=1}^t e(i) + K_d \Delta e(t) \quad (10)$$

其中 $\sum_{i=1}^t e(i)$ 为所有误差值累加之和，因而

$$\Delta e(t) = e(t) - e(t-1) \quad (11)$$

当期望值在相邻的采样周期保持不变时 $y(r) = y(r-1)$ ， $\Delta e(t)$ 即为系统输出的变化量。

上述皆为反馈控制系统的流程，反馈是依据误差控制的。需要被控量先偏离给定值，然后调节器才按照偏差产生控制去抵消干扰的影响。如果干扰不断持续，测系统总是在干扰作用后面波动，从而存在位置跟踪误差，影响无人机运动轨迹和控制精确度。这个项目中飞控使用的是前馈补偿 PID 算法[27]，按扰动量大小直接产生校正作用。即当干扰处显示，按照扰动量的大小直接产生校正作用。

因此，前馈表示为

$$u_{forward}(t) = f(x(t)) \quad (12)$$

其中 $x(t)$ 为影响系统状态的输入变量， $f(x(t))$ 为系统的前馈控制函数。将前馈与反馈相结合，得到总式

$$u_{sum}(t) = K_p e(t) + K_i \sum_{i=1}^t e(i) + K_d \Delta e(t) + f(x(t)) \quad (13)$$

如图 17 所示， $G_f(s)$ 为前馈流程， $G_p(s)$ 为反馈流程。前馈+反馈 PID 算法控制可用来提高系统的跟踪性能，使得无人机操控更加稳定，保障动态性能。

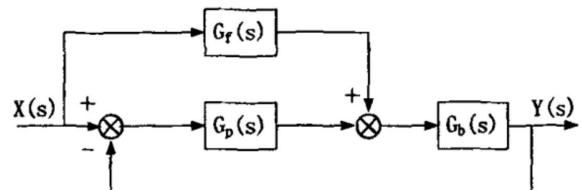


图 17 前馈+反馈控制系统结构图

PID 控制算法能够实时处理来自各种传感器的数据，例如加速度计、陀螺仪和气压传感器。这些传感器提供了飞行器当前状态的反馈信息，PID 控制器利用这些反馈值与期望值不断调整电机的输出功率，实现对飞行器姿态（俯仰、滚转和偏航）以及高度等的精确控制。

两栖无人机的飞行环境通常充满变化，受到风速、气流、水流等因素的影响。PID 控制器凭借其高效的误差调整机制，使得无人机能够在这样的复杂环境中保持稳定。通过精细调节控制参数（如比例增益、积分增益和微分增益），PID 控制系统可以针对特定的两栖任务进行优化，进一步提升飞行性能。

PWM 脉冲宽度调制

PWM 脉冲宽度调制[28]技术（Pulse Width Modulation）。这里用于控制无刷电机的转速。通过调节脉冲电流的高电平时间，即状态持续时间以及状态之间的间隔，从而改变最终转速，如图 18 所示。高电平表示电机或其他负载被“激活”或“开启”，而低电平则表示其“关闭”或“停用”。

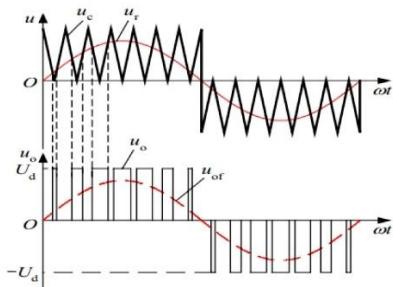


图 18 PWM 原理示意图

STM32 定时器输出比较结构中包含表 1 所示五个部分，输出比较可以通过比较 CNT 计数器与 CCR 寄存器值的关系，来对输出电平进行置 1、置 0 或翻转的操作，用于输出一定频率和占空比的 PWM 波形。CNT 为时基单元中的计数器。CCR 即捕获/比较寄存器(输入捕获和输出比较共用的)。输出比较时，电路会比较 CNT 和 CCR 的值。CNT 计数自增，CCR 是我们给定的一个值，当 CNT>CCR、<CCR 或=CCR 时，输出就会对应置 1、置 0、置 1、置 0，即得一个电平不断跳变的 PWM 波形。

| | |
|----------------------|--------------|
| OC (Output compare) | 输出比较 |
| IC (Input compare) | 输入捕获 |
| CC (Capture/Compare) | 输入捕获和输出比较单元 |
| CNT (Counter) | 计数器值 |
| CCR (CC Register) | 输入捕获和输出比较寄存器 |

