

重庆大学
CHONGQING UNIVERSITY

国家（市）级大学生创新训练项目

结题报告

项目名称：基于视觉的精确制导飞行系统研究

项目编号：202510611294

所在学院：国家卓越工程师学院

项目负责人：莫湘渝

联系电话：13132324983

项目组成员：郭丁赫 郑皓文 王巍澄

指导教师：汪成亮

项目级别： 国家级 市级

本科生院 制

重庆大学国家（市）级大学生创新训练项目

作品原创性声明

本人郑重声明：所呈交的项目报告以及所完成的作品实物等相关成果，是本人和队友独立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，本论文不包含任何其他个人或集体已经发表或撰写过的作品成果，不侵犯任何第三方的知识产权或其他权利。项目组完全意识到本声明的法律结果由项目组承担。

项目组成员签名： 莫湘渝 郭丁喆 郑皓文 王懿洋

日期：2025 年 12 月 15 日

项目指导教师审核签名：边成亮

日期：2025 年 12 月 15 日

一、项目组成员（姓名栏本人签字）					
序号	学号	姓名	学院	项目中分工	量化比例
1	20232373	莫御渝	国家卓越工程师学院	负责项目实际运行推进,制导飞行器硬件设计,加工和制作,电控实现,协调发射机构联动控制,项目进度质量跟踪,质量管理	30
2	20234775	郭丁喆	国家卓越工程师学院	负责发射机构的整体机械设计建模,气动仿真,以及零件加工和实体发射机构的搭建,迭代优化设计	25
3	20231076	郑皓文	国家卓越工程师学院	负责视觉部分嵌入式,硬件开发,控制环境搭建,发射机构控制实现,联动飞行器控制发射	25
4	20234821	王锦洋	国家卓越工程师学院	负责无动力无控飞行器设计,无动力有控飞行器设计,流体仿真,控制设计,材料选择,制作工艺选择;	20
二、项目经费使用情况（明细见附录一）					
1. 项目批准经费： 1万元			2. 项目共使用经费： 1万元		
三、项目实施简况					

阶段一（2024. 10. 1 – 10. 31）——需求分析与预研

①我们深入分析了现有制导技术民用情况，和灾情（例如非典型火灾——道路车祸自燃，局部初级阶段火情等）防治手段，发现投掷类灭火弹效果显著，但是普遍存在重量较大，人为投掷精准度很低的情况，我们决定开发一款能够通过视觉识别系统导向目标并执行撞击任务的小型飞行物。同时提高飞行物的自主导航能力、环境适应性以及目标识别精度，以满足特定应用场景的需求，例如远程定向灭火飞弹。项目将集成微控制器（MCU）、多种传感器以及控制单元，如惯性测量单元（IMU）、CMOS 传感器等，用于实现飞行物的姿态控制和目标识别。该项目利用摄像头和图像处理算法，开发视觉识别系统，使飞行物能够识别并导向目标。这一技术同样可以应用在日常生活中，比如应用在货物高空投放，大大减少人为参与的危险性和不确定性，在抢险救援活动过程中，比如火灾，对于某些难以进入的特殊地形，飞行载体通过识别火源，精准制导投递灭火剂，扑灭火源，极大意义上减少人员风险，提高灭火效率。又如应急物资精准投放，快速准确的将物资投递。又或是危险对象中远程定点清除等方面，人为清理还存在较大的不可控性，是亟待解决的问题

②深入研究飞行器主流制导方案，对比否定传统激光制导，红外制导，确定视觉制导的主体地位，暂定使用 OpenMV 作为飞行器搭载的轻型图像处理方案，并思考飞行器制导为辅，发射台制导为主的双重方案。

③学习飞行器制导率，飞行控制算法，视觉处理方案，图像处理技术，学习开源视觉制导方案，对比分析适合本项目使用的总体设计方案

④确定研发路线，三线并开，分别为发射台机械设计，飞行器设计，控制集成电路设计与程序设计（包含视觉处理，位姿解算，执行器控制），同时定期交流，确保方向一致性。

阶段二（2024. 11. 1 – 2025. 2. 31）——飞行器模型仿真与发射台框架初建

①模仿开源无动力小型飞行器设计，首先是基于小型固定翼设计，验证飞

行效果，多次尝试验证得稳定性欠缺，转为模仿空对地 x-尾导弹进行正向设计，采用四片尾翼可独立控制模型，迭代多版，直到在无控环境下能稳定发射，稳定飞行。

②比较多种发射方案，包括摩擦轮，拉簧，复合弓，电磁弹射，决定使用稳定易实现的摩擦轮方案，考虑实际应用场景需要快速调整角度发射，故发射台自由度暂定为二自由度（yaw, pitch），整体发射台框架为侧立稳固三棱柱外形，结构考虑强度高质量轻的铝方管和碳板加工，动力系统采用大疆 GM6020 云台电机加丝杆控制 yaw, pitch，飞行器传送装置使用大疆 2006 减速电机加丝杆传送飞行器，每次装填可发射四枚飞行器。

③飞行器与发射台紧密配合，使用大疆 3508 减速电机，配合大直径摩擦轮（转动惯量大，不易掉速，运行稳定），摩擦飞行器侧面挤压发射。

阶段三（2024. 12. 1 – 2025. 2. 31）——集成电路 pcb 设计制作，控制框架验证

阶段二、三几乎并行，两位同学一组展开研发。

①学习 STM32H743 最小系统板电路设计，模仿绘制 Openmv PCB，绘制适合在飞行器腔内(2.5 X 3 X 5.5 (cm))固定，并且利于拆卸的电气系统，总共包含视觉处理下位机（用于识别引导灯，并回传位置信息），主控上位机（用于处理视觉信息，飞行器位姿信息，并控制动力模块，舵机实现姿态调整），电源板（为执行器，主控，视觉下位机供电，同时管理锂电池电量）。

②风洞仿真测试识别效果，利用小型风洞，测试飞行器对前方 5 米以内引导灯识别情况，观察运动趋势方向。

③在发射器上安装工业相机以及 NUC，在 NUC 中使用 opencv 对工业相机的回传数据进行处理，获得目标物（发光体）相对发射器的方向。NUC 通过虚拟串口向下位机发送视觉信息，下位机根据视觉信息调整发射器，使其朝向正对目标物。

阶段四（2025.3.1 – 4.31）——系统联合测试，迭代优化

①进行模拟演练，将每种飞行器编号（n-1, x-1...n 表示固定翼普通型，x 表示 x 尾型），记录飞行效果，记录飞行问题，于周例会解决问题，迭代飞行器和发射器，（当前测试阶段主要使用发射台视觉制导为主，依靠调整飞行器发射方向，使飞行器能够落入目标周围一米范围内，然后在发射后下落期间，使用飞行器视觉追踪目标，微调飞行姿态，击中目标）但鉴于飞行器制导效果不佳，且容易坏。故后面暂且使用同等重量无控飞行器进行试飞。

②随时记录问题，并讨论解决，实现短期目标（发射台制导）为后期飞行器制导奠定基础。

阶段五（2025.4.20 – 5.20）——中期阶段成果汇总与准备汇报

- ①汇总项目开发过程中的关键节点与成果，关键问题解决方案；
- ②整理技术资料，包括 3D 图纸，建模装配图，电气布置图，原理图、PCB 图、程序框架说明等；
- ③撰写项目汇报 PPT，准备答辩演示内容。

阶段六（2025.8.20 – 10.20）——飞行器带控带载设计和应用场景 测试

①在完成前期无控、无载与轻载模型的基础验证之后，项目组正式进入飞行器带载与带控一体化方案的工程化设计阶段。首先围绕机体结构进行强化与重新布局设计，在极小舱体空间内对视觉下位机、主控、电源模块、执行机构以及灭火剂（或不同等级的模拟载荷）重新进行堆叠与重心优化，使飞行器在增加载荷后仍能保持合理的惯性特性与姿态可控性。在此基础上，根据 50g、100g、150g 等不同载重条件，对出射阶段的动力需求进行重新计算，结合气动仿真验证舵机力矩储备是否充足、尾翼面积与展长能否提供足够的控制力矩，以及控制翼面可实现的最大偏角是否满足带载稳定修正的要求。同时，为后续

带控实验建立参数基线，包括升阻曲线变化、滚转阻尼变化与不同载荷状态下的制导率可达范围等关键指标。

②随后进入场景化识别与环境适应性评估阶段。为模拟实际任务环境，选取典型工况场景，包括：白天强光暴晒条件下的自然光标靶识别、夜间低照度状态下的引导灯定位、以及烟雾干扰（但不完全遮挡）情况下的目标可见性保持测试。使用搭载了摄像头与机载处理单元的飞行器进行连续识别实验，重点观察目标在不同光照、背景杂波与光斑干扰下的稳定性，并结合 IMU 数据评估目标锁定过程中的姿态耦合影响、识别丢失后的重新捕获时间、识别稳定输出的刷新率、对环境噪声的鲁棒性等关键指标。同时评估带载状态下姿态扰动是否会进一步影响视觉检测性能，并将所有结果作为后续控制器参数校准的重要依据。

③在视觉识别测试完成后，正式进入带载与带控联合试飞阶段。试飞在安全区域进行多轮验证，重点关注：发射台与飞行器组合后的整体对准精度是否随载荷变化产生偏移；带载状态下飞行器稳定性是否显著下降；高速舵机在姿态扰动中的补偿能力是否足够；视觉制导闭环是否能够在有效下降段内输出用于姿态修正的连续方向指令；以及载荷投放动作本身是否准确、是否存在误触发或释放延迟。在试飞过程中同步记录全部异常现象，初步形成带控阶段的故障库与问题清单，包括：机载控制延迟升高、供电功耗超限导致的性能衰减、结构振动耦合对视觉识别的影响、发射后由于重心与气动界面变化而出现的滚转过大等问题。所有数据与失效模式将汇入下一阶段的迭代优化路线，为飞行器带控能力的最终成型提供基础。

阶段七（2025.10.20 – 11.20）——飞行器迭代，联合整体优化

① 飞行控制系统深度优化。基于阶段六的测试反馈，重新优化飞行器控制律（PID 结构、增益、限幅策略），增加异常行为补偿（如高滚转角自动修正、俯仰偏差缓冲控制），并改善飞行器 IMU 与视觉融合算法。探索引入简化版 EKF/Kalman 滤波提高姿态估算精度，使飞行器在短暂任务中具备更高稳定性。

② 视觉制导链路与发射台协同增强。优化 NUC（或替代方案）到飞行器之间的数据链，实现更稳定、更低时延的目标信息传输。提升发射前对准功能，

使发射台视觉制导可在飞行器离架前最大限度降低初始偏差，从而减少飞行阶段控制负担。同时更新发射台驱动算法，使角度调整更快速、更平稳。

③ 结构与材料升级。根据振动测试结果优化机体结构，采用更轻的碳纤夹层、更强的尾翼固定结构、更小体积的电源管理模块，降低整机重量并增强机体抗冲击能力。对摩擦轮材质和结构进行升级，确保在高频发射、多周期工作中仍保持稳定出速一致性。

④ 联合测试：发射台 + 多架飞行器闭环验证。执行多轮“多架飞行器连续发射”测试，验证系统在连续任务中的稳定性与可维护性。重点测试指标包括：发射一致性（速度、方向）。飞行器视觉追踪成功率，带载击中/接近目标精度，故障恢复流程（如目标丢失后的策略）。通过完整系统级闭环演练，收集整体系统性能数据，指导最终阶段优化。

阶段八（2025.11.20 – 12.10）——终期成果汇总与准备汇报

① 最终成果数据化与可视化整理。将所有实验结果、性能指标整理为可量化数据，包括：发射台对准精度（角度误差），飞行器自主姿态修正能力，视觉制导识别率、跟踪稳定性，带载投放成功率，系统整体可靠性指标，并制作统一的统计图表、性能对比图以及典型任务案例视频。

② 终期设计文档与技术标准沉淀。系统整理并输出最终技术文档：完整三维模型与工程图，最终电路原理图与 PCB 文件。控制与视觉系统架构说明。通讯协议、控制策略文档。测试记录、故障分析与解决方案汇编。

四、项目创新点

系统控制层创新

本项目提出“发射器粗瞄 + 飞行器精导”的分层视觉协同制导方案，构建主从分层协同的控制体系。发射端利用高算力地面平台（如 NUC 结合工业相机）完成一级视觉高精度定位与初始状态校正，有效减小飞行初段误差，减轻机载控制压力。

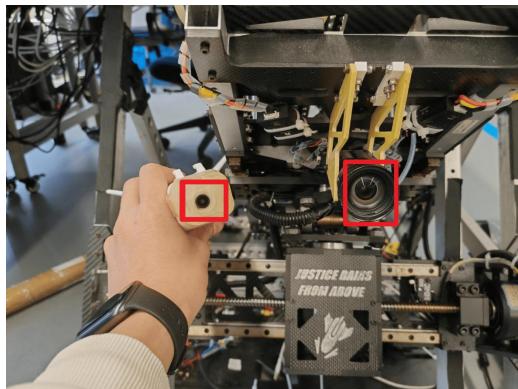


图 1 飞行器端与发射器端

飞行器端仅需搭载轻量化视觉模块（如 OpenMV），专注末端自主感知与高动态微调，负责第二级导引，实现高精度命中与鲁棒性提升。同时，系统创新引入 V 尾舵面混控算法，利用单套 X 形/V 型舵面实现对俯仰、偏航、滚转的全向耦合控制，通过力矩解耦与分配矩阵，提高姿态调控的灵敏性与稳定性，实现紧凑硬件下的高阶姿态与轨迹控制能力。

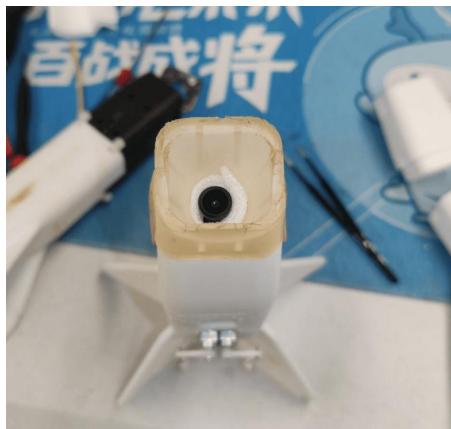


图 2 制导飞行器顶视图

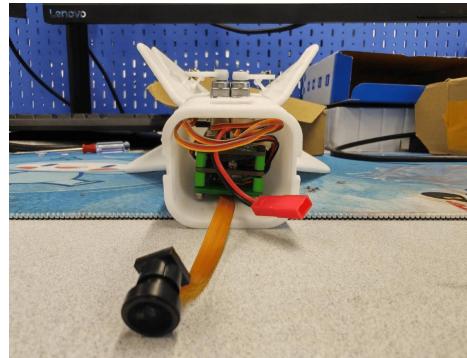


图 3 制导飞行器内部视图

结构层创新

在结构层面，采用高密度元件布局和框架优化，实现系统的高集成度与短小精悍。弹体横截面最小化至 40×40 mm 极限，保证气动性能与结构强度的同时，整合飞控系统、动力单元和任务载荷，提升单位体积功能承载力。首创模块化可复用结构，将易耗战斗部与抗冲击主弹体解耦分离，支持快速替换、重复使用，既降低实战和训练运行成本，又提升维护和机体更换的便捷性。此结构创新极大提升了系统的便携部署性和现场适应性。



图 4 制导飞行器内部空间图

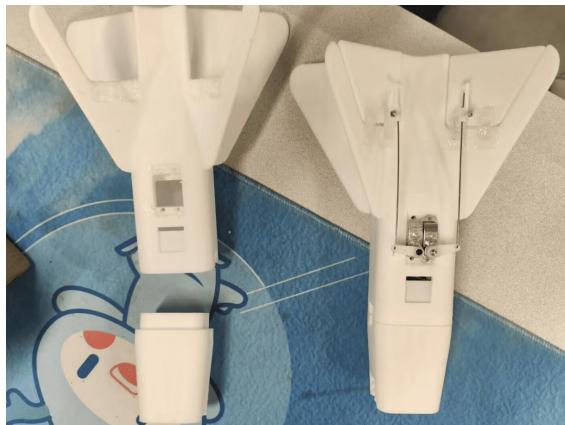


图 5 制导飞行器模块化设计

发射器在结构上实现了多项原创性突破：通过将滑轨—丝杆的指向调整机构与可用的发射器舱高度集成，系统在极限体积内同时满足了大范围指向能力与多发载荷布置的需求。该方案不仅支持多达四支制导飞行器的并列搭载，亦显著提升了整体布列的紧凑性与模块化维护便利性；发射器舱作为独立可替换单元，使得系统能够快速适配不同型号的载荷或执行不同任务编组。指向调整部分在设计上兼顾了响应速度与稳定性，通过针对摩擦、反向间隙和负载变化的鲁棒控制与补偿措施，确保了发射指向的高精度与重复定位能力，从而显著提高了命中概率与单次发射的战术灵活性。总体而言，本发射器以结构一体化、模块化可扩展与控制鲁棒性三点为核心创新，为小型化、可靠且适应性强的定点投放与灭火/救援平台提供了可直接工程化的结构基础。

