

文章编号: 1671-7449(2026)02-0193-12

J. Test Measur. Technol., 2026, 40(2): 193-204.

预置式筒射四旋翼无人机设计及发射控制技术

张浩哲, 袁祖江, 刘璐, 孔帅帅, 王琦, 温竞龙, 齐向东, 刘丹*

(中北大学 极限环境光电动态测试技术与仪器全国重点实验室, 山西 太原 030051)

摘要: 针对在水空跨介质的复杂环境下, 传统筒射多旋翼无人机在“预置-激活-飞行”全流程自主运行方面的技术空白, 提出一种预置式筒射四旋翼飞行器“飞影”, 旨在突破传统系统响应延迟与单一阶段控制的局限, 满足复杂环境中长时间预置、快速激活及响应的需求。该方案创新采用碳纤维-铝合金复合承力结构与扭簧驱动折叠机翼机制, 融合分级供能系统与基于状态机的全流程控制模型。验证结果表明, “飞影”在实现低功耗待机的同时可快速激活进入任务状态, 发射时可快速切换至自主飞行状态, 具备30 d可靠预置能力与0.1 s快速响应能力。该设计方案实现了预置发射四旋翼无人机的高可靠部署与高速响应能力, 为后续工程应用提供技术基础与验证支撑。

关键词: 四旋翼无人机; 预置式发射; 复合结构; 折叠机构; 分级供能

中图分类号: V279

文献标识码: A

DOI: 10.62756/csjs.1671-7449.2026040

引用格式: 张浩哲, 袁祖江, 刘璐, 等. 预置式筒射四旋翼无人机设计及发射控制技术[J]. 测试技术学报, 2026, 40(2): 193-204.

ZHANG Haozhe, YUAN Zujiang, LIU Lu, et al. Design of pre-embedded tube-launched multi-rotor UAV and launch control technology[J]. Journal of Test and Measurement Technology, 2026, 40(2): 193-204.

Design of Pre-Embedded Tube-Launched Multi-Rotor UAV and Launch Control Technology

ZHANG Haozhe, YUAN Zujiang, LIU Lu, KONG Shuaishuai, WANG Qi,
WEN Jinglong, QI Xiangdong, LIU Dan*

(State Key Laboratory of Extreme Environment Optoelectronic Dynamic Testing Technology and Instrument,
North University of China, Taiyuan 030051, China)

Abstract: To address the technological gap in the full-process autonomous operation of “pre-deployment – activation – flight” for traditional tube-launched multirotor UAVs in complex water – air cross-media environments, a pre-deployed tube-launched quadrotor aircraft named Feiying is proposed, aiming to overcome the limitations of traditional systems in response latency and single-stage control and to meet the demands for long-duration pre-deployment, rapid activation, and fast response in complex environments. In this scheme, an innovative carbon-fiber/aluminum-alloy composite load-bearing structure and a torsion-spring-driven folding-wing mechanism are employed, and a hierarchical power-supply system is integrated with a state-machine-based full-process control model. Validation results indicate that Feiying can maintain low-power standby while being

【收稿日期】2025-06-10

【基金项目】中央引导地方科技发展基金资助项目(2025090); 山西省科技创新团队专项资金资助项目(202304051001030); 山西省回国留学人员科研资助项目(2022-144); 山西省基础研究计划资助项目(202303021222119)

【作者简介】张浩哲(2001—), 男, 硕士生, 主要从事无人装备与系统研究。E-mail: z18548109632@163.com。

*【通信作者】刘丹(1988—), 男, 教授, 博士, 主要从事微纳传感与测试、智能无人系统研究。E-mail: liudan235@nuc.edu.cn。

rapidly activated into its mission state and can quickly transition to autonomous flight mode during launch, demonstrating a reliable 30 d pre-deployment capability and a rapid response time of 0.1 s. This design achieves highly reliable deployment and high-speed responsiveness for pre-deployed tube-launched quadrotor UAVs and provides a technical foundation and verification support for subsequent engineering applications.

Key words: quadcopter; pre-deployment launch; composite structure; folding mechanism; hierarchical power supply

0 引言

近年来,无人机在民用与军事领域得到了广泛应用^[1]。随着无人机技术的持续突破,其应用场景正从单一介质环境向跨介质领域延伸,这一趋势推动了跨介质飞行器研究的兴起。其中,水空跨介质飞行器因其在侦察、通信中继、快速部署等多样化任务中展现出的巨大应用潜力而成为研究热点^[2]。依据介质转换方式与运行能力的不同,现有水空跨介质飞行器主要可分为两类:一类是水空两栖飞行器,具备水下与空中双环境运动能力,能够在两种介质间实现自由切换并执行任务^[3]。典型代表包括上海交通大学研制的“哪吒”系列^[4-7]、西北工业大学提出的“飞翊”等,这些飞行器实现了水下和空中稳定运行。然而,由于受到水环境腐蚀、能源储备限制等因素的制约,此类无人机难以在水下长期驻留,且水密结构设计面临较大技术挑战。因此,另一类水空跨介质飞行器即干式发射的跨介质无人机,凭借其独特优势,规避了水环境对机体的直接侵蚀,显著提升了系统可靠性与任务适应性,成为当前重要的研究课题。