PWM 的频率公式如下

$$\text{PWM}_{\text{frequency}} = \frac{\text{SY SCLK} \times (\text{ARR} + 1)}{\text{PSC} + 1} \quad (14)$$

PWM 占空比定义如下

$$\text{PWM}_{\text{duty}} = \frac{\text{CCR}}{\text{ARR} + 1} \quad (15)$$

PWM 部分接收 PID 的输出，将其转化为占空比。通过占空比我们可以精确控制无刷电机转速。例如占空比为 50%，无

表 1 STM32 定时器五个关键组成

刷电机转速将在设定的一半。代码实现时，通常将 PWM 占空比 100%-0% 映射到 1.0-1.5，0%-100% 映射到 1.5-2 之间，使得 1.0 位置为占空比 0%，2.0 位置为占空比 100%。因此数值在 1.0-1.5 之间数字越小占空比越大，正向转速越大；数值在 1.5-2.0 之间数字越大占空比越大，反向转速越大；数值等于 1.5 时电机停转。

INS 惯性导航系统

INS 惯性导航系统[29]是一种利用惯性测量单元（IMU）、基准方向及最初的位置信息来确定运载体在惯性空间中的位置、方向和速度的“航位推算”系统。其能够全程提供载体的姿态信息（偏航角、俯仰角、横滚角）。

具体来说，惯导利用飞控上集成的加速度计数据计算线运动信息，利用陀螺仪数据计算角运动信息，同时考虑初识航向、位置、姿态得出姿态、速度、航向、位置。其特点为不依赖外界信息，在 GPS 无法使用的情况下可以照常发挥作用。

光流传感器

光流传感器安装在我们的无人机最底部，下面还有一层透明亚克力板以固定光流和稳定机身。光流传感器基于光学原理工作，它利用相机获取连续多帧图像，并通过比较相邻帧之间的像素位移来计算物体运动的速度和方向。当物体移动

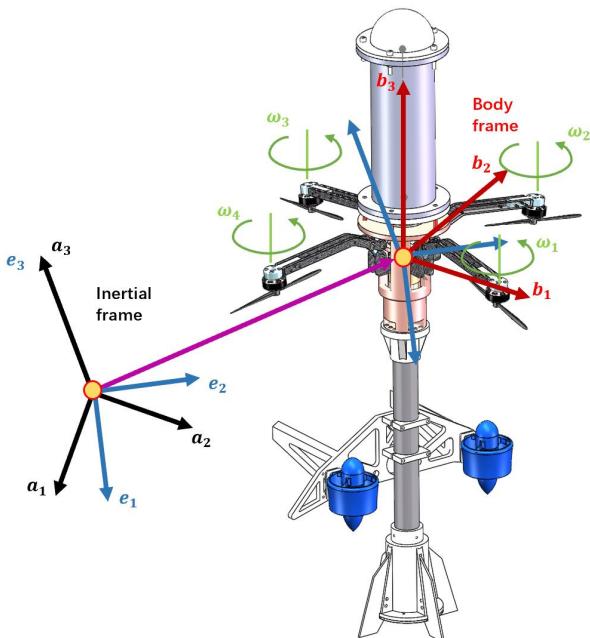


图 20 坐标系图

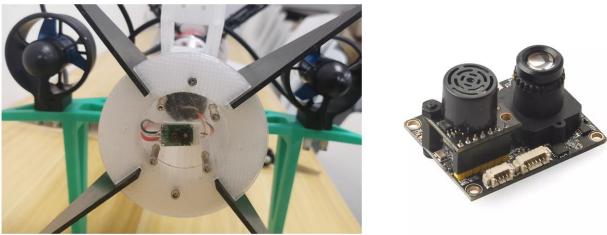


图 19 光流传感器

时，相邻帧中的像素会产生位移，通过追踪这些位移，光流传感器能够准确地捕捉物体的运动信息。求解光流方程

$$I_x u + I_y v + I_t = 0 \quad (16)$$

这里 I_x 和 I_y 分别为图像在 x 和 y 方向上的亮度梯度 u 和 v 是特征点在 x 和 y 方向上的速度分量， I_t 是时间上的亮度变化（ t 到 $t + \Delta t$ 之间的亮度变化）。设定等式为零是基于光流的基本假设，如果一个特征点在两帧图像之间移动，其亮度应该是恒定的。