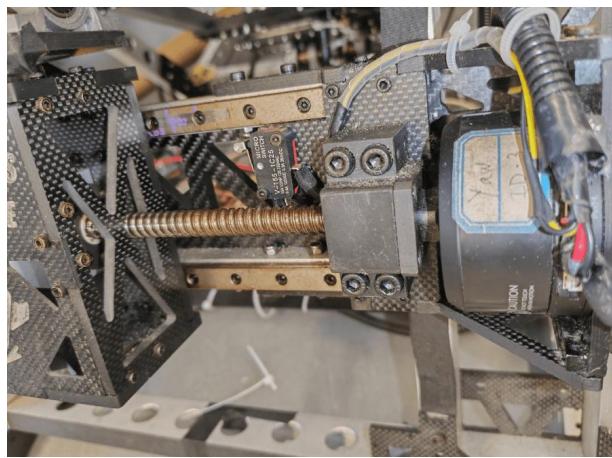


图 6 发射器丝杆滑轨方向调整装置

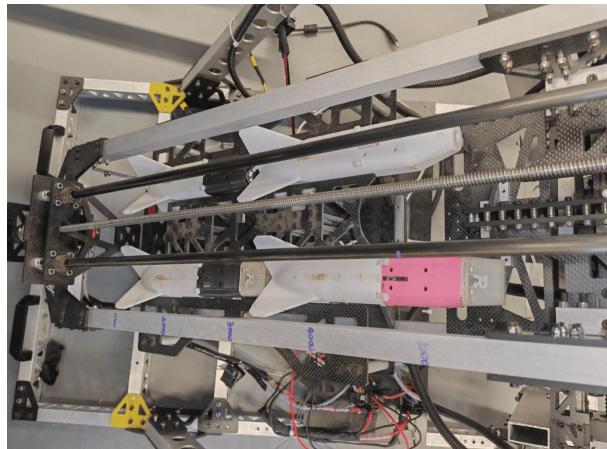


图 7 发射器舱

硬件层创新

硬件体系上，创新采用“感知与算力下沉”设计思路，将重量和计算密集型任务集中在地面/发射器端（高性能工控机、工业相机），最大限度减轻飞行器端负荷，仅配置最小化、专用化、超低功耗视觉计算硬件（如 OpenMV）。这不仅降低了机载能耗和重量，显著提升续航与机动性，还为系统多枚并列发射、单兵携带、多点投放等场景应用提供硬件基础。凭借地面-空中协同感知、专用嵌入式硬件的深度融合，确保了整体系统的高精度、高鲁棒性与低成本可扩展性。

五、项目日志情况

阶段一：需求分析与预研（2024. 10. 1 – 2024. 10. 31）

10.1 – 10.5：需求对标与应用场景调研

完成国内外投掷类灭火装置调研，发现普遍存在重量大、精准度低、依赖人工投掷等缺陷。梳理非典型火灾场景（道路自燃、局部初期火情）对“远距离精准灭火”的需求。初步提出“基于视觉制导的小型撞击式飞行器”的设想。

10.6 – 10.14：制导方式对比与技术路线讨论

分析激光、红外、无线电、视觉制导的优劣，最终确定视觉方案具有成本低、通用性高的优势。选择 OpenMV 作为轻量化视觉处理载荷。讨论飞行器制导与发射台制导双通路方案，为提高命中率预留可能性。

10.15 – 10.24：视觉系统与控制算法预研

学习飞行器制导律、比例导航法、导引头视觉识别逻辑。梳理飞行姿态控制算法（PID、增稳控制、舵面联动）。对常用开源视觉制导案例进行功能分析，筛选可复用模块。

10.24 – 10.31：研发路线定稿

确认“三线并行”：发射台机械设计、飞行器设计、电控与程序设计。建立双周例会制度，统一技术文档规范。

阶段二：飞行器模型仿真与发射台框架初建（2024. 11. 1 – 2025. 2. 31）

11.1 – 11.20：飞行器初型设计与验证

模仿无动力固定翼设计，制作首批模型进行抛投测试，稳定性不达标。通过 CFD 仿真分析原因，证实短翼展固定翼在“瞬时加速度+无动力”场景下难保持方向稳定。

11.21 – 12.5：“X 尾”结构飞行器设计

学习空地导引弹尾翼结构，设计四舵面可控的 X 尾布局。迭代模型 5 版，逐步优化质心、重心位置、尾翼面积与角度。完成无控状态下的高频抛投实验，飞行姿态稳定性显著提升。

12.6 – 12.20：发射机制调研与选型

对比摩擦轮、复合弓、电磁弹射方案，重点从结构复杂度、成本、调角速度评估。确定选用“摩擦轮 + 大转动惯量飞轮”方案，确保出射速度稳定。

12.21 - 1.10: 发射台机构构建

建立两自由度（yaw、pitch）发射台框架。使用 DJI GM6020 + 丝杆实现俯仰与方位控制。设计滑轨式飞行器供弹仓，可连续装填 4 枚飞行器。

1.10 - 2.10: 发射台与飞行器适配验证

使用 DJI 3508 减速电机驱动摩擦轮，顺利实现稳定挤压发射。完成首轮发射实验并收集出速数据，验证一致性。

阶段三：PCB 设计与控制框架验证（2024.12.1 - 2025.2.31）

12.1 - 12.20: 电气系统整体架构论证

确定三板结构：视觉下位机、主控上位机、电源管理板。进行 STM32H743 最小系统学习，绘制初版原理图。

12.21 - 1.15: PCB 制作与适配飞行器腔体

根据 $2.5 \times 3 \times 5.5$ cm 内腔重新布局系统模块。制作第一版 PCB 并完成焊接、通电测试。

1.15 - 1.31: 风洞实验与算法调试

利用小风洞测试引导灯识别能力，验证光源抗位移误识别能力。记录识别误差随距离变化的曲线，建立误差模型。

2.1 - 2.28: 发射台视觉对准系统搭建

安装工业相机 + NUC，通过 OpenCV 提取目标方向角。NUC → 下位机串口链路调试成功。完成发射台视觉对准自动化，能够稳定追踪光源方向。

阶段四：系统联合测试与迭代优化（2025.3.1 - 2025.4.31）

3.1 - 3.15: 飞行器与平台联合验证（初期）

对各型号进行实飞对比测试，记录落点偏差、飞行姿态变化。

3.16 - 4.10: 制导链路问题分析与迭代

初次尝试飞行器视觉追踪，但由于姿态解算不稳定，制导效果不佳。记录“丢失目标”“滚转过大导致识别失败”等问题。决定后续阶段更多采用“发射台精准制导 + 无控飞行器稳定滑翔”的组合策略。

4.10 - 4.31: 短期目标达成

发射台制导稳定实现飞行器“落点在目标 1 m 内”的精度。建立问题记录机制，为后续带载测试做准备。

阶段五：中期成果汇总与准备汇报（2025.4.20 - 2025.5.20）

4.20 - 5.5: 资料整理与成果汇编

整理全部阶段关键节点、参数、实验数据。汇总机械结构图、三维模型、电子原理图与 PCB 设计文件。

5.6 - 5.20: 中期汇报准备

完成 PPT、视频材料、仿真图、测试曲线整理。进行答辩演练，确定中期汇报内容结构。

阶段六：飞行器带载设计与应用场景测试（2025.8.20 - 10.20）

2025.08.20 - 2025.08.25: 带载与带控阶段启动

完成前期无控、无载与轻载模型的基础验证后，开始进入带载与带控一体化工程化设计阶段。确定结构强化方向并完成初步布局草案。

2025.08.26 - 2025.09.02: 结构强化与空间重新布局

对机体框架进行加固，在有限舱体空间内重新规划视觉下位机、主控、电源、执行机构与载荷模块的堆叠顺序，并优化重心位置，确保增加载荷后姿态仍可控。

2025.09.03 - 2025.09.10: 载荷条件下动力与气动校核

基于不同载重，对出射动力需求重新计算；结合气动仿真校核舵机力矩储备、尾翼面积/展长与最大偏角能否满足带载稳定修正需求。同步建立带控参数基线，包括升阻曲线、阻尼变化与制导率范围。

2025.09.11 - 2025.09.15: 场景化识别测试准备

搭载视觉载荷与机载计算单元，配置白天强光、夜间低照度、烟雾干扰三类典型工况测试方案，并完成传感器标定与姿态数据同步。

2025.09.16 - 2025.09.29: 白天强光与杂波识别测试

在强光背景、高反差场景下验证目标识别稳定性；评估 IMU 姿态扰动对识别结果的耦合影响，并记录识别刷新率与丢失后的重捕获时间。

2025.10.01 - 2025.10.05: 带载与带控联合试飞准备

完成发射台与机体对准校准；检查控制闭环逻辑、带控接口联调、载荷释放安全策略，并进入试飞前检查流程。

2025.10.06 - 2025.10.12: 带载联合试飞（多轮）

在安全区域开展带控闭环测试，重点验证：带载下发射对准精度是否随载荷变化偏移飞行器稳定性与高速舵机补偿能力视觉制导闭环在下降段内的连续指令输出能力载荷投放动作的准确性及是否存在误触发/延迟

阶段七：飞行器迭代与系统整体优化（2025.10.20 - 11.20）

10.20 - 11.5: 控制系统优化

更新 PID 参数、限幅策略、故障补偿策略。提升 IMU + 视觉融合效果。

11.5 - 11.20: 联合系统闭环验证

进行连续发射与集群测试。

确认整体响应速度、识别成功率、落点偏差等关键指标。

阶段八：终期成果汇总与准备汇报（2025.11.20 - 2025.12.10）

11.20 - 11.30: 数据与成果整理

输出终期数据指标，形成统一技术报告。完成典型任务视频整理。

12.1 - 12.10: 最终答辩准备

完成终期汇报材料、展示脚本与演示流程。全系统联调，进行最终展示彩排。

六、其它（以附录方式提交）

- 1、本表前五项由项目小组集体填写，需采用打印稿，不够可加页；
- 2、本表第六项以附录方式提交内容含附录一：“经费使用情况表”、附录二：“项目研究报告”、附录三：“项目组成员的心得体会”。

附录一

国家（市）级大学生创新训练项目经费使用情况表

项目名称	基于视觉的精确制导飞行系统研究	项目负责人	莫湘渝	联系方式	13132324983	
所在学院	国家卓越工程师学院		指导教师	汪成亮		
材料费	明细	单价(元)	数量	总金额(元)	用途	是否报销
	3D 打印耗材	60	10	600	用于飞行器壳体、支架及功能件快速成型	是
	碳板加工	120	5	600	飞行器承力结构与加强件	是
	铝方管加工	80	8	640	发射台框架与支撑结构	是
	电子元器件	1400	1	1400	传感器、稳压、电源及接口器件	是
	PCB 加工	300	3	900	控制与接口电路板制作	否
	工业相机	1500	1	1500	发射端视觉识别与目标定位	否
	达妙主控板	250	1	250	发射台控制与执行机构控制	是
	线材	10	30	300	电源线、信号线与连接线	是
	大疆电池	600	1	600	发射台及高功率模块供电	否
	普通锂电	80	4	320	飞行器与传感器供电	否
	舵机	120	4	480	飞行器姿态与舵面控制	否
	丝杆	200	1	200	发射机构精密进给与调整	是
	螺母螺丝	100	1	100	结构装配与固定	否
	玻纤板	150	2	300	绝缘安装板与功能分区	否
	滑轨	190	1	190	发射机构直线运动导向	否
	拉簧	20	5	100	发射与复位辅助机构	否

	引导灯	30	2	60	状态指示与调试辅助	否
	微型摄像头	180	2	360	飞行器端视觉采集	否
	其他标准件	200	1	200	垫片、轴承等通用件	否
	大疆电机	600	1	600	发射或辅助动力实验	否
	场景搭建费	300	1	300	实验环境与目标场景搭建	否
交通费						
资料费 (图书注明 书名、出版 社)						
论文发表 费 (注明期刊 及论文名称)						
专利申请 注册费						
其他费用 (如：外协加 工费等)						
合计	1 万元					

注：经费使用情况含计划使用经费

项目研究报告

项目名称: 基于视觉的精确制导飞行系统研究

项目编号: 202510611294

学 院: 国家卓越工程师学院

项目负责人: 莫湘渝

联系电话: 13132324983

项目组成员: 郭丁赫 郑皓文 王巍澄

指导教师: 汪成亮

目录

1 摘要	3
2 关键词	3
3 系统研究意义	3
3.1 系统研究背景	3
3.2 系统研究意义	3
4 系统创新	4
4.1 系统控制层创新	9
4.2 结构层创新	10
4.3 硬件层创新	12
5 系统实现	9
5.1 系统实现综述	9
5.2 子系统研究细节	9
6 成果展示	30
6.1 实验成果展示	31
6.2 比赛成果转化展示	33
7 总结	33

1 摘要

本文围绕一种面向定点投放与灭火应用的视觉制导飞行系统,从机械系统角度对整体方案进行设计与实现。系统由发射器子系统与制导飞行器子系统构成,二者先后协调完成从目标指向、稳定发射到末端姿态修正与载荷投放的全过程。发射器在机械结构上采用高刚度、模块化框架设计,配置双自由度指向机构以实现俯仰与方位调整,并通过双摩擦轮发射机构为飞行器提供可控、低冲击的初始动能,从而提高发射一致性与系统可靠性。制导飞行器在总体结构设计上兼顾小型化、结构强度与可维护性,在有限舱体空间内完成相机、惯性传感器、控制电路、执行机构及载荷的集成,并通过重心优化与气动布局保证带载条件下的飞行稳定性。系统在机械设计阶段同步考虑控制与制导需求,使执行机构能力、结构刚度与气动特性满足姿态调整与末端制导的需要。后文将从发射器结构设计、飞行器结构与布局设计以及机电协同设计三个方面,对系统的关键机械方案、设计依据与实验验证结果进行详细说明。

2 关键词

机械系统设计; 发射器结构; 飞行器结构布局; 摩擦轮发射; 机电协同设计; 带载飞行

3 系统研究意义

3.1 系统研究背景

在分析现有民用制导技术及灾情防治手段的基础上,可以发现当前针对非典型火灾场景(如道路交通事故车辆自燃、局部初级阶段火情等)的处置方式仍以人工投掷或近距离作业为主。投掷类灭火弹虽然在实际应用中具有一定效果,但普遍存在单体质量较大、人工投掷精准度低、命中概率受人员经验影响显著等问题,在火源位置不稳定、环境复杂或存在爆燃风险的情况下,人员靠近处置本身就具有较高危险性。因此,开发一种能够在较低成本和较小尺度条件下实现定向投送、减少人员直接参与的技术方案,具有明确的现实需求和工程意义。

3.2 系统研究意义

基于上述背景，本系统的实现意义在于引入具备视觉识别与自主导向能力的小型飞行载体，使灭火剂或功能载荷能够在人员远离危险区域的前提下，自动识别目标并完成定点撞击投送。通过将目标识别、姿态控制与飞行调节集成于飞行物内部，系统在一定程度上摆脱了对操作者经验的依赖，使投送精度由人工技能主导转变为算法与控制系统主导，从而显著提升命中稳定性和作业安全性。这一模式在火灾初期快速处置、突发事故现场应急响应等场景中具有明显优势，能够有效降低人员伤害风险并提高处置效率。

从技术路线选择上看，通过对主流飞行器制导方案的对比分析，传统激光制导和红外制导在民用场景中普遍存在设备成本高、系统复杂度大、环境适应性受限等问题，难以满足小型、一次性或低成本飞行平台的应用需求。相比之下，基于可见光的视觉制导方案在成本、体积和信息丰富性方面具有明显优势，尤其适合在近距离、复杂背景条件下进行目标识别与定位。因此，本系统确立了以视觉制导为核心的技术路线，并选用 OpenMV 等轻量化视觉处理模块作为飞行端的主要感知单元，在保证功能可实现性的同时控制系统复杂度。