4.3 ESP32 控制板

ESP32 板卡 PCB 图如图 21 所示，ESP32 控制板由硬件和软程序部分组成，在一块 PCB 板上集成了许多硬件和传感器，如图 22 所示，有主控，降压模块，自动下载电路，水下推进器，电推杆。

4.3.1 硬件

硬件部分主要包括主控板，降压 9V 模块供电，降压 5V 供

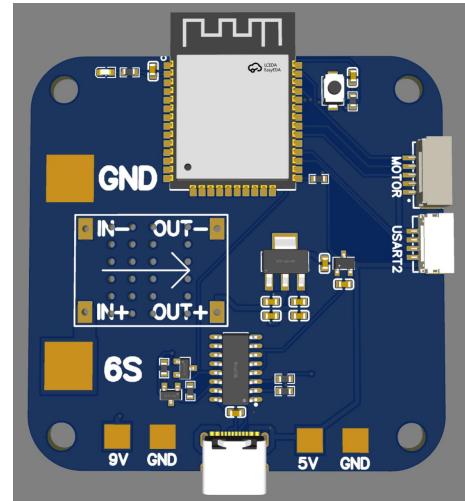


图 21 ESP32 控制板 PCB 图

电模块，降压 3V3 模块，自动下载电路，水下推进器，电推杆。

ESP32 主控

ESP32 主控配备双核微处理器，运行频率达 240 MHz，内置 Wi-Fi 和蓝牙，支持多种无线连接。它提供丰富的 I/O 接口和通道，适合连接各种传感器。支持使用 Arduino IDE 或 MicroPython 等多种开发环境进行编程。内置的 Wi-Fi 允许了机器与遥控设备的连接，使得遥控更加方便。