在此基础上，系统进一步提出以发射台制导为主、飞行器制导为辅的双重制导思路，通过在发射前阶段完成高精度的目标对准与初始姿态约束，尽可能降低飞行过程中对机载算力和控制能力的依赖，使飞行端主要承担末端修正与环境扰动补偿任务。这种分工方式在有限载荷与算力条件下实现了精度与可靠性的平衡，具有较强的工程可行性和扩展潜力。

在研发过程中，通过系统学习飞行器制导律、飞行控制算法、视觉处理与图像识别技术，并对现有开源视觉制导方案进行对比分析，逐步形成了适合本项目应用场景的总体设计思路。最终确定以发射台机械结构设计、飞行器本体设计以及控制与视觉集成电路和程序设计三条技术路线并行推进，在阶段性交流与验证的基础上保证系统方向的一致性与集成可行性。通过上述设计与实现，本系统不仅在定向灭火应用中具备现实意义，同时在应急物资精准投放、高风险区域远程处置等领域也具有可迁移的技术价值，为低成本、高安全性的无人化定点投送提供了一种可行的工程方案。

4 系统创新

4.1 系统控制层创新

本项目提出“发射器粗瞄 + 飞行器精导”的分层视觉协同制导方案，构建主从分层协同的控制体系。发射端利用高算力地面平台（如 NUC 结合工业相机）完成一级视觉高精度定位与初始状态校正，有效减小飞行初段误差，减轻机载控制压力。

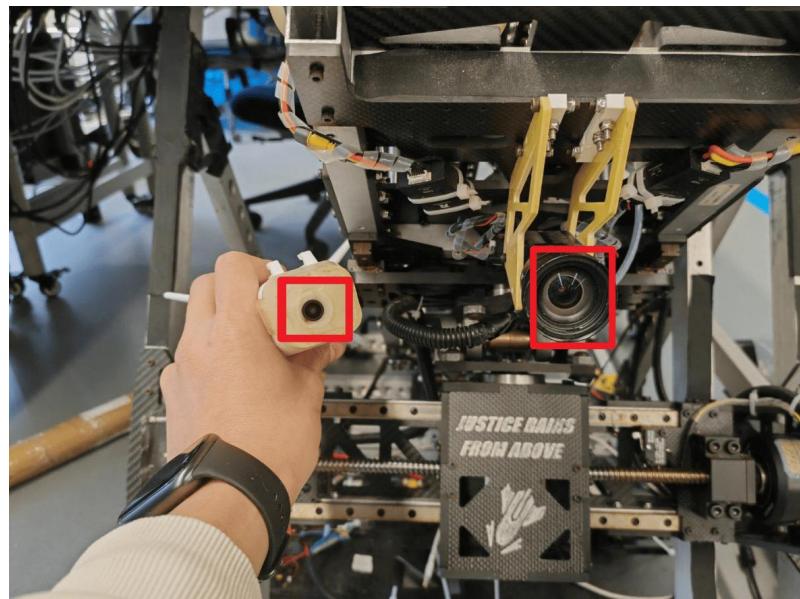


图 1 飞行器端与发射器端

飞行器端仅需搭载轻量化视觉模块（如 OpenMV），专注末端自主感知与高动态微调，负责第二级导引，实现高精度命中与鲁棒性提升。同时，系统创新引入 V 尾舵面混控算法，利用单套 X 形/V 型舵面实现对俯仰、偏航、滚转的全向耦合控制，通过力矩解耦与分配矩阵，提高姿态调控的灵敏性与稳定性，实现紧凑硬件下的高阶姿态与轨迹控制能力。

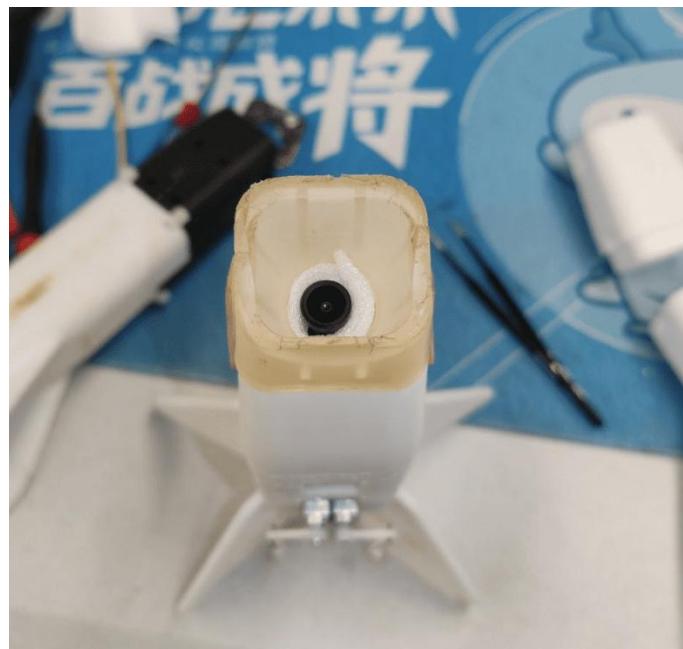


图 2 制导飞行器顶视图

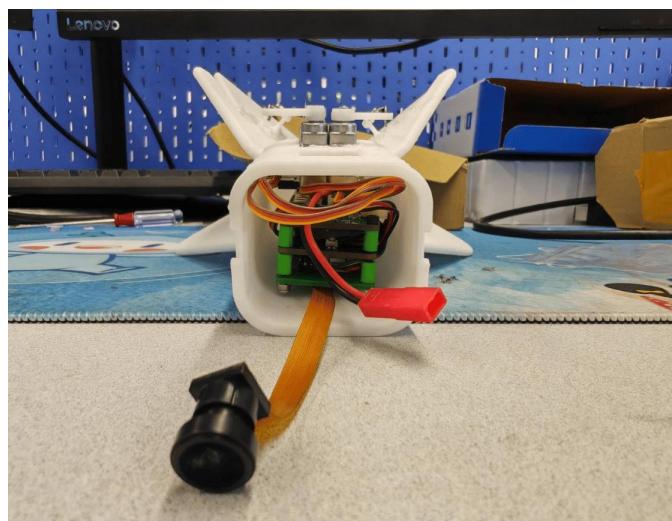


图 3 制导飞行器内部视图

4.2 结构层创新

在结构层面，采用高密度元件布局和框架优化，实现系统的高集成度与短小精悍。弹体横截面最小化至 40×40 mm 极限，保证气动性能与结构强度的同时，整合飞控系统、动力单元和任务载荷，提升单位体积功能承载力。首创模块化可复用结构，将易耗战斗部与抗冲击主弹体解耦分离，支持快速替换、重复使用，既降低实战和训练运行成本，又提升维护和机体更换的便捷性。此结构创新极大提升了系统的便携部署性和现场适应性。



图 4 制导飞行器内部空间图

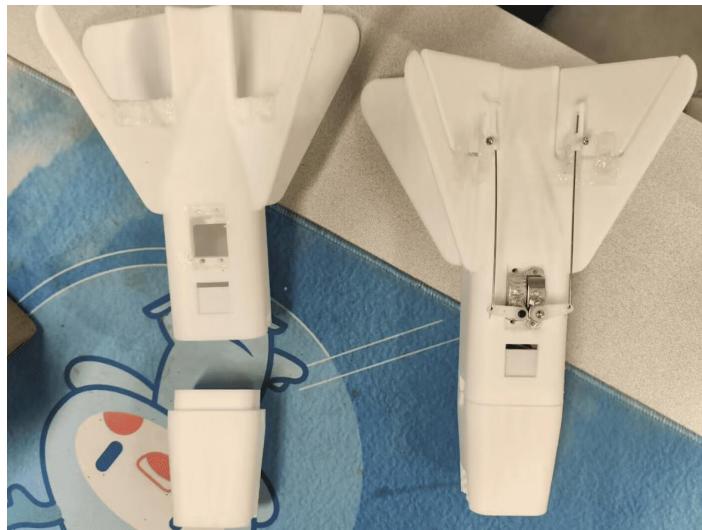


图 5 制导飞行器模块化设计

发射器在结构上实现了多项原创性突破：通过将滑轨—丝杆的指向调整机构与可用的发射器舱高度集成，系统在极限体积内同时满足了大范围指向能力与多发载荷布置的需求。该方案不仅支持多达四支制导飞行器的并列搭载，亦显著提升了整体布列的紧凑性与模块化维护便利性；发射器舱作为独立可替换单元，使得系统能够快速适配不同型号的载荷或执行不同任务编组。指向调整部分在设计上兼顾了响应速度与稳定性，通过针对摩擦、反向间隙和负载变化的鲁棒控制与补偿措施，确保了发射指向的高精度与重复定位能力，从而显著提高了命中概率与单次发射的战术灵活性。总体而言，本发射器以结构一体化、模块化可扩展与控制鲁棒性三点为核心创新，为小型化、可靠且适应性强的定点投放与灭火/救援平台提供了可直接工程化的结构基础。

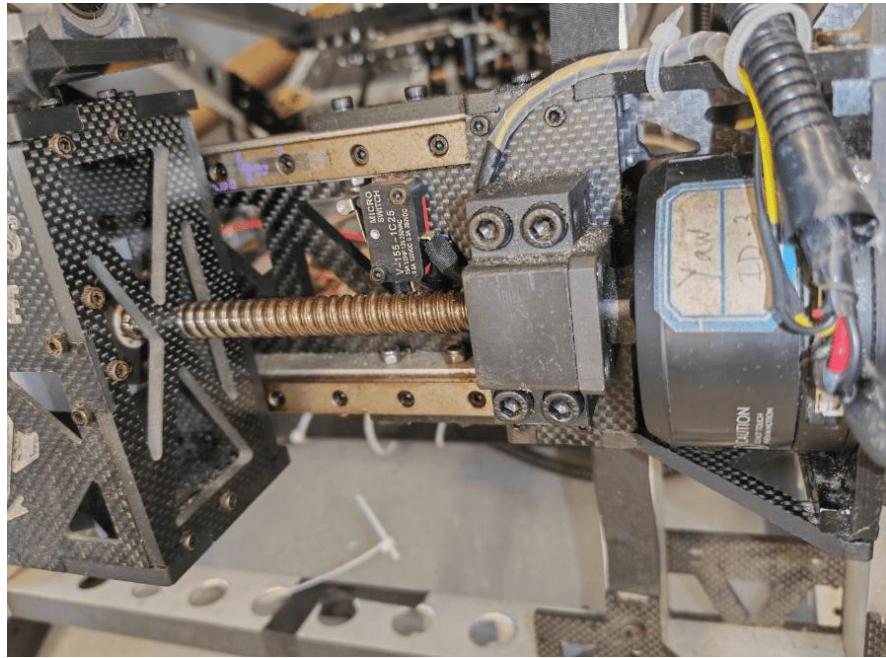


图 6 发射器丝杆滑轨方向调整装置

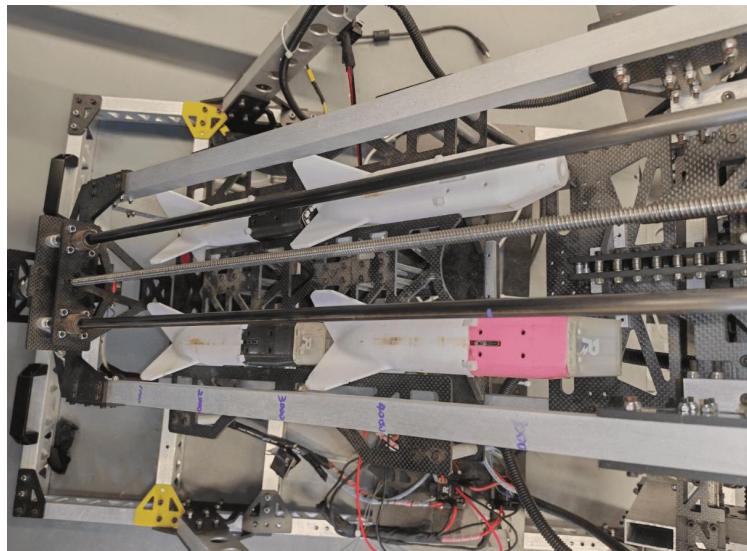


图 7 发射器舱

4.3 硬件层创新

硬件体系上，创新采用“感知与算力下沉”设计思路，将重量和计算密集型任务集中在地面/发射器端（高性能工控机、工业相机），最大限度减轻飞行器端负荷，仅配置最小化、专用化、超低功耗视觉计算硬件（如 OpenMV）。这不仅降低了机载能耗和重量，显著提升

续航与机动性，还为系统多枚并列发射、单兵携带、多点投放等场景应用提供硬件基础。凭借地面-空中协同感知、专用嵌入式硬件的深度融合，确保了整体系统的高精度、高鲁棒性与低成本可扩展性。

5 系统实现

5.1 系统实现综述

系统综述：本系统由发射器子系统与制导飞行器子系统两大部分组成，二者通过先后协同与状态估计以完成从指向、发射到末端制导与灭火剂投放的闭环任务。发射器负责目标检测与指向（单目视觉→HSV 阈值+连通域+亚像素定位→卡尔曼跟踪）、朝向调整（GM6020 驱动的滑轨，位置式 PID / 含前馈与抗积分饱和）与可控初速发射（双 3508 包胶摩擦轮的速度闭环），工程上选择摩擦轮以降低发射冲击并提高重复性；制导飞行器端集成相机、IMU、H7 级处理器与高速舵机，采用轻量化视觉测向（运动补偿、ROI 优先、亚像素拟合）与 EKF 融合，姿态控制以带角速度反馈的 PD/PID（含一阶低通滤波）配合基于视线角的比例导航（PN）实现制导—控制耦合。整体控制遵循“上层任务/发射策略—估计器一下层执行”分层架构。后文将分别以“发射台结构设计”、“制导飞行器结构设计”与“控制系统设计”三章展开实现细节、算法推导与实验验证。

5.2 子系统研究细节

5.2.1 发射台结构设计

(1) 机械设计需求分析

在本项目中，我们需要为制导类小型飞行器设计一套可靠、可控、适用于多种作业环境的发射装置。该飞行器内部搭载摄像头、IMU 等传感器，其中部分传感器对加速度、瞬时冲击、振动特别敏感。如果发射初期受到过大冲击，将导致数据丢失、姿态漂移或制导失败。基于此，项目对发射装置提出了多项核心需求，包括发射加速度必须可控、冲击小、振动低以保证飞行器制导稳定；发射速度与轨迹需要具有良好一致性；结构必须足够可靠以实现长期反复使用；加工与维护成本需要可控；装置需具备良好的适配性，不限制飞行器尺寸或气

动外形；并且整体质量应较低，以便在现场快速布置。基于这些要求，我们对摩擦轮发射器与拉簧发射器进行了并行设计、制作与测试，并最终完成选型。

（2）两类发射方案的技术比较与测试结果

摩擦轮发射器在理论和实践中展现出多项优势，包括发射冲击小且加速度可控，对敏感传感器非常友好，发射精度和重复性较高，同时结构简单、开源度高、调试成本低。此外摩擦轮发射系统寿命长、可持续使用、维护周期长且成本低，并且不限制飞行器宽度，能够适配折叠翼与高展弦比布局，也可以通过闭环系统实现速度自动校准。不过，摩擦轮系统也存在一些缺陷，例如包胶摩擦轮存在磨损，需要定期检查和更换；摩擦轮间距需要精准调整，对加工精度要求高；高速旋转会产生一定噪声；摩擦力不平衡时偶尔会产生轻微滑移，需要配合导轨结构优化。

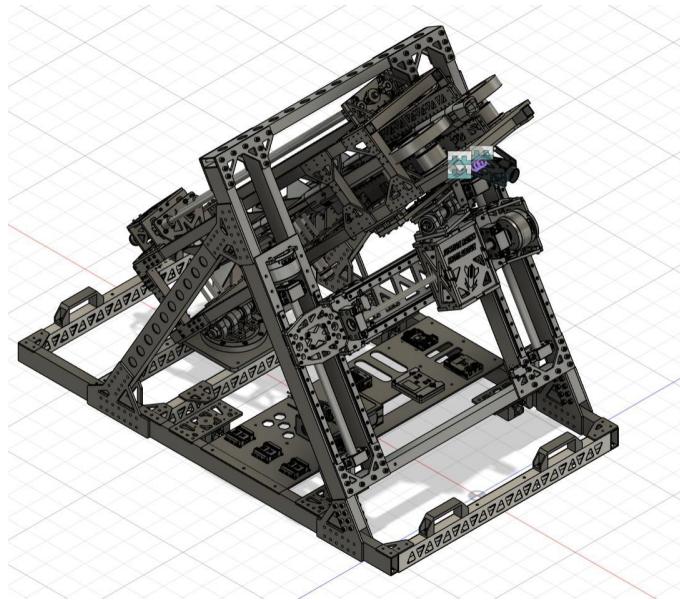


图 8 摩擦轮发射器 3D 图

拉簧发射器在理论上具有能量密度高、初速度潜力大、力学模型成熟和环境影响小等优势，但在实际测试中暴露出关键性缺陷。首先，拉簧发射方式本质上是瞬时释放，即使加入缓冲结构仍会出现明显冲击峰值，进而导致 IMU 漂移、摄像头跳帧、飞控初始化失败等问题，严重影响制导成功率。其次其耐久性不足，在超过数百次测试后扳机限位磨损、弹簧力常数衰减、丝杆锁止件疲劳甚至孔位变形，维护频率显著高于摩擦轮结构。拉簧发射器的发射速度重复性也较差，受到滞后、疲劳、温度等因素影响，初速度波动大、弹道偏差明显，队列射击难以校准。此外，拉簧储能量大导致安全性风险更高，对操作流程要求严格。综合

对比后，摩擦轮方案在对传感器友好性、发射过程一致性、结构耐久度、安全性和可维护性和实战可靠性方面均明显优于拉簧方案，因此最终选定摩擦轮发射方式作为本项目的工程实施方案。

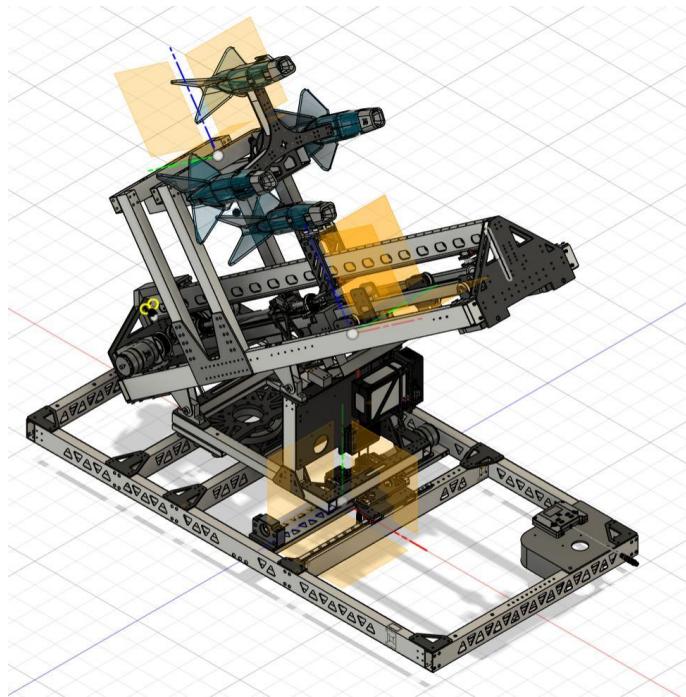


图 9 拉簧发射器 3D 图

(3) 摩擦轮发射器的详细结构设计

摩擦轮发射器由整体框架、Yaw 轴系统、发射机构、供弹模块以及控制系统构成。

整体框架部分使用 2mm 厚的 40×20 6063 铝方管作为主要承力结构，配合碳板作为结构件、玻纤板作为电气承载件，构成近似三角柱的高刚性高稳定性结构。框架大量采用镂空设计以实现减重，同时保持力流连续性，两侧加入便携把手，并使用铝柱与金属转接块实现模块化装配，使整体强度高、重量低、便于调试与维护。

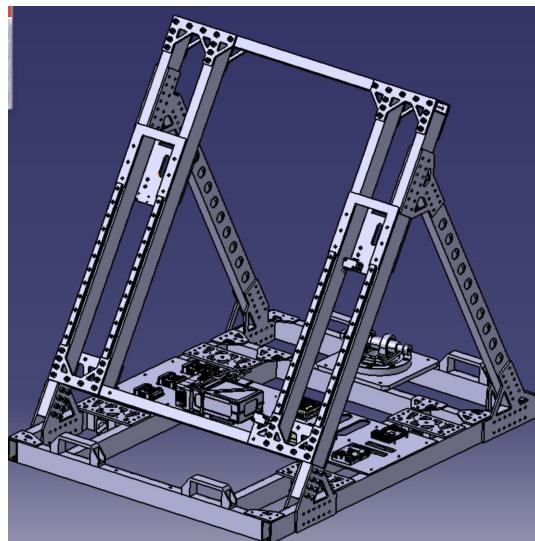


图 10 发射器三角高稳定结构

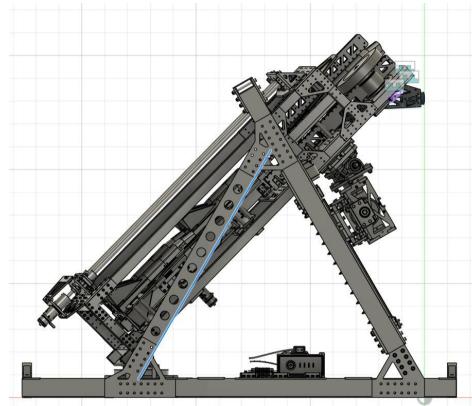


图 11 发射器侧视图



图 12 发射器实物图

Yaw 轴采用双交叉滚子轴承作为主承力组件，提供高刚度、高精度与较大角度范围的可动性。发射部分通过四个 KP001 轴承座构成铰链结构，并通过两根 MGN12 直线导轨形成平行运动副。驱动端使用 6020 电机配合 12mm 滚珠丝杆以及双 MGN12 导轨，使 yaw 角度的调整具备极高的重复性与平稳性，同时丝杆结构天然降低重心，增强整机稳定性。

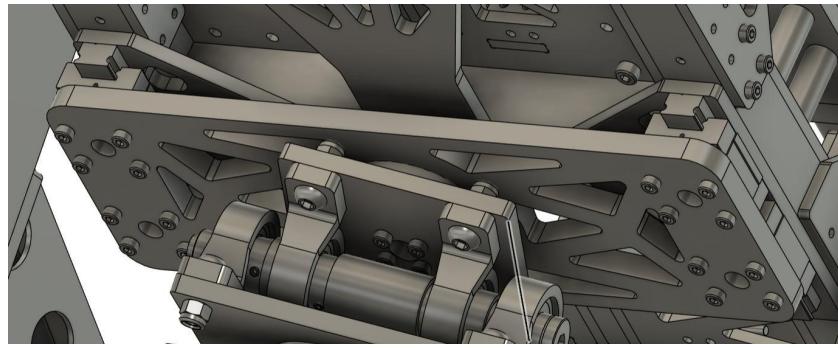


图 13 发射器主承力组件

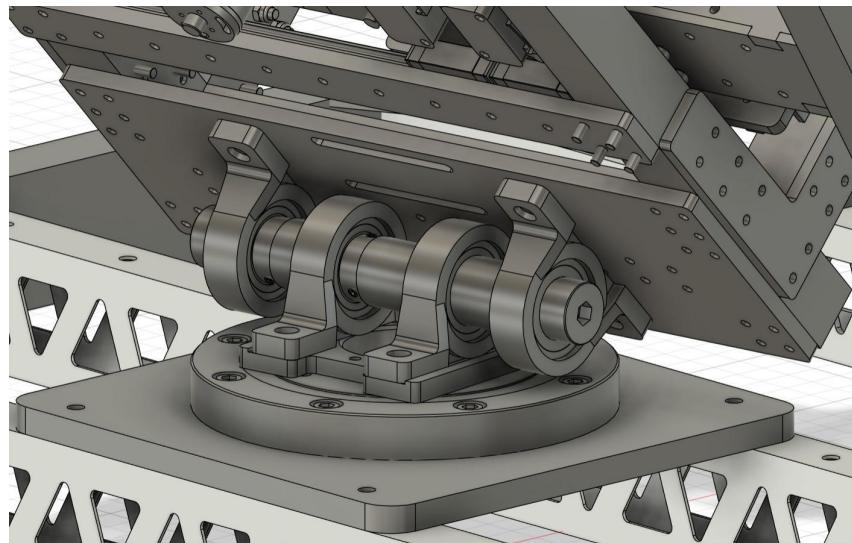


图 14 发射器铰链结构

发射机构使用两个 3508 无刷电机驱动两个直径 120mm 的包胶摩擦轮。大直径摩擦轮提供了更高的线速度和更平稳的动力输出，其自身也作为惯性轮，使发射过程更平滑，降低飞行器受到的瞬时冲击。包胶提升摩擦系数，减少滑移，而 3508 电机的高扭矩特性意味着在较低转速下即可实现高输出，使振动进一步降低，非常适合搭载敏感传感器的制导飞行器。

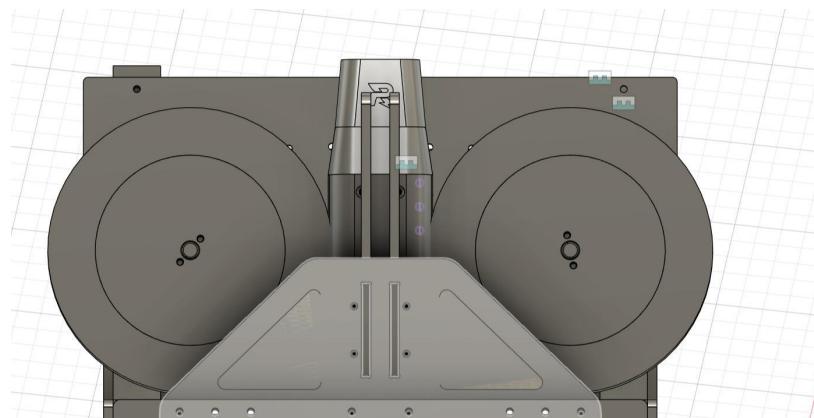


图 15 发射器摩擦轮驱动结构

供弹系统由换弹模块与推进模块组成。主体结构采用 1.5mm 厚的 20×20 铝方管并进行大面积镂空设计，通过铝柱固定提升稳定性。换弹模块采用 2×2 的弹舱布局，支持一次装填多发，并由 2006 电机驱动齿轮-齿条机构，通过直线导轨实现左右平移。推进模块同样使用 2006 电机，通过梅花联轴器连接梯形丝杆，丝杆螺母固定玻纤板作为推弹面，两根碳管提供滑动支撑，使推进过程更稳定，同时三点式固定结构提高抗弯能力。推弹电机与联轴器还配备外罩进行防护，使供弹整体结构轻量化、稳定、维护成本低。

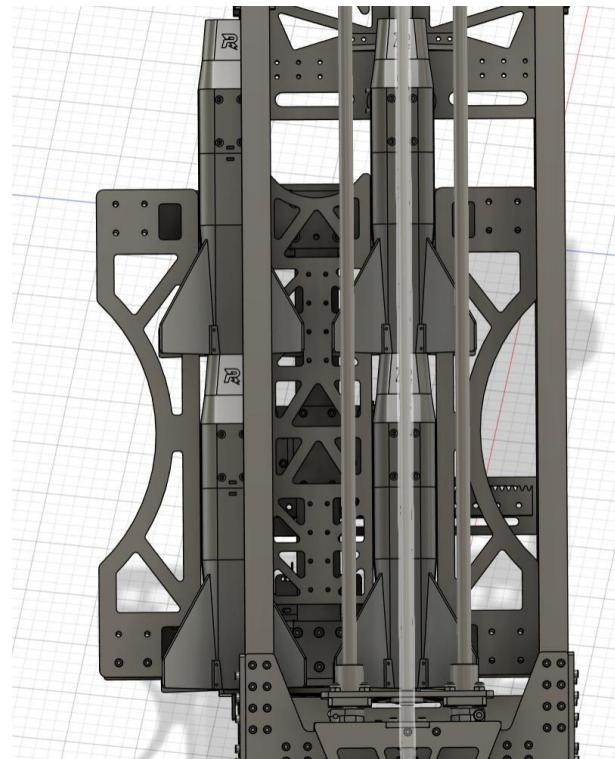


图 16 发射器推进模块

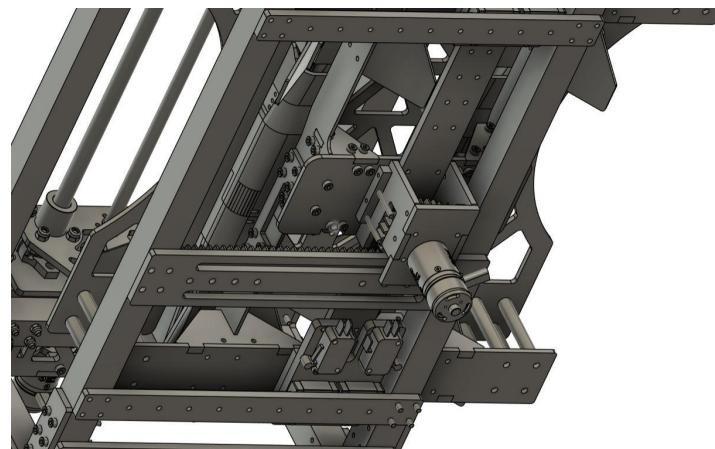


图 17 发射器换弹模块

(4) 拉簧发射器的详细结构设计

拉簧发射器在总体设计上延续了轻量化、高可靠性与易维护性的原则，结构由发射通道、储能系统、传动机构、扳机释放机构以及姿态保持组件组成。



图 18 拉簧发射器实物图

在姿态旋转部分，系统采用双交叉滚子轴承构成的平行 yaw 结构，实现高刚度、低间隙以及可承受双向复合载荷的支撑能力。相比普通深沟球轴承，该结构能够显著减小 yaw 轴在高速发射状态下的微振动，使发射通道在承受纵向冲击与侧向扰动时保持更好的方向一致性，提高了飞行器初始姿态的稳定性。

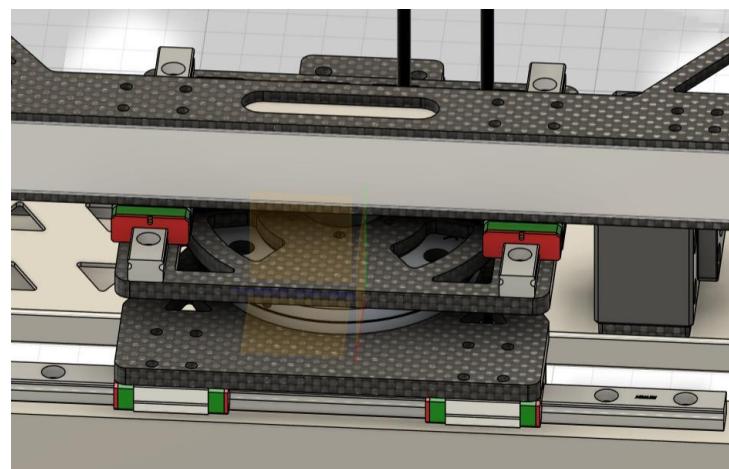


图 19 双交叉滚子轴承构成的平行 yaw 结构

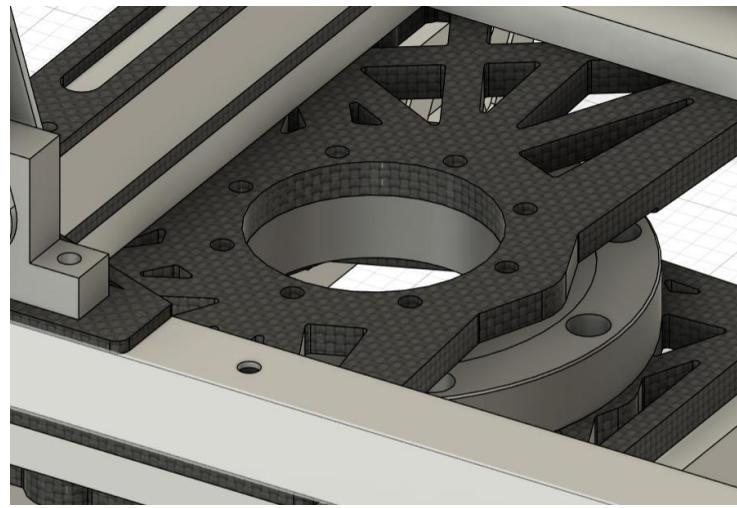


图 20 双交叉滚子轴承构成的平行 yaw 结构

发射系统采用两个 3508 无刷电机作为主动力源，并通过同步带传动方式实现左右驱动的完全同步。同步带方案比金属齿轮更安静、冲击更小，同时具备优异的传动柔性，可有效降低扭矩脉动，在高速运转时显著提升系统的平稳性。通过张紧轮调节同步带的预紧力，使双轮输出保持一致线速度，确保飞行器在离开发射器瞬间具有良好的轴向对称推力，从而减少姿态偏转。