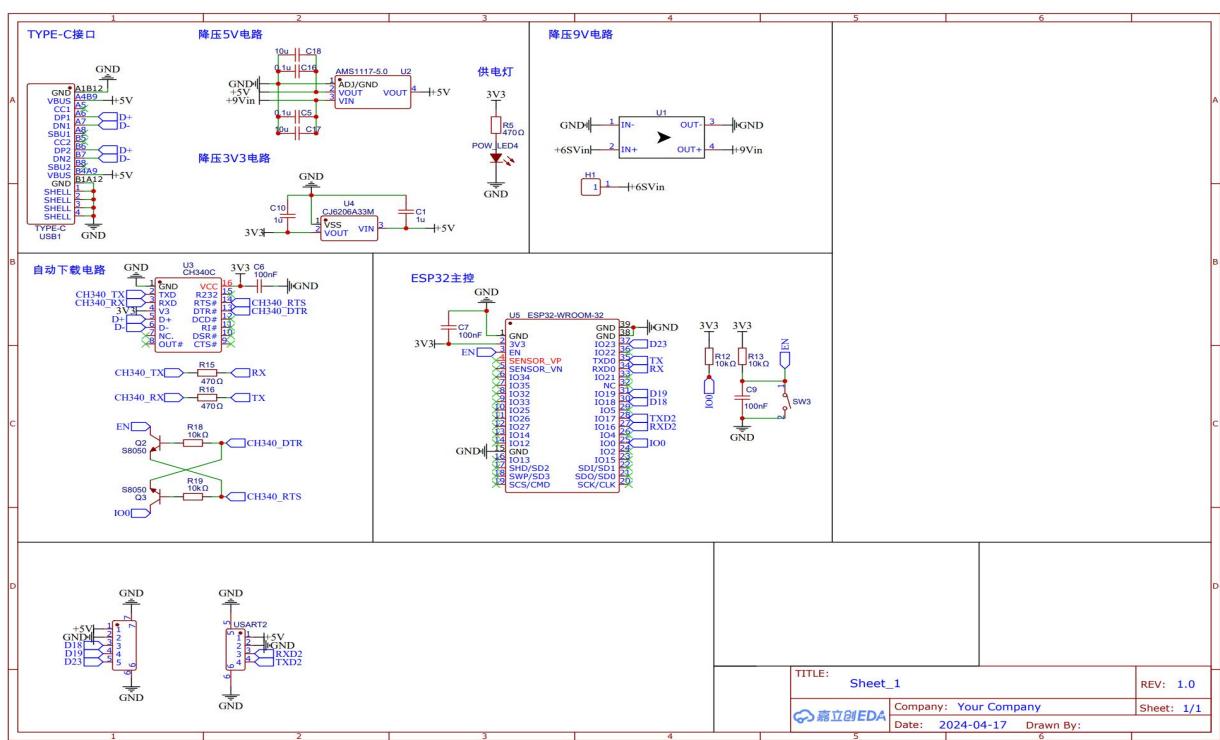


图 22 ESP32 控制板 PCB 图

降压 9V 与降压 5V

降压 9V 模块用来降低输出电压为两个水下推进器供电。降压 5V 用于降低输出电压为电推杆供电。

自动下载电路

自动下载电路是一种让设备在开机或复位时自动更新或加载程序的系统。这个电路的核心是一个微控制器，它负责控制下载过程并通常带有引导加载程序。当设备上电或重启时，微控制器会检查一些条件，以决定是否进行下载。如果条件满足，微控制器就会通过 UART、SPI 等串口从外部存储器读取新程序，并将其写入设备的内存。下载完成后，微控制器会开始运行新程序。

水下推进器

水下推进器的使用是为了增加无人机在水中工作的效率，这也是为什么不考虑用四个旋翼在水下驱动水空两栖无人机的原因之一。水下推进器和飞行无刷电机的整体构型和桨叶构造都有所不同。水下推进器采用螺旋桨设计，以适应水的高密度和流动特性，其叶片结构经过优化，以降低水阻力并提升推进效率。通常其转速要低于空中电机转速。



图 23 水下推进器实物及模型图

这里用到的水下推进器配备外转子电机，工作电压 11.1V-25.2V，单个重量 200g，单个最大推力 3.48kg，560KV，单个最大功率 360W，防水深度≤200m。本项目目前只搭载两个水下推进器，通过差速调节或共同推进调整两个姿态方向的运动。

电推杆

电推杆在 3.1 滑块连杆机构之中起到至关重要的作用。其一端连接转换件。电推杆是一个丝杆，其两端有两个连接孔，下端与上端分别与下部转接件和上方滑块固定。这样在电推杆一端固定在转接件上静止的时候，丝杆的伸缩会牵动滑块



图 24 电推杆

运动，进而实现电推杆控制机臂的张开和合上，即模式切换时的需要。

这里选用的电推杆自身长 115mm，直径 8mm，行程为 50mm。工作电压 5V（经前文提到降压 5V 模块），保护电流 0.25A，负载上限 30N。配备限位保护器，防止电推杆在运行到极致继续工作造成电机损坏。

考虑摩擦等因素，实际操作之中造成的展开机臂需要的力必然会比理论值要大，但是如果考虑实际应用场景，即展开机臂是在水中完成，水可以起到一定的润滑作用并且给机臂提供一定浮力。同时在从水中起飞的时候四个空中电机一同开始工作，旋翼旋转产生的升力也能协助电推杆展开机臂。因此，电推杆的使用是完全可行的。

4.3.2 软程序和算法

PWM 控制

PWM 控制原理参考前文 4.2.2 PWM 脉冲宽度调制技术。这里仅说明 PWM 在本部分的应用。ESP32 主控提供 PWM 给电推杆以控制电推杆的伸缩操作。类似于飞行电机的控制，主控接收遥控设备指令，转化信号提供 PWM 给水下推进器调节水下推进器转速。