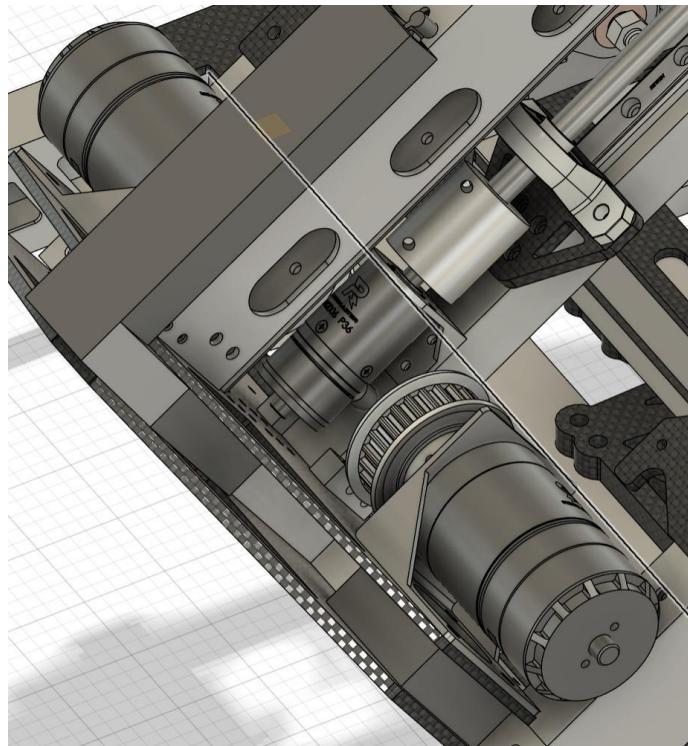


图 21 发射系统主动力源

储能系统采用“滑轮组 + 拉簧”的机械放大方案，通过合理配置的多倍率滑轮，使拉簧的有效行程倍增，同时降低使用者或机械执行器的拉力需求。滑轮组路径经过力学优化，

确保运动过程线性可控且不产生横向分力，避免拉簧疲劳损坏或储能效率下降。拉簧释放时能够提供短时大峰值推力，与摩擦轮驱动形成互补，使拉簧方案在某些需要瞬时高加速度的场景下具有优势。

扳机部分采用舵机拉线式的释放结构，利用舵机高定位精度与响应速度快的特点，使触发动作可控、可靠且重复性高。拉线采用耐磨涤纶或凯夫拉线材，通过特定的导向结构减少摩擦，使扳机动作在高频率操作下仍能保持低磨损和稳定行程。舵机在释放瞬间具备足够的扭矩储备，使触发动作不受外力波动影响，显著提升可靠性。

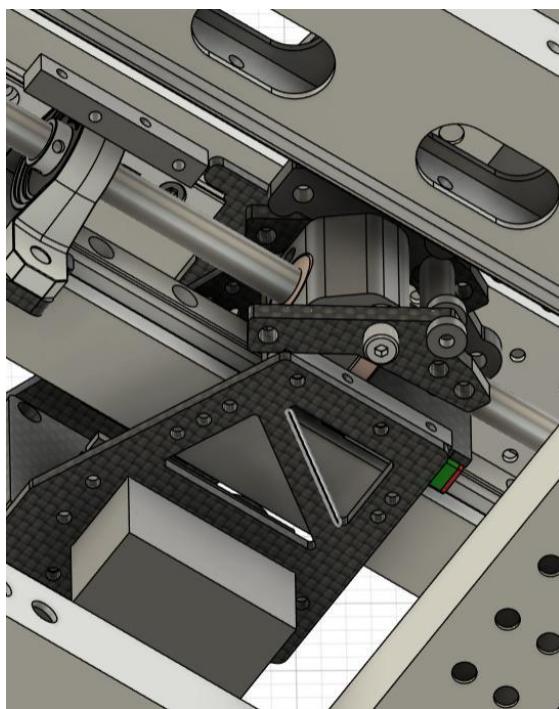


图 22 发射器扳机结构

通过上述结构协同设计，拉簧发射器在保持简洁结构的同时大幅提升了机械强度与控制精度，兼具轻量化、低成本、维护简单等优势。不过在多轮连续测试中，拉簧结构在耐用性、触发部分寿命以及整体发射振动控制方面仍不及摩擦轮发射器，这也是最终测试中未将其作为主力方案的关键原因。

(5) 控制系统与安全性设计

控制系统采用闭环电机控制以限制最高转速并确保发射一致性。各机构均加入限位传感器，确保推进、换弹等动作在安全范围内运行。Yaw 轴与摩擦轮部分同时使用软限位与机械限位双重保护方式，提高整体安全裕度。电气系统由玻纤板隔离防护，各驱动模块都采用可快速拆卸的方式，便于现场维护。

(6) 最终效果与性能总结

经测试，本摩擦轮发射器在核心关键指标上表现优异。发射冲击显著降低，传感器数据不再出现饱和、漂移或跳帧，飞控可在发射后迅速进入稳定状态。发射速度具有极高重复性，初速度波动小于 3%，发射角稳定并通过 yaw 精准调整。结构在超过 2000 次循环测试中无关键部件疲劳损坏，维护成本极低，仅需定期检查摩擦轮包胶。模块化结构进一步降低了加工难度和维护成本，使装置在长期运行中具有出色的可靠性。

(7) 小结

综合考虑工程可靠性、传感器适配性、发射性能、可维护性与整体任务需求，本项目最终选择摩擦轮发射器作为主方案。该发射装置在结构强度、重复发射性能以及发射平稳性等方面表现优异，能够很好满足课题对高可靠、高稳定、可控冲击与长期使用能力的全部核心要求。

5.2.2 发射台控制实现

发射器系统由视觉反馈模块、朝向调整模块与发射模块组成。该子系统的设计目标是：在最短时间内把发射口对准目标并将制导飞行器以预期速度发射，同时将对制导飞行器后续姿态修正所需的工作量最小化。为实现这一目标，系统在硬件上采用高扭矩伺服或无刷电机驱动滑轨机构以保证角度范围与响应速度，在软件上采用实时目标跟踪与闭环位置控制。系统的闭环控制可以描述为对角度误差

$$e(t) = \theta_{ref}(t) - \theta(t)$$

的 PID 控制

$$[u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt}.]$$

为评估性能，设定指标包括到达时间、稳态误差及重复定位精度（在论文中以均值±标准差给出）。

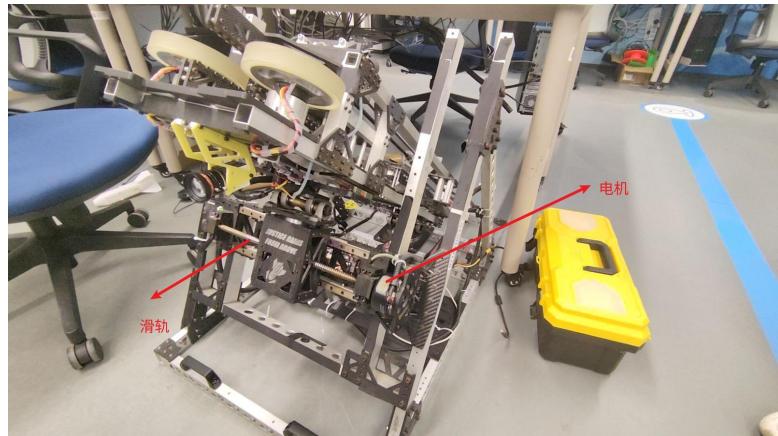


图 23 发射器滑轨与电机示意图

(1) 发射器 — 视觉反馈模块（检测实现细节）

发射器端视觉反馈模块采用单目相机与边缘计算单元（NUC）构成，负责检测场地中预定的绿色目标光点并以 50 Hz 向朝向调整模块输出目标相对朝向信息。

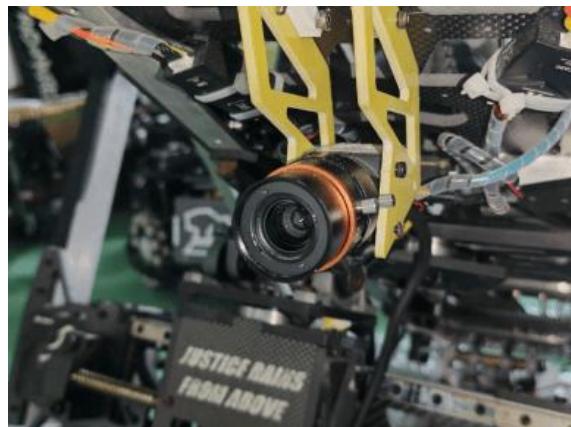


图 24 发射器视觉模块

检测算法首先在相机采集的 RGB 图像上进行去噪（高斯模糊）与颜色空间转换（BGR \rightarrow HSV），然后在 HSV 空间内按经验或标定得到的阈值对绿色像素进行二值分割：

$$\text{mask} = H \in [H_{min}, H_{max}], S > S_{min}, V > V_{min}$$

随后采用形态学开/闭运算去除噪点并填充孔洞，接着使用连通域分析（connectedComponentsWithStats）提取候选 blob。每个 blob 计算面积、周长与圆度指标

$$C = 4\pi A / P^2$$

并基于面积与圆度阈值过滤非点状物体。对残留候选采用亚像素级定位方法以提高定位精度。为提升鲁棒性，模块还结合亮度检验、时间一致性（帧间位移限制）与简单的 Kalman 滤波进行跟踪，使短时遮挡或突发反光不致引发误判。实现上可采用先粗后精的策略：先在下采样图像中完成快速检测，再在原始分辨率的 ROI 上做精定位，以兼顾实时性与精度。

(2) 朝向调整模块设计

朝向调整模块由 GM6020 无刷电机驱动的滑轨机构实现，设计允许最大 50° 的指向范围和约 $8^\circ / s$ 的最大调整速度。位置控制器采用位置式 PID，控制器设计考虑到电机与传动机构的摩擦、反向间隙与负载变化，因此在实现中引入前馈补偿与积分抗饱和策略。控制算法在实时操作系统或实时进程中以稳定 100 Hz 的控制频率运行，控制回路包括角度测量（编码器或角度传感器）、误差计算、PID 计算与 PWM 输出。

(3) 发射模块设计

发射模块由两组 3508 无刷电机驱动的摩擦轮组成，通过摩擦传递加速度将制导飞行器发射出去。发射速度 v 与摩擦轮边缘线速度近似相关：

$$v \approx r \cdot \omega$$

其中 r 为摩擦轮有效半径， ω 为轮轴角速度。为了保证发射一致性，系统在射击前通过速度闭环（转速传感器或电机编码器反馈）将轮速稳态到目标转速并在发射瞬间触发释放机构。实验中测得，当轮轴转速约 4000 rpm 时可实现约 20 m 的飞行距离；轮速从静止加速至 4000 rpm 所需时间小于 6 s。

(4) 发射台电气系统

在发射平台使用 stm32F407 开发板作为主控，该主控通过协调五个电机的工作，完成发射平台校准以及发射的任务。

主控板连接视觉上位机，通过视觉上位机的回传信息控制发射器进行校准。发射台电气布局主要考虑稳定性，其次考虑可维护性，最后考虑美观性。在发射器的保护下，线路使用耐磨绕线管维护，防止被碳纤维割伤。

使用大疆单电池供电，同时接一路 DCDC 稳压供给小电脑电源，保证压敏性器件不会被发射造成的电压波动影响。

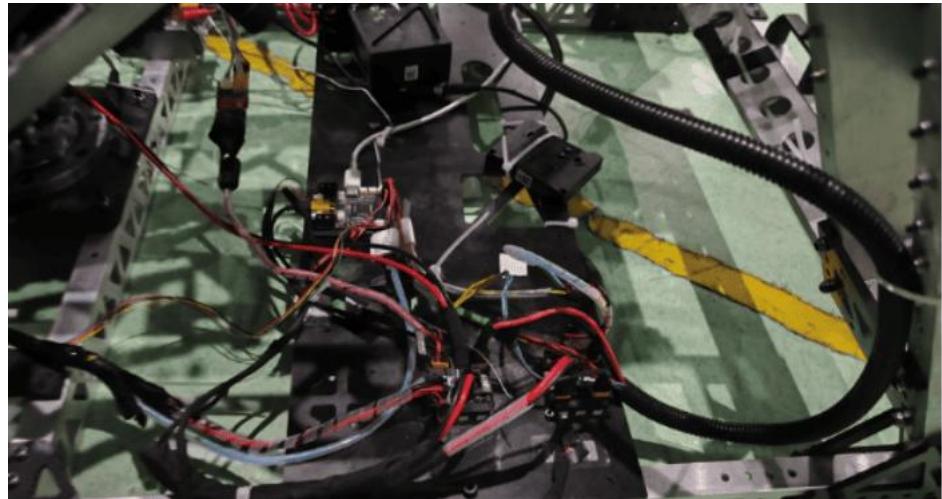


图 25 发射器电器仓

5.2.3 飞行器结构设计

制导飞行器机体在经过多轮迭代优化中，发现对其稳定性影响最大的首先是尾翼形状，其次是其总重与重心，而对于操控性的影响，翼型和重量以及重心的控制同样重要。因此在迭代无制导飞行器的时候，一定程度上忽视了重心的重要性。而由于机体体积的限制，以及元器件的紧凑性，最终的机体重心略微靠后，也导致了控制效果并不尽如人意。

(1) 设计细节

制导飞行器机体整体是由前后两部分组成，中间依靠左右各一个”∞“形榫卯固定。前端为制导飞行器触发装置，包含摄像头，电池，以及最前端的载荷舱（载荷触发系统）；后端是制导飞行器的主体，包含了制导飞行器的尾翼（含舵面），舵机，以及主控 PCB。整体气动外形类似火箭，是依靠引导线放样而成的流线型，经过 Ansys 的多轮仿真，在确保整体阻力较小的同时，其在高速大迎角的情况下也不会产生过强湍流影响其稳定性。

为了保证制导飞行器机体的强度、均一性、轻量化、以及可重复使用性，机体材料采用的是基础的 PLA。放弃 TPU 主要是因其保存条件苛刻，要在干燥，且尾翼不会受压变形的环境下保存，在运输时面临较大问题。放弃 PLA-CF 和 PETG-CF 的原因类似，首先是因为其表面粗糙度相对基础 PLA 较差，打印的良品率较低且成本较高，其次，这两款打印料都是以硬度著称，其韧性并没有显著改善，对于制导飞行器落地这种瞬间强冲击的场景，并非完美适配。至于放弃打印料采用手糊碳纤维的方式我们也有尝试，但是由于工艺原因，我们很难满足机体均一性的要求，甚至没法做到同一个机体的左右对称，该方法被果断放弃。

前端的触发装置做了较大妥协。为保证重心靠前，不得不将较重的电池放在了触发装置内，摄像头也不可能靠后。这也意味着将其与载荷舱隔离与防污染至关重要。因此触发装置前端形似火山，周围是载荷区，可以填装灭火剂（在测试时为了让效果明显，我们采用的是墨水），中间是一根空心圆柱，前端是透明亚克力圆形片，可以在安装摄像头的同时避免灭火剂泼洒对其的污染。载荷舱的释放最初设计时，是决定用一个小合页门，在接触目标时凸起的小鳍被地面顶起，释放内部灭火剂。但在测试时，发现其密封很难做，特别是针对墨水这样的液体。而且在触地时其泼洒效果也不好，只能覆盖制导飞行器机体下方，因此最终直接采用可更换的触发头，每次撞击都会使撞击头破碎，并依靠撞击的动能将灭火剂喷洒出去。为了保证撞击不会损伤电池，电池在裹上泡棉后，四周都由打印件夹紧，既不会移位，也不会受到过大加速度。由于摄像头质量较轻，撞击影响没有电池那么大，只是依靠打印件将其锢紧。

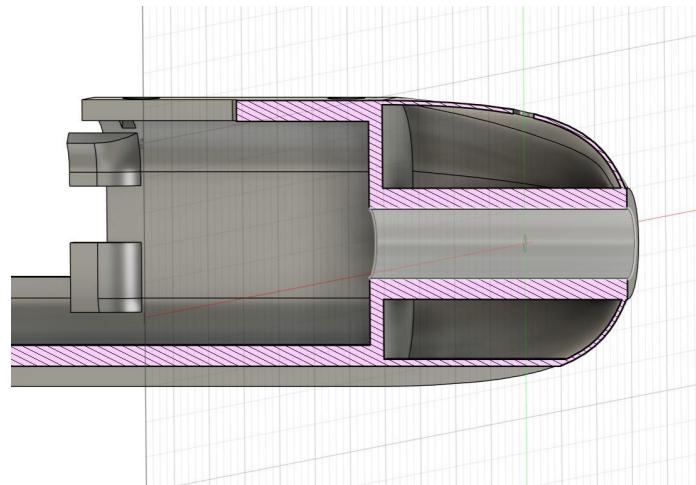


图 26 前端触发装置剖面图

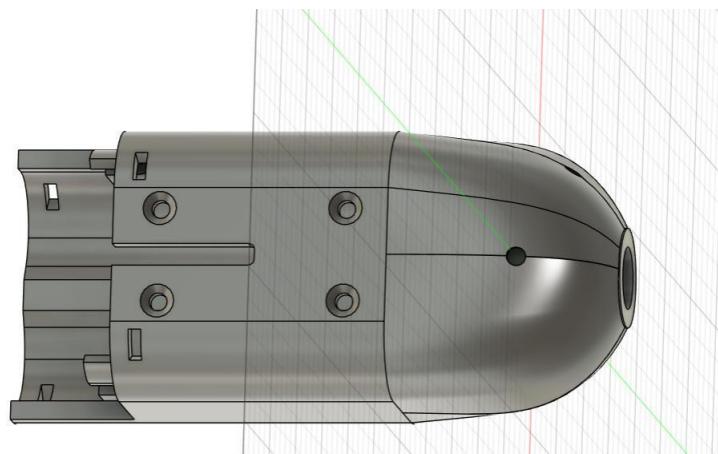


图 27 前端触发装置

后端的机身是迭代过程的核心，不断平衡重量，重心，操控性，以及气动外形。最终设计采用“X”形尾翼，并在上侧有两个小舵面进行操控，操控模型参考“V”形尾翼。这样的X翼在无控的情况下稳定性最好，几乎不会出现滚转的情况。同时我们发现翼面积越大，制导飞行器在飞行过程中就越不容易出现Pitch方向的摆动（点头状摆动）。最终考虑到其最基础的目标是精准命中，尾翼在发射器的尺寸限制内做到了尽可能的最大。

(2) 迭代过程

制导飞行器机体迭代主要包含5版。

第一版主要考虑了其大迎角情况的舵效，有一个进气涵道的设计，保证其舵面位置的气流在大迎角情况下的平稳，并且略微提供一定的升力，翼面也采用了NACA0012翼型，在最大厚度较小的情况下，有不错的升力以及较大的失速迎角。同时整个尾翼是后掠的姿态，以减小其诱导阻力。舵面控制是用的三角翼混控模型加垂尾控制偏航，两个副翼，一个垂尾舵。



图 28 第一代飞行器

第二版制导飞行器机体，由于在仿真中涵道导流效果并不理想，并且加工和装配较为困难，摒弃了涵道设计。但仍然保留了翼型。控制模型与第一版类似。

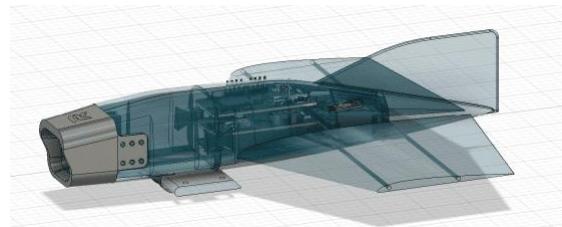


图 29 第二代飞行器

第三版制导飞行器机体，由于上一版飞行器机翼的翼型不易加工，且均一性较差，且在这类飞行器中翼型产生的效果有限，我意识到制导飞行器的设计与飞机有较大区别。因此最终选择使用插板当作尾翼。同时考虑到重量和舵机数量问题，控制模型采用了完全的三角翼混控，仅依靠两个舵面控制滚转和俯仰。

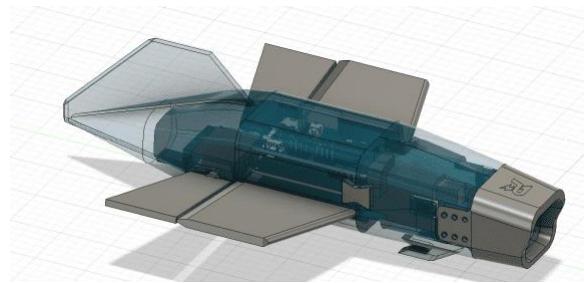


图 30 第三代飞行器

第四版制导飞行器机体将尾翼做成了全动的舵面，机体中部加上了插板的机翼，更类似于一架飞机了。并且对舵面进行了优化，不再是三角翼混控，而是采用一个舵机控制尾翼的俯仰，一个控制左右副翼的滚转。但事实证明这版机体很脆弱，并且飞行效果也极差。

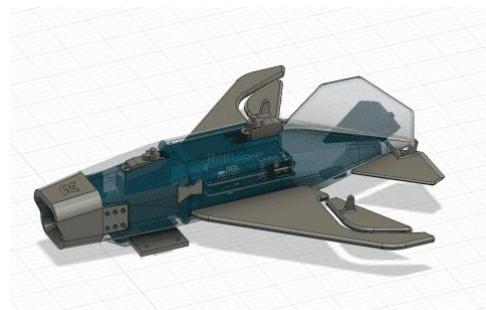


图 31 第四代飞行器

第五版制导飞行器机体，也就是最后一版机体，采用了 X 尾设计。由于第四代飞行器的强度较差，并且稳定性不足，设计的参考对象从飞机转向了导弹，尝试了 X 尾翼，并取得了出乎意料优秀的效果。在尾翼上侧有两个小舵面进行操控，控制模型参考“V”形尾翼。

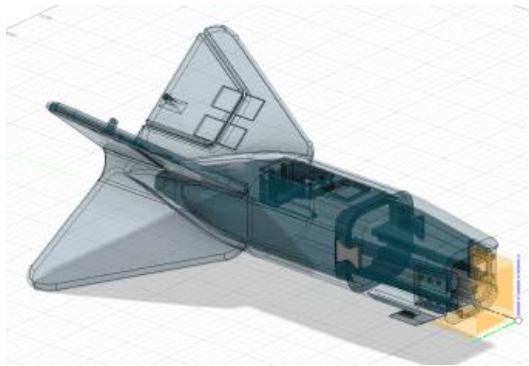


图 32 第五代飞行器



图 33 第五代飞行器实物图

对于各个飞行器模型，都进行了各攻角，各流速状况下的仿真对于升力情况较好，且能进行收敛的模型进行了打印，对部分无法收敛或收敛极慢的模型则进行迭代

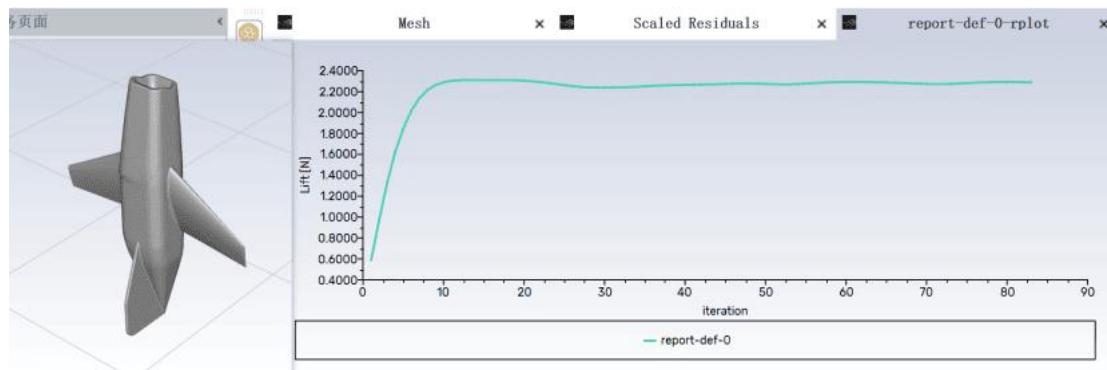


图 34 飞行器仿真图

5.2.4 飞行器控制实现

(1) 制导飞行器 — 视觉反馈模块

为便于在受限的体积、算力与功耗条件下实现快速可靠的末端视觉测向，本文对制导飞行器端的视觉模块做了轻量化、工程化的设计：首先进行低开销的图像预处理（轻度高斯模糊以抑制噪声、伽马校正以改善暗光下的可见性），随后在 HSV 颜色空间用简单阈值完成绿色光点的粗分割，再通过开闭运算去除小噪点并用连通域提取候选斑点。针对飞行机动导致的运动模糊，视觉前端结合 IMU 的角速度做运动补偿以稳定光点位置并提升信噪比；对每个候选斑点执行亚像素级拟合（可选 2D 高斯拟合或亮度峰值插值），得到更精确的像素坐标，再利用相机内参与机体外参进行反投影，得到机体坐标系下的方向向量：

$$p_{cam} = K^{-1}[u, v, 1]^T, \quad d = \frac{R_{cam}^{body} p_{cam}}{\|p_{cam}\|}$$

其中 K 为相机内参矩阵, R_{cam}^{body} 为相机到机体的旋转矩阵, d 为目标指向方向。为保证实时性与计算优先级, 采用 ROI 优先策略: 先在低分辨率全幅图像中完成粗检测以快速定位, 再在局部窗口的原始分辨率上做精定位, 从而把昂贵的精细计算限制在必要区域内。为应对短时遮挡与光照波动, 引入简化的卡尔曼滤波器做方向预测与时序关联, 使得在帧间丢失检测时仍能输出连续且平滑的方向估计。总体方案在保持检测精度的同时将运行开销降到最低, 适合嵌入式轻量平台。

(2) 姿态调整模块

姿态调整由高速舵机驱动的舵面系统实现, 其控制目标为使当前姿态角度 ϕ 收敛到视觉模块提供的目标方向 ϕ_{ref} , 并在动态扰动下保持足够的稳定裕度。控制器采用带角速度反馈的 PD/PID 结构, 在实际实现中对角速度项使用一阶低通滤波从而抑制 IMU 噪声。控制律为

$$u(t) = K_p(\phi_{ref} - \phi) + K_d(\dot{\phi}_{ref} - \dot{\phi})$$

其中 $u(t)$ 为舵面指令, $\dot{\phi}$ 为角速度, 控制指令在执行前经过速率限制器与饱和模块, 以避免舵面瞬态过冲或结构疲劳。对于制导飞行器在高速条件下的非线性气动力耦合, 控制框架中加入经验模型前馈项, 例如基于飞行速度 v 的舵面偏置 $\delta_{ff}(v)$, 用于抵消固有配平偏差, 从而降低闭环调节负担。舵机带宽需要高于视觉更新频率, 以避免形成控制瓶颈。

在制导控制方面, 制导飞行器采用基于视觉方向向量 d 的比例导航 (PN) 与姿态控制耦合方案, 核心变量为视线角 λ 及其变化率 $\dot{\lambda}$, 制导率命令形式为

$$a_{cmd} = N \cdot V \cdot \dot{\lambda}$$

其中 V 为制导飞行器速度, N 为导航常数 (一般取 2^4), a_{cmd} 通过气动力模型映射到舵面命令, 从而实现对目标方向的快速趋近。考虑到绿色光点检测的相对方位信息具有角度尺度意义, 系统将光斑方向直接映射为“视觉视线角 λ ”, 并每帧估计其变化率, 从而实现伪比例导航的等效功能。控制链最终整合为: 视觉方向解算 \rightarrow Kalman 预测与补偿 \rightarrow 制导系统生成角速度或横向加速度指令 \rightarrow 姿态控制器输出舵面命令 \rightarrow 舵机执行。完整闭环在 100 - 200 Hz 范围内运行, 以满足高速飞行场景需求。



图 35 制导飞行器控制结构

(3) 硬件系统框图简述

为了完成制导飞行器的姿态控制、视觉识别等内容，我们设计了由主控板、电源管理板、视觉上位机开发板、九轴陀螺仪以及舵机组成的硬件系统。

其中，电源管理板接入 2s 锂电池，给舵机、主控板以及视觉上位机提供电源。主控板接收陀螺仪、视觉上位机的信息，并控制舵机。视觉上位机负责进行视觉识别。后称整个系统为飞塔。

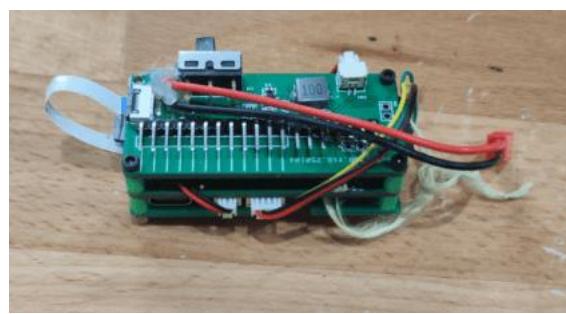


图 36 制导飞行器控制部分硬件

各个组件之间的控制关系如下图所示：

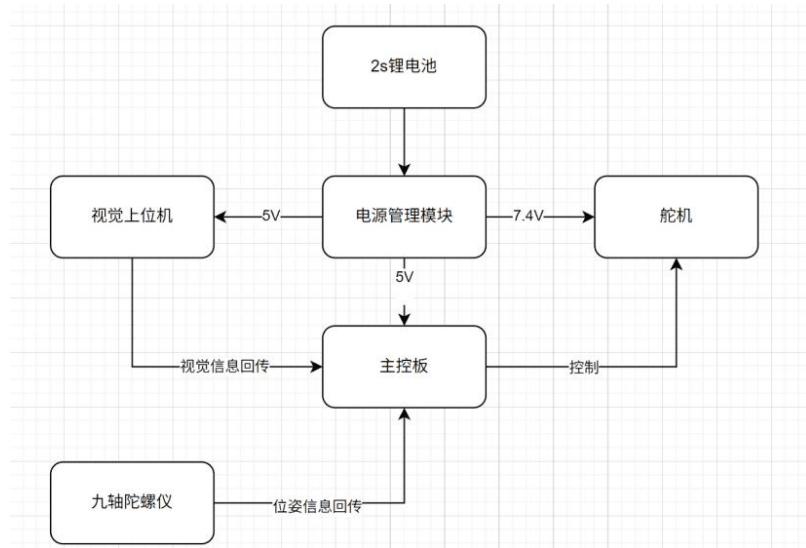


图 37 制导飞行器系统架构图

(4) 主控和视觉模块硬件迭代

主控第一版：主要使用最小系统板原理图设计，引出两路串口，五路 PWM，typeC 等，考虑飞行器内腔大小制作，实测基本实现所有通信，控制功能。

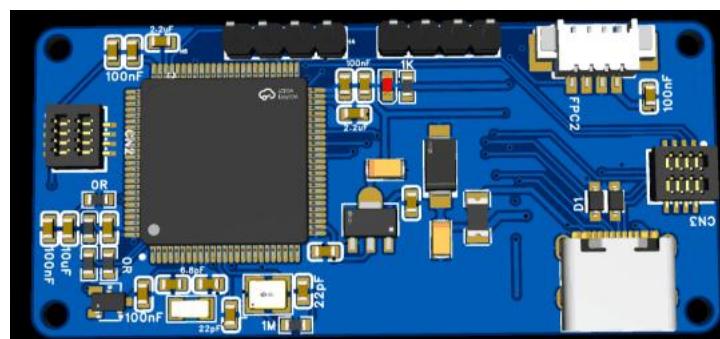


图 38 制导飞行器主控第一版 PCB 设计图

主控第二版：调整部分接口位置，使布局更合理，接口连接性更好，更加稳定



图 39 制导飞行器主控第二代 PCB

视觉模块第一版：使用 stm32h750 进行设计，视觉供电和主控板分开设计，尺寸较大。能够完成视觉识别任务，将 openmv 相关的所有通信接口引出。



图 40 制导飞行器上位机第一代

视觉模块第二版：紧凑设计，将视觉供电和主控板联合设计，同时减少不必要的元件，只保留 uart 通信接口，大大减小开发板尺寸。



图 41 制导飞行器上位机第二代

(4) 飞控代码实现

为了放大实现效果，将飞塔搭载于普通航模滑翔机，实测具有稳定姿态，控制滑翔机向目标飞去的能力。以下对控制代码核心进行解释。

该制导飞行控制代码，主要通过多级闭环控制实现飞行器的姿态稳定与目标跟踪，其核心逻辑可分为以下几个技术模块（已实现）：

传感器数据处理与坐标系转换 :

通过 JY901 传感器获取飞行器的三轴姿态角（滚转、俯仰、偏航）及角速度数据。在 camera_to_world_transform 函数中，采用旋转矩阵将摄像头像素坐标系下的偏差 (dx_{pixel}, dy_{pixel}) 转换为世界坐标系下的偏差 ($world_dx, world_dy$)，同时补偿滚转角 ($roll_deg$) 和俯仰角 ($pitch_deg$) 对视觉定位的影响。其中，旋转矩阵的构建通过预计算的三角函数查找表 (\sin_table, \cos_table) 优化计算效率，角度分辨率达 0.1° ，兼顾精度与实时性。