ESP32-Now 数据解析

ESP32-Now[30]是一种低功耗、点对点的无线通信协议，允许多个 ESP32 设备在无需 Wi-Fi 或蓝牙配对的情况下进行数据交换。其数据包结构通常包含源地址、目的地址和数据有效载荷，其中数据有效载荷可以是用户自定义的结构体。实现数据解析的过程首先需要初始化 ESP32-Now 模块并注册回调函数，以便在接收到数据时进行处理。在接收端，定义一个与发送端一致的数据结构，例如包含 ID 和数值的结构体，接收到的数据通过类型转换进行解析。在数据发送时，将数据结构转换为字节流发送到目标设备。电推杆的操控就是利用 ESP32-Now 数据解析实现的。

4.4 遥控通信

遥控通信上飞行部分使用了富斯 i6s 10 通道遥控 2.4G 遥控器。

如图 25 所示，在原有遥控器的基础上我们又增添了 5 个外置按钮，这五个按钮用来控制电推杆和水下推进器。中间四个上、下、左、右分别对应水下推进器提供向前、向后、向左、向右的运动。右上角绿色按钮对应控制电推杆伸缩，初



图 25 遥控器

始状态为伸（机臂张开），按一下即为缩（机臂收回）。这样物理集成了空中和水下的遥控器，实现了在一个遥控器上进行空中操控、模态切换、水下操控的完整功能。

5 实验及优化

我们首先在室内小水池和空间分别进行了飞行和水中航行的实验。空中独立实验显示无人机空中飞行较为平稳，但是落地时经常立不稳导致损坏，定点效果也有待提升。水下独立实验显示良好，功能正常。针对这些不足，我们进行了整体优化：

- 截短碳罐，降低重心。
- 降低密封罐罐体重量，去除冗余空间。
- 集成线路，缩减需要罐体的体积。
- 减薄机身底部固定光流传感器的亚克力板，使光线更好的被光流感测，换用更大功率光流传感器。
- 加大支撑架，增大支撑面积，使无人机落地更稳定。

我们针对上述问题进行调整后进行了再次实验。

我们用优化完的机器再一次做了飞行验证、跨域验证和水下验证。效果如图 31，图 32，图 33 所示，飞行、航行效果相较初代试验中更佳。同时有效实现跨域功能，达到项目预期。

实验一：无人机展臂和收臂实验

在无人机内部我们采用伸缩推杆带动主推块的方式，让无人机可以通过中间推块实现展臂和收臂的动作。当推杆伸出推杆时，推杆会带动主体往上面进行运动并通过硬性连接支撑四个机臂往上支撑，进入无人机飞行结构姿态。

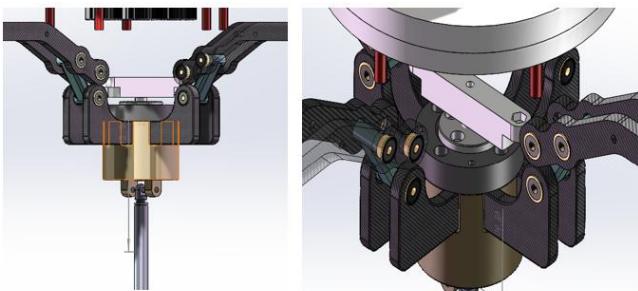


图 26 滑块连杆机构

实验二：陆地飞行试验

无人机初代版本飞行测试，分别测试无人机未装配亚克力罐、装配亚克力罐飞行测试。通过将无人机电子组件装配在亚克力管中，将无人机的机臂展开后，装配电池进行飞行测试。由于初代无人机版本我们在重心分配不到位，当无人机装配亚克力罐由于头重脚轻的缘故导致无人机在飞行的过程中很不稳定，在无人机起飞的时候出现往一边倒的缘故。无

人机未转配亚克力罐飞行测试如图 28、无人机装配亚克力罐飞行测试如图 29，无人机飞行时姿态参数如图 34。



图 27 优化及展臂、收臂实验

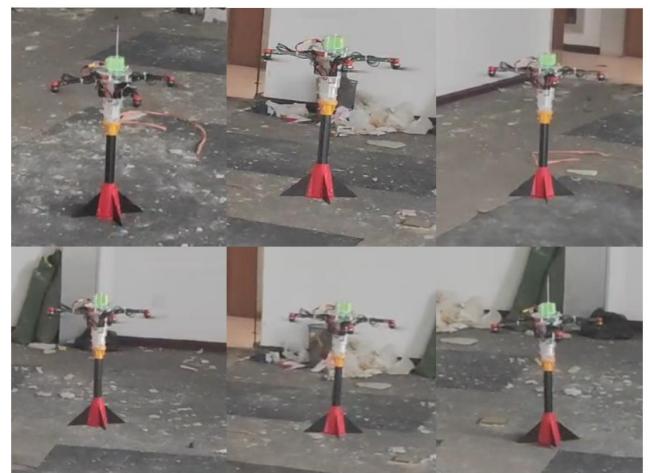


图 28 未装配亚克力罐飞行测试



图 29 装配亚克力罐飞行测试

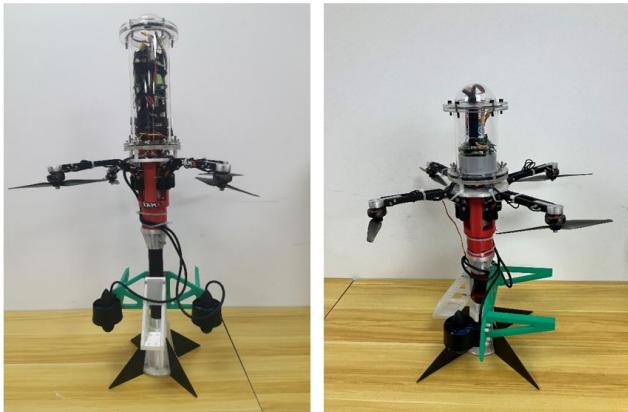


图 30 初代无人机和优化后无人机对比

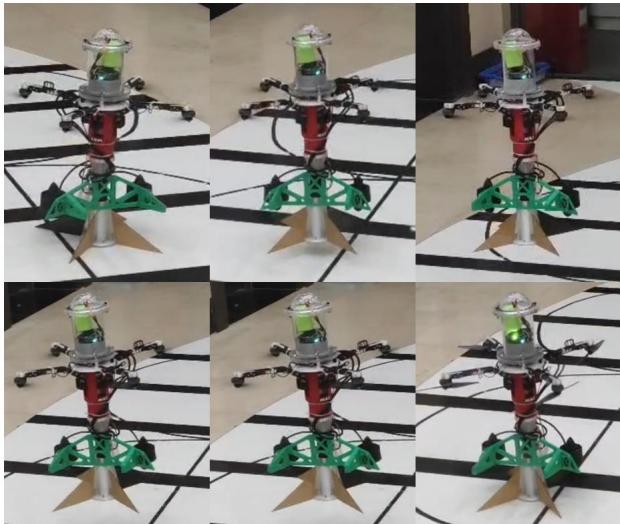


图 31 优化后无人机飞行验证

采用减短碳管、增大底座和减少亚克力罐的方式，让无人机整体的中心整体偏向下方，在减短亚克力罐到途发现管道中的电路过于复杂导致整体罐体长度增加，通过将控制无人机下方螺旋桨控制板进行集成，使得整体亚克力罐可以进一步缩短。初代实物图和优化版实物图如图一所示。