抗滚转补偿与目标平滑处理：

引入 RollCompensation 结构体定义最大补偿角度 ($max_compensation_angle$) 和补偿增益 ($compensation_gain$)，动态调整目标位置以抵消滚转引起的视觉偏差。通过 rate_limit 函数对目标滚转/俯仰角进行速率限制 ($MAX_ANGLE_RATE=0.5 \text{ rad/s}$)，防止指令突变导致控制系统震荡。

双环 PID 控制架构：采用内外环级联控制策略，外环角度控制：根据世界坐标系下的偏差生成目标滚转角 ($target_roll$) 和俯仰角 ($target_pitch$)，并加入空速前馈 ($feed_forward$) 提升响应速度。PID 参数通过 roll_angle_pid 和 pitch_angle_pid 结构体配置，支持动态调整。

内环角速度控制：将外环输出的角度指令转换为机体坐标系下的角速度指令 (p_sp, q_sp, r_sp)，并通过 roll_rate_pid 和 pitch_rate_pid 实现精确跟踪。角速度指令经过动态限幅 ($MAX_ROLL_RATE=2 \text{ rad/s}, MAX_PITCH_RATE=1 \text{ rad/s}$)，避免执行器饱和。

混控器设计与非线性优化，针对双副翼/X 尾布局，混控规则结合差动滚转控制与对称俯仰控制：滚转指令通过差动增益 ($ROLL_SIGN$) 分配至左右副翼，产生滚转力矩；俯仰指令通过对称增益 ($PITCH_SIGN$) 同步驱动双副翼偏转，生成俯仰力矩。

此外，通过非线性映射函数 ($nonlinear_map$) 优化小信号响应，设置死区 ($DEAD_ZONE=0.05$) 抑制噪声，并采用动态平衡系数 ($MIX_LIMIT=0.8$) 降低俯仰/滚转耦合效应。

执行器输出与安全保护，最终舵面偏转量 ($left_flap, right_flap$) 经过限幅 ($MAX_DEFLECTION=1.0$) 后输出至舵机，确保舵面机械安全。LeftServo 和 RightServo 函数将归一化指令转换为实际 PWM 信号，驱动舵机动作。

6 成果展示

6.1 实验成果展示

实验在室外测试场地进行：发射器置于距制导目标（大型黄色工具箱）15 m 处，标靶放置在目标前方。实验分别发射有制导飞行器与无制导飞行器，每次击中后记录落点在标靶上的位置



图 42 实验示意图



图 43 标靶图

实验结果如下图所示（左侧为无制导飞行器击打结果，右侧为有制导飞行器击打结果）：



图 44 实验结果（左侧位无制导飞行器结果，右侧为有制导飞行器结果）

记录环数，分别计算平均值和方差，结果如下图所示：

制导飞行器		非制导飞行器	
环数	数量	环数	数量
10	1	10	0
9	2	9	0
8	3	8	2
7	4	7	2
6	3	6	1
5	4	5	6
4	1	4	3
3	0	3	2
2	3	2	2
1	3	1	4
0	1	0	3

5.24 平均值	3.68 平均值
8.1024 方差	6.0576 方差

表 1 实验结果表

结果表明：有制导飞行器的平均环数为 5.24，相较于无制导飞行器提高 42.3%，表明制导系统在提升命中精度方面发挥了显著作用；但同时有制导飞行器的方差也增加了 33.7%，即落点分布更为离散。对此我们判定：制导策略虽能提高平均性能，但引入的控制回路可能带来附加扰动或敏感性（例如传感器噪声、控制器参数不充分调优、释放机构的一致性不足等），从而增大了散布。后续需针对方差增大的原因开展定量分析与消减措施，包括增大试验样本量、记录并分析发射瞬时的 IMU 视觉数据以捕捉扰动源、对控制器增益与饱和策略

进行调参、并改进释放机构的重复性与机械缓冲设计，以在保持平均性能提升的同时压缩散布。

6.2 比赛成果转化展示

日常测试时使用该套飞行器和发射装置集中 25 米处 140mm*140mm 正方形物体数次，详情可见演示视频

携带发射台配合飞行器作为飞镖系统在 robomaster 超级对抗赛中击打 25m 处、带有灯光引导的目标物（外形同日常测试时一致），使用视觉引导的发射器和 X 尾翼无控制飞行器参加比赛时，在四场比赛中，累计击中目标物 3 次，初步验证我们方案具有较好的一致性。在四次发射中，飞行器均没有出现不可修复的损坏，初步验证了我们飞行器的耐用性。



图 45 比赛终成功命中

7 总结

本文围绕面向定点投放与灭火任务的视觉制导飞行系统，完成了从总体方案构思、机械系统设计到系统集成与实验验证的完整研究过程。通过对发射器与制导飞行器两个核心子系统的协同设计与反复迭代，本文验证了视觉制导技术在提升命中精度方面的工程可行性，并在实践中深化了对“结构—控制—感知”高度耦合系统设计规律的认识。但也必须坦诚指出，本研究在若干关键方面仍存在不足：样本量有限且多为受控环境测试，尚不足以覆盖复杂现场工况；对长期可靠性与环境耐受性的验证不充分；在制造公差、装配一致性与传感器标定流程上的工程化细节仍需完善。这些短板限制了当前方案在大规模部署与野外试验中的直接可用性，亦提示我们在后续工作中必须将工程可靠性放在与性能优化同等重要的位置。

研究表明，发射阶段的机械冲击特性、结构刚度与重复性对后续制导性能具有决定性影响，单纯依靠末端控制难以弥补初始条件不一致所带来的系统性误差；因此，在系统早期即刻将控制与制导需求前置到机械设计阶段，是保证整体性能上限的关键。实践中我们发现现有释放与缓冲机构在重复性和参数漂移上的表现不足，摩擦、反向间隙和装配差异在多次发射后会放大系统散布。针对这些不足，下一步计划包括将更多的传感与状态反馈下放到发射机构（例如释放前的预张力/位置检测）、优化结构公差以降低装配敏感性，以及在机械端引入主动缓冲或基于模型的释放控制，以从源头上减少初始条件的变异性。

在飞行器结构与气动布局方面，尽管多轮迭代带来了重心与尾翼布局的改进，使系统在高动态工况下的可控性与鲁棒性得到提升，但仍存在若干实现性与工程权衡问题：为满足小型化与多载并列需求而产生的几何约束导致对气动面与控制面布置的妥协，有时使尾面操控裕度接近边界；制造与装配对重心位置的影响在现有工艺下仍不可忽视。为此，后续工作将通过更严格的公差分析、数值气动优化（含局部 CFD 与风洞验证）、以及在设计阶段引入可调配重或可替换尾翼单元来扩展设计裕度，从而将设计范式从原型优化逐步过渡到工程化、可量产的体系。

实验结果表明，所提出的系统方案在受控环境下确实能够提高平均命中精度，验证了视觉制导与机电协同设计的整体有效性；但同时实验中暴露出的散布增大问题揭示出若干亟待解决的缺陷。首先，样本量及工况覆盖不足导致统计置信区间较宽，当前结论的外推性受限；其次，系统对噪声源（包括视觉传感噪声、IMU 漂移与时间戳抖动）、参数不确定性（如气动参数、弹体质量分布）与结构一致性（制造公差、装配偏差、释放机构重复性）表现出高度敏感性，从而在多次发射或长期运行中放大散布。再次，现有的释放与缓冲机构在重复性与状态可观测性上存在不足，摩擦、反向间隙与预载变化会在发射瞬间引入难以用末端控制完全补偿的初始条件误差。最后，传感与同步精度的局限使得多源数据融合与延迟补偿的效果受限，进而影响闭环制导的实时性与鲁棒性。

基于上述不足，下一阶段工作的重心将围绕工程可靠性与鲁棒性能展开，具体包括若干可操作的改进方向：在机械端推进更确定性的释放与缓冲方案（例如采用机械限位/机械卡扣替代不确定的摩擦释放，或引入主动/半主动缓冲机构），并在释放前增加闭环状态检测（预张力、释放位置、弹体姿态）以降低初始条件的变异性；在制造与装配流程上引入更严格的公差分析、夹具化装配与统计过程控制以提升结构一致性；在感知与同步方面升级硬件时间戳方案与触发机制（硬件触发、专用时钟或精确时间协议），并改进多传感器时间对齐

以减少融合延迟与时间误差。算法层面将建立系统辨识与不确定性分析流程(基于系统辨识、灵敏度分析与蒙特卡洛仿真)用于参数整定与性能预测，同时探索自适应/鲁棒控制方法(如自适应滤波、鲁棒控制设计与在线参数估计)与在线故障检测以提升野外适应能力。实验验证计划也将扩展为更大样本量、更多环境与更高动态工况的系统性试验(包括室内风洞、不同温湿度与现场野外试验)，并以统计学指标(均值、方差、置信区间、稳定性边界)量化改进效果。通过上述一系列机械工程、制造工艺、感知同步与控制算法的协同改进，目标是将当前的原型性成果推进为具有可重复性、可量产性并适应野外复杂工况的工程化系统。

项目组心得体会

项目名称: 基于视觉的精确制导飞行系统研究

项目编号: 202510611294

项目组成员: 莫湘渝 (20232373) 郭丁赫 (20234775) 郑皓文 (20231076) 王巍澄 (20234821)

成员简介:

莫湘渝-国家卓越工程师学院 2023 级-20232373-机器人工程。

王巍澄-国家卓越工程师学院 2023 级-20234821-机器人工程。

郭丁赫-国家卓越工程师学院 2023 级-20234775-机器人工程。

郑皓文-国家卓越工程师学院 2023 级-20231076-机器人工程。

正文:

1.1 莫湘渝心得

在本项目中, 作为项目负责人, 我主要承担了硬件系统设计、飞行物(飞镖)控制方案制定以及整体研发进度与技术路线把控等工作。相比单一模块的实现, 这一角色更强调对系统全局的理解、关键技术取舍以及团队协作节奏的管理, 这也使我对工程项目的复杂性和系统性有了更加深刻的认识。

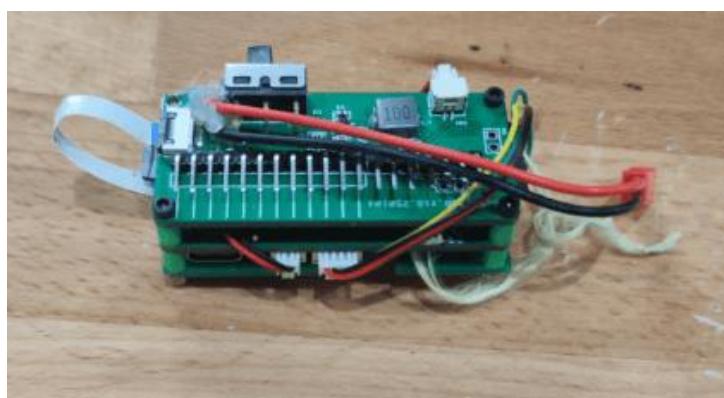


图 1 控制系统硬件

在技术层面, 我的核心工作集中在硬件架构与飞行物控制相关部分。一方面, 需要在体积、重量、功耗和可靠性等多重约束下完成硬件方案选型与集成, 包括主控单元、传感器、

执行机构以及供电与接口设计；另一方面，还需要围绕飞行物的姿态稳定、释放一致性和可控性，参与并主导飞镖控制方案的制定与迭代。在实际过程中，我逐渐认识到，硬件设计并非“功能堆叠”，而是必须服务于控制目标和系统稳定性。例如，结构振动、电磁干扰、供电波动等看似偏硬件的问题，都会直接反映到控制效果和制导成功率上，这要求在设计初期就将控制需求前置考虑，而不是事后补救。



图 2 飞行器姿态控制装置

作为 leader，更具挑战性的部分在于整体进度和方向的把握。本项目涉及机械结构、飞行器本体、控制算法与视觉处理等多条技术线，如果缺乏统一目标和节奏控制，很容易出现各模块“各自优化、难以集成”的问题。在项目推进过程中，我需要不断在“技术理想”和“阶段可交付成果”之间做权衡，明确每一阶段的核心目标，避免过早陷入局部细节优化。同时，通过定期的技术讨论与阶段性评审，及时暴露接口问题和方向偏差，确保发射装置、飞行器和控制系统在设计假设上保持一致。

在团队协作方面，我也体会到沟通方式对项目效率的直接影响。与组员的协作不仅是任务分配，更重要的是对设计逻辑和工程取舍的统一理解。例如，在方案论证阶段，需要明确哪些指标是“必须保证的底线”，哪些是“可后续优化的性能”，从而减少重复试错和无效返工。通过这种方式，团队能够在有限时间内逐步收敛到一套可实现、可验证的工程方案。

本项目对我而言不仅是一次硬件与控制技术的综合实践，更是一次系统工程与项目管理能力的训练。我更加深刻地认识到，复杂工程系统的成功并不依赖某一个模块做到“极致”，而取决于整体方案是否协调、可靠并具备持续迭代的空间。这些经验对于今后承担更大规模、更高复杂度的工程项目具有重要的参考价值，也让我对“工程负责人”这一角色所需要具备的技术视野与决策能力有了更加清晰的认识。



图 3 莫湘渝

1.2 王巍澄心得

在本次制导飞行器机体的研发与多轮迭代优化过程中，我对影响飞行器稳定性和操控性的关键要素有了更深刻的直观认识。其中，最为突出的体会就是：尾翼的形状、总重量及重心分布对于制导类小型飞行器的飞行表现起着决定性的作用，而重心控制尤为不可忽视。

刚开始迭代时，我将更多注意力集中在尾翼形状和翼型优化，以及机体重量的减轻上。而实际上，随着一次次试飞、调整和仿真，我逐渐意识到即使尾翼性能出色，若整体重心设计稍有偏差，也可能导致飞行器姿态控制表现大打折扣。特别是在体积受限、内部元器件极度紧凑的设计条件下，重心的微小变化都会对飞行稳定性、操控灵敏度产生放大效应。回顾无制导版本的开发时，自己对重心的关注明显不足，导致最终试制品重心偏后，这在主动控制条件下尤为明显，带来了操控不如预期的问题。

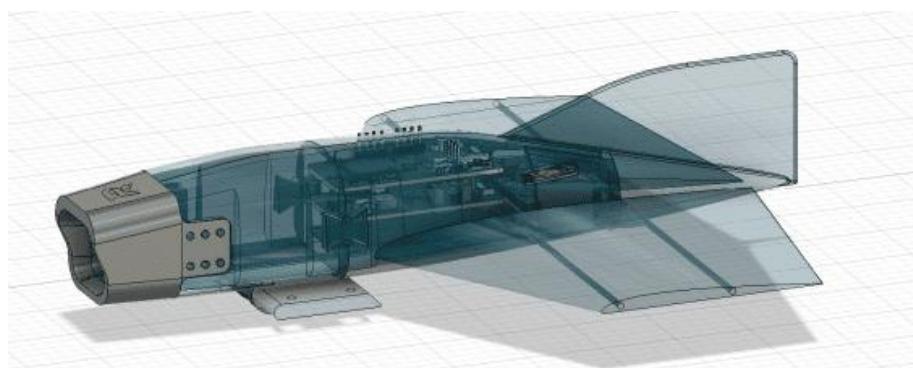


图 4 飞行器 3D 图

在设计与结构细节方面，我逐渐领悟到细节优化和整体均衡的平衡之道。机体分为前端触发舱和后端本体，中部采用精细榫卯结构牢固连接，兼顾轻量化、强度与可重复装配。前端触发装置设计几经权衡，既要保证触发可靠、防污染，又要将重电池前置以尽量前移重心；而释放机构从小合页门改为直接撞击破碎的方案，也体会到“简洁为上，可靠优先”的工程道理。电池、摄像头等关键部件的包覆与布置，更是反复试验。每一步都深感材料和结构的细微选择，都会影响实际可靠性和维护便利性。