改进后进行无人机的飞行测试，与之前版本进行对比改进无人机的重心后，无人机整体飞行稳定性大幅度提升，无人机在陆地飞行演示如图 31 所示。

实验三 水中航行实验

无人机通过尾部的两个涵道电机实现在水中进行游行，通过控制涵道电机的转向来控制在水中运行的方向。



图 32 优化后无人机水下验证

实验四 水中起飞实验

无人机在水中实验测试完后，无人机通过自身的姿态调节从原本倾斜状态调节为竖直状态后，通过螺旋桨提供的升力进行起飞实验。



图 33 优化后无人机跨域验证

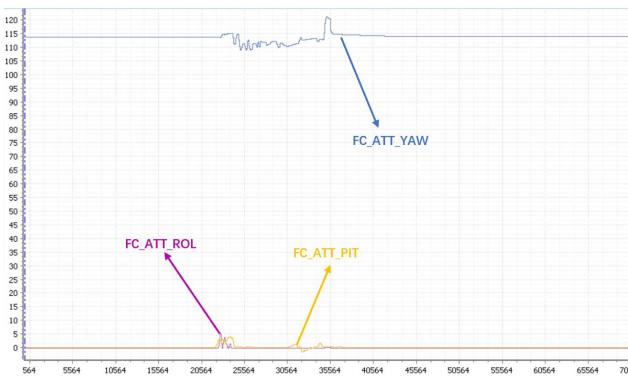


图 34 飞行过程中 Roll, Yaw, Pitch 轴数据

我还想感谢哔站和 CSDN 的众多创作者们，他们的灵感和奇思妙想一定程度上启发了我。同时为我提供了一个答疑解惑的平台。

6 结论

本文围绕一种新型水空两栖无人机可变形无人机展开研究，机械设计、原型制作、控制和试验验证。主要结论如下：通过搭载两套动力系统和适应模态切换的可折叠机构，验证了本设计方案的可行性；通过适当降低重心和优化调整，在飞行和潜水模式下均获得了良好的稳定性；基于无人机经典控制算法实现了较好响应速度和稳定的飞行控制效果；多模态的试验验证了水空两栖无人机的三个典型状态——潜水、空中飞行和跨介质的可行性。

7 优化方向

在有水浪的水域进行进一步调试测试。使用声学信号代替 Wi-Fi 实现支持一定深度的水下通信及遥控[31]。针对具体的任务，考虑搭载相关视觉或声学模型，以赋予我们的无人机更大的实际意义。也可以发展无人机之间的协同工作，将其打造为一个无人机系统，便于执行更加复杂的任务。

8 致谢

感谢国家主持的中学生英才计划提供给我进入大学、跟随专业导师学习交流的机会。这不仅为我提供了将想象力付诸实践的能力，更开阔了我的视野，发展了我的兴趣。我对空天科学的向往随着研究的深入而更加强烈。

感谢段海滨教授、邓亦敏老师等北京航空航天大学实验室的导师们启蒙我的无人机之路，耐心解答问题，鼓励创新。段教授“创新而非模仿”使我受益匪浅，也激励着我做出了这个与众不同的作品。