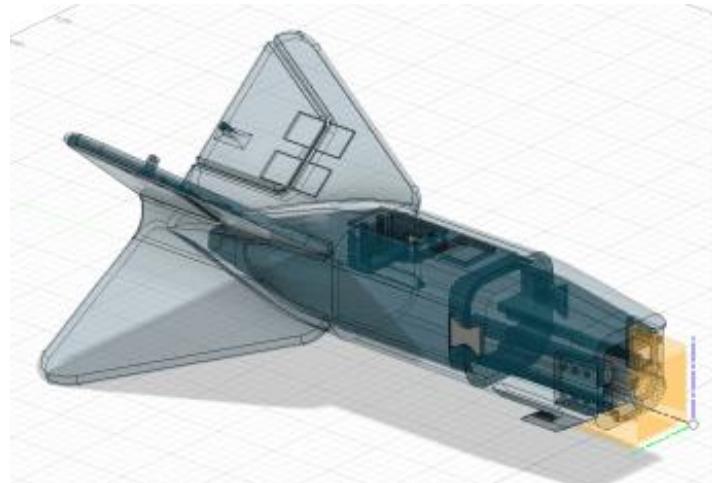


图 5 最终版飞行器 3D 图

在材料选择和加工工艺上，我也累积了宝贵经验。虽然理论上碳纤维、PLA 复合等材料具有优异性能，但实际打印的一致性、韧性、表面处理、运输存储等问题，最终让我回归选择基础 PLA，实现了更优的实验可控性和成品一致性。这一点也提醒我，工程设计不仅要追求指标先进，还要兼顾可得性与工艺落地难度。

尾翼设计和控制模型的多轮优化，是迭代中最值得总结的经验。早期倾向于航空器“飞机化”，后期逐渐明白稳定性和操控性往往“适合导弹的不一定适合无人机，反之亦然”，比如 X 尾结合 V 尾混控反而稳定、强度优秀，且翼面面积精准调整能极大改善 pitch 方向上的稳定性，这些都是通过大量仿真、打印与试飞逐步积累的“感性认识”转化为“理性共识”。

综上所述，这一整个迭代历程让我体会到：**细节优化必须围绕整体目标动态调整，尤其是重心和尾翼这类敏感因素绝不可忽略；工程材料和结构选型不能只看理论指标，更要充分权衡实际环境和可操作性；反复实践、及时复盘和科学仿真，是产品持续优化的关键。**这些经验对我今后的工程实践和飞行器系统设计都有极大裨益，也让我对复杂系统的“全局—局部”耦合有了新的理解。



图 6 王巍澄

1.3 郭丁赫心得

本项目围绕制导类小型飞行器发射装置的工程设计与实现展开，从需求分析、方案论证到结构实现和反复测试，完整经历了一个较为典型的工程设计流程。通过该项目，我们对“结构设计并非单纯追求性能指标，而是多目标权衡的结果”有了更加直观和深刻的认识。

在设计初期，我们从理论性能出发，对摩擦轮发射器与拉簧发射器进行了并行论证。拉簧方案在能量密度和初速度潜力方面具有明显优势，从纯力学角度看具备一定吸引力。然而在实际样机测试中，发射冲击、振动峰值、结构疲劳以及触发机构可靠性等问题逐渐暴露，特别是对飞行器内部 IMU、摄像头等敏感传感器造成的影响，直接降低了制导成功率。这一过程让我们认识到，在复杂系统中，“理论可行”并不等同于“工程可用”，真实工况下的稳定性与一致性往往比单一性能指标更为重要。

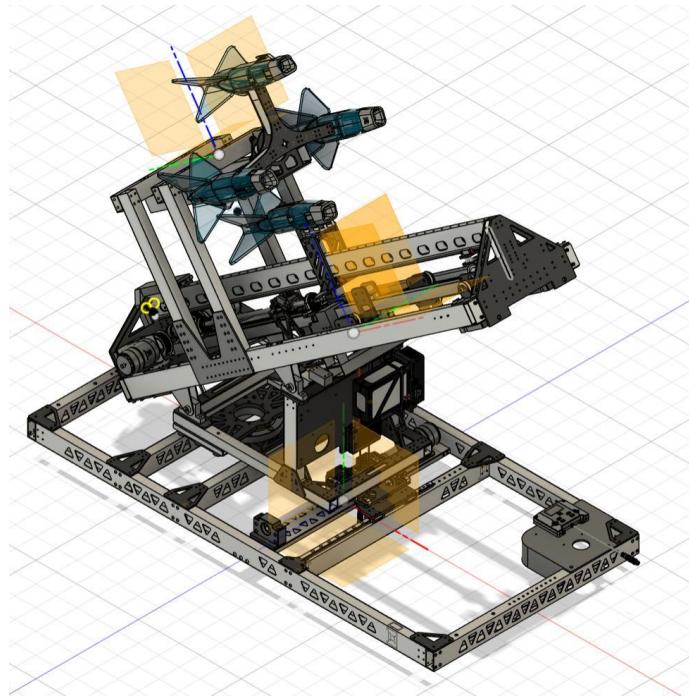


图 7 拉簧发射器 3D 结构图

相比之下，摩擦轮发射器虽然在结构和加工精度上提出了更高要求，但其发射过程平滑、加速度连续可控、重复性好，对传感器极为友好。在长期循环测试中，摩擦轮方案在耐久性、维护频率和整体可靠性方面表现稳定，验证了其作为成熟工程方案的合理性。通过闭环控制与结构优化，摩擦轮系统的缺点可以被逐步削弱，而其核心优势则在系统级应用中被不断放大。这一对比过程强化了我们对系统工程思维和长期可靠性设计的理解。

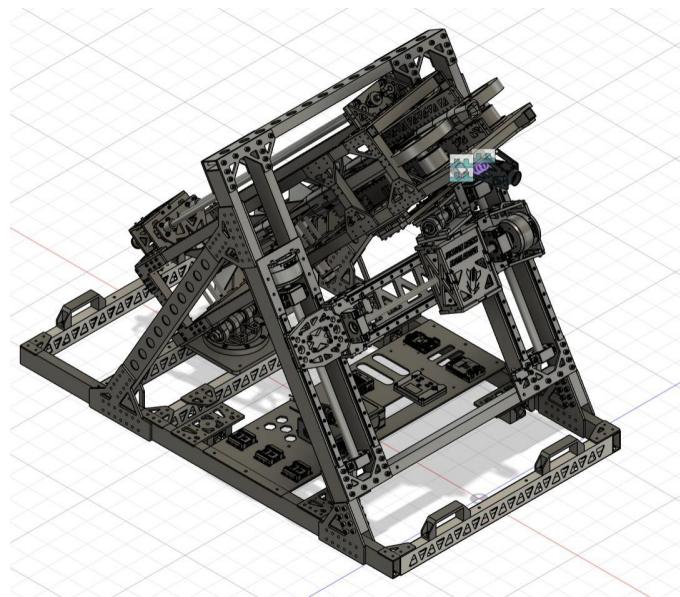


图 8 摩擦轮发射器 3D 结构图

在具体结构设计中，我们深刻体会到细节对整体性能的影响。例如，双交叉滚子轴承在 yaw 轴中的应用显著提高了结构刚度和定位精度；滚珠丝杆与直线导轨组合不仅提升了运动重复性，也在无形中改善了整机重心分布；大直径摩擦轮兼作惯性轮，在降低发射冲击方面发挥了关键作用。这些设计并非单点优化，而是通过多处“看似细微”的改动共同构成了系统性能的提升，使我们更加重视结构设计中的整体协同关系。

此外，本项目也让我们更加清晰地认识到测试与迭代在工程设计中的核心地位。多轮发射测试不仅验证了设计假设，也不断暴露新的问题，推动结构与参数的持续优化。通过对失效模式的分析与对比，我们逐步学会从“为什么会坏”“为什么不稳定”的角度反推设计缺陷，而不是简单地依赖经验或直觉进行修改。这一过程对工程思维的培养具有重要意义。

总体而言，本项目不仅完成了一套性能可靠的摩擦轮发射器设计，更重要的是让我们在方案取舍、结构设计、可靠性验证以及系统级思考方面获得了宝贵经验。通过将理论分析与工程实践紧密结合，我们对机械系统在真实应用场景下的复杂性有了更深刻的理解，也为后续开展更高复杂度的机电系统设计奠定了良好的基础。

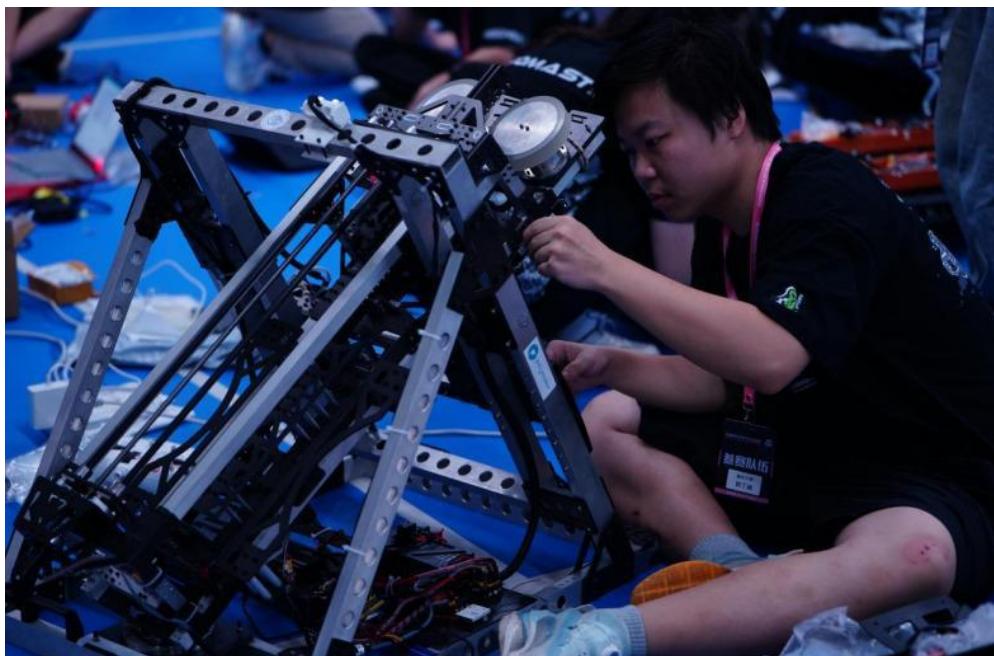


图 9 郭丁赫

1.4 郑皓文心得

在本项目的设计、实现与测试过程中，我收获的不是单一技术的掌握，而是一套将理论、工程与实验有机结合的实践经验。首先，系统化与模块化的设计思想对我影响深刻。将感知、估算、控制与通信明确分层并独立实现，使得每个模块既能单独调试与验证，又能在整体联

调中方便替换与定位问题，这大大降低了开发复杂度并提高了迭代效率。实践证明，良好的接口与清晰的数据流定义（采样率、延迟预算、消息格式）是实现复杂闭环系统的前提。

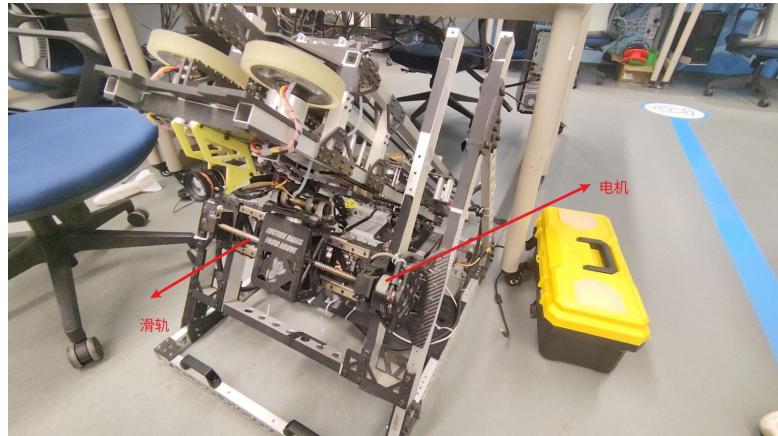


图 10 发射架

其次，我对“理论可证性”与“工程可实现性”之间的平衡有了更深刻的理解。教科书上的控制律、滤波器和制导算法在实验台上往往需要被修正：传感器噪声、延迟、舵机饱和、摩擦与机械间隙都会削弱理论预期的性能。因此在设计算法时同时考虑鲁棒性、简单性与实时性（例如使用轻量化视觉检测、EKF 融合、带抗饱和的 PID）比单纯追求复杂最优解更为有效。实际对比试验中，我们观测到带制导系统平均命中环数提高约 42.3%，但方差也上升约 33.7%，这直观地提醒我：提高平均性能的同时必须关注系统引入的新不确定性与额外扰动来源。

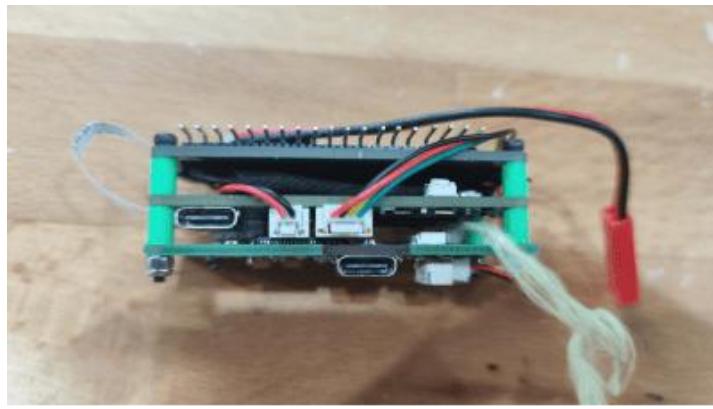


图 11 制导飞行器控制系统硬件接口图

第三，我学到了系统工程中“可量化的实验设计”与统计评价的重要性。把每次发射的落点、初速度、轮速、IMU 与视觉日志系统性记录，并以均值±标准差等统计量来评估改进效果，使得每一次结构或参数调整都有可追溯的因果依据；这比凭经验判断更可靠，也便于

后续优化与同行复现。与此同时，耐久性测试（例如摩擦轮的磨损循环）与安全设计（限位、急停、软限位）同样不可忽视——它们决定系统长期可用性，而非短期指标。

最后，我在团队协作、问题定位与调试流程上也有明显提升：如何快速定位是软硬件交互故障（例如视觉丢帧、舵机指令延迟、释放机构不一致）并制定分步回归测试方案；如何在现场调整控制增益并记录参数对结果的影响；如何在实验报告中清晰呈现结论与不确定性。这些技能对未来更高阶的工程项目尤为关键。

总体而言，本次工作强化了我在系统设计、实验方法与工程落地方面的能力，也明确了下一步的优化方向：降低制导引入的方差（通过更稳定的释放机制、更鲁棒的传感融合与更完善的控制器整定）、改进耐久性测试并完善文档化流程，以便更稳健地将实验成果转化为实际应用。

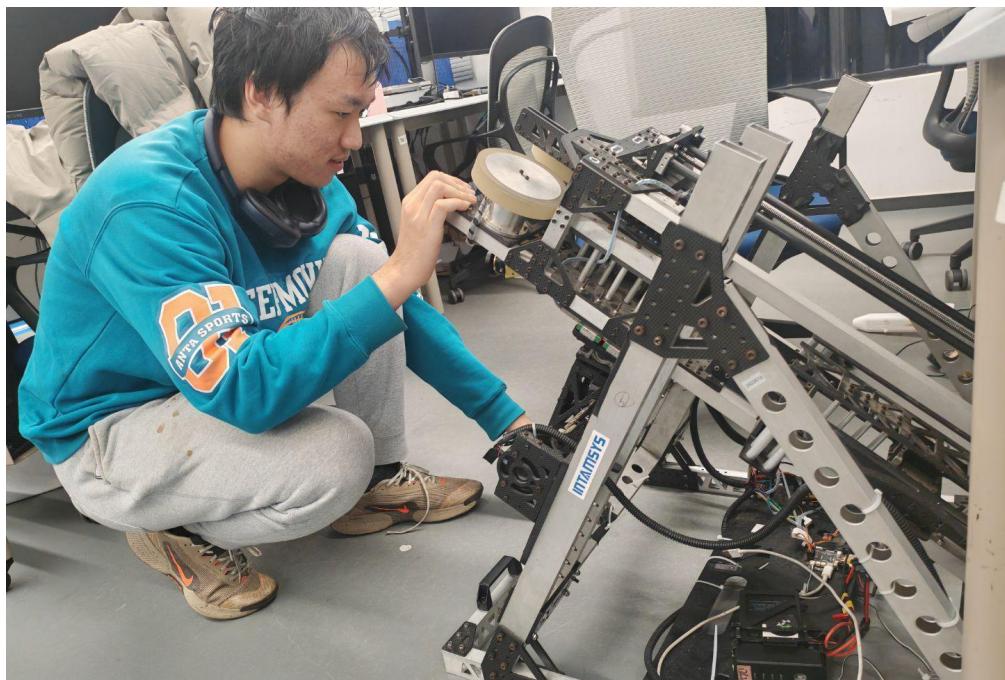


图 12 郑皓文