感谢蔡蕾老师在学校内的鼎力相助，关注我的兴趣发展，让我展望未来，思考自己要达到什么目标。

9 参考文献

- [1] TANG S G, ZHANG B C, YUE C H, et al. Research trend analysis of key technologies and flight dynamics of transmedia vehicle [J]. Aerodynamic Missiles Journal, 2021(06): 7-13 (in Chinese).
- [2] CAI Z Y, SHI H Y, ZHAO H J, et al. Construction and simulation of amphibious aircraft fire-fighting flight simulation system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(06): 215-230 (in Chinese).
- [3] YANG X, WANG T, LIANG J, et al. Survey on the novel hybrid aquatic-aerial amphibious aircraft: Aquatic unmanned aerial vehicle (AquaUAV)[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2015, 74: 131-151.
- [4] ILAD M, SHANI L, SCHNELLER A, et al. Waterspout-advanced deployable compact rotorcraft in support of special operation forces[C]//48th Israel Annual Conference on Aerospace Sciences 2008, Israel. 2008: 1566-1589.
- [5] TETREAULT E, RANCOURT D, DESBIENS A L. Active vertical takeoff of an aquatic UAV[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2020, 5(3): 4844-4851.
- [6] EUBANK R D. Autonomous flight, fault, and energy management of the flying fish solar-powered seaplane[D]. Michigan: University of Michigan, 2012.
- [7] HOU T, YANG X, SU H, et al. Design and experiments of a squid-like aquatic-aerial vehicle with soft morphing fins and arms[C]//2019 international conference on robotics and automation (ICRA), Montreal, QC, Canada: IEEE, 2019: 4681-4687.
- [8] ANES I. US forces eye Switchblade lethal aerial ammunition[J]. Jane's International Defence Review, 2011, 7: 16.
- [9] LIU H X, Investigation on the mechanism of a bionic aquatic-aerial aircraft and prototype aircraft project[D], Beijing: Beihang University, 2009
- [10] YANG X B, WANG T M, LIANG J H, et al. Numerical analysis of biomimetic gannet impacting with water during plunge-diving[C]//2012 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics (ROBIO), GuangZhou, China: IEEE, 2012: 569-574
- [11] PELOQUIN R A, THIBAULT D, DESBIENS A L. Design of a passive vertical takeoff and landing aquatic UAV[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2016, 2(2): 381-388.
- [12] FFEREY R, ANCEL A O, FARINHA A, et al. Consecutive aquatic jump-gliding with water-reactive fuel[J]. Science Robotics, 2019, 4(34): eaax7330.
- [13] WEISLER W, STEWART W, ANDERSON M B, et al. Testing and characterization of a fixed wing cross-domain unmanned vehicle operating in aerial and underwater environments[J]. IEEE Journal of Oceanic Engineering, 2017, 43(4): 969-982.
- [14] ALZUBI H, MANSOUR I, RAWASHDEH O. Loon copter: Implementation of a hybrid unmanned aquatic-aerial quadcopter with active buoyancy control[J]. Journal of field Robotics, 2018, 35(5): 764-778.
- [15] YU C, LU D, XIONG C, et al. Toward a gliding hybrid aerial underwater vehicle: Design, fabrication, and experiments[J]. Journal of Field Robotics, 2022, 39(5): 543-556.
- [16] GAO A, TECHET A H. Design considerations for a robotic flying fish[C]//OCEANS'11 MTS/IEEE KONA, Washington D.C.: IEEE, 2011: 1-8.
- [17] RISTROPH L, CHILDRESS S. Stable hovering of a jellyfish-like flying machine[J]. Journal of The Royal Society Interface, 2014, 11(92): 1-7.
- [18] ZRAELEVITZ J S, TRIANTAFYLLOU M S. A novel degree of freedom in flapping wings shows promise for a dual aerial/aquatic vehicle propulsor[C]//2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), Seattle, WA, USA: IEEE, 2015: 5830-5837
- [19] CHEN Y F, HELBLING E F, GRAVISH N, et al. Hybrid aerial and aquatic locomotion in an at-scale robotic insect[C]//Proceedings of 2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Hamburg: IEEE, 2015: 331-338.
- [20] Sepe, Raffaele, et al. "Numerical and experimental investigation on the structural behaviour of a horizontal stabilizer under critical aerodynamic loading conditions." Advances in Materials Science and Engineering 2017.1 (2017): 1092701.
- [21] Bloks, Rudolf HJ. "The IEEE-1394 high speed serial bus." Philips Journal of Research 50.1-2 (1996): 209-216.
- [22] Ahmad, Norhafizan, et al. "Reviews on various inertial measurement unit (IMU) sensor applications." International Journal of Signal Processing Systems 1.2 (2013): 256-262.
- [23] Ripka, Pavel. "Magnetic sensors and magnetometers." Measurement Science and Technology 13.4 (2002): 645-645.
- [24] Bez, Roberto, et al. "Introduction to flash memory." Proceedings of the IEEE 91.4 (2003): 489-502.
- [25] Wang, Xiangke, Changbin Yu, and Zhiyun Lin. "A dual quaternion solution to attitude and position control for rigid-body coordination." IEEE Transactions on Robotics 28.5 (2012): 1162-1170.
- [26] Johnson, Michael A., and Mohammad H. Moradi. PID control. London, UK: Springer-Verlag London Limited, 2005.

- [27] Visioli, Antonio. "A new design for a PID plus feedforward controller." *Journal of Process Control* 14.4 (2004): 457-463.
- [28] Kart, Diagram Source Brain. "Pulse width modulation." (2001).
- [29] Nassar, Sameh. Improving the inertial navigation system (INS) error model for INS and INS/DGPS applications. Calgary, AB, Canada: University of Calgary, Department of Geomatics Engineering, 2003.
- [30] Aghenta, Lawrence Oriaghe, and Mohammad Tariq Iqbal. "Low-cost, open source IoT-based SCADA system design using thinger. IO and ESP32 thing." *Electronics* 8.8 (2019): 822.
- [31] Kaushal, Hemani, and Georges Kaddoum. "Underwater optical wireless communication." *IEEE access* 4 (2016): 1518-1547.