多旋翼相较于固定翼无人机具备更高的灵活性和操作便捷性,备受行业与研究领域的关注,且其结构简单,更容易实现在水面等复杂环境下发射。而在干式发射多旋翼无人机的研究领域,近年来国内外研究机构开展了大量探索^[8]。例如,圣路易斯研究所提出炮射微型无人机 GLMAV^[9-10]方案,但其尚未验证筒射到飞行流程的自主过渡能力;加州理工学院开发的 SQUID 原型机包含四旋翼^[11]和六旋翼^[12]版本,其中,四旋翼验证了静态与动态弹射过程中的稳定性,六旋翼版本则展示了从被动状态到基于视觉的主动稳定控制的自主过渡能力;国内团队开发的 Peregrine Falcon 无人机^[13]通过控制优化,大幅缩短了动态发射姿态稳定时间,并实现了在移动车辆上的发射。尽管现有研究取得了一定成果,但多数筒射无人机研究聚焦于单一发射或飞行阶段,

在复杂海面发射场景下,难以实现全流程自主运行。

针对海洋环境下干式发射无人机的实际应用需求,课题组前期开展了水下预置式发射平台相关研究,该平台可实现载荷从水下预置状态到水面干式发射的完整作业流程。结合上述场景考量以及前期研究工作,提出一种适用于此类场景的干式筒射四旋翼无人机^[14],能够预置到发射平台,使用时只需启动发射平台,即可快速激活并完成发射,显著缩短反应时间。同时,针对发射出筒时电机自主解锁问题,致力于克服传统复杂解锁算法导致的系统响应延迟,以满足复杂场景下的时效性要求。最终,提出预置式弹射四旋翼飞行器“飞影”的创新设计方案。该机型采用碳纤维-铝合金复合承力结构与扭簧驱动折叠机构,能够适应发射高过载弹射需求;通过构建分级供能系统与状态机控制模型,实现从休眠待机、指令激活到自主飞行的完整控制链路。通过开展预置-激活试验与陆地弹射试验,对系统可靠性进行验证。试验结果表明,该方案能够在较长预置期后,快速完成弹射出筒与自主飞行的切换,展现出良好的快速响应能力与实际部署潜力。

1 总体设计

“飞影”的设计工作流程如图 1 所示。初始阶段,无人机预先部署于发射平台内部,处于低功耗待机状态;随后,发射平台接收激活信号后触发其中的发射器,将无人机弹射至空中;最终,无人机实现自主解锁并进入飞行状态,按预设规划执行后续任务。

基于上述任务流程,飞影需满足以下设计要求:

- 1) 需具备可折叠特性并实现小型化设计,以适配发射平台的紧凑收纳需求;
- 2) 需满足预置过程中长时间待机要求,接收到激发指令后快速完成系统激活与发射;
- 3) 发射后可实现自主解锁,无需人工介入,并稳定执行预设飞行任务。

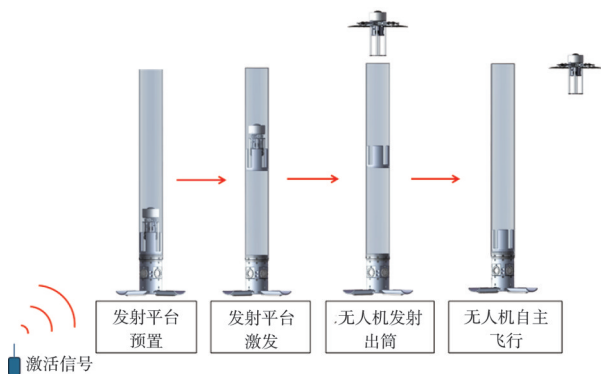


图 1 发射无人机流程图

Fig. 1 Flowchart for launching a drone

1.1 总体布局

总体布局及关键位置尺寸如图 2 所示,其结构分为能源舱、飞行动力系统与控制舱三部分。为保证无人机能够承受发射过程中的高过载力,整机主要承受冲击力的部件由碳纤维件和铝合金加工件组成。能源舱内配置有飞行控制系统的动力电池、预发射控制系统电池等储能装置;飞行动力系统采用“X”字型布局的四旋翼模式,主要由机臂折叠机构及电机构成,其中机臂折叠机构可使机臂完全收回,使无人机整体呈圆柱状,实现紧凑收纳效果;飞行动力系统位于机体整体的中部,可平衡能源舱与控制舱的重量,使无人机在垂直方向上受力更均匀。发射瞬间能减少因重量不均产生的翻转力矩,确保出筒姿态平稳,为后续飞行奠定良好基础。位于最下方的控制舱负责实现对“飞影”整个工作流程的精准控制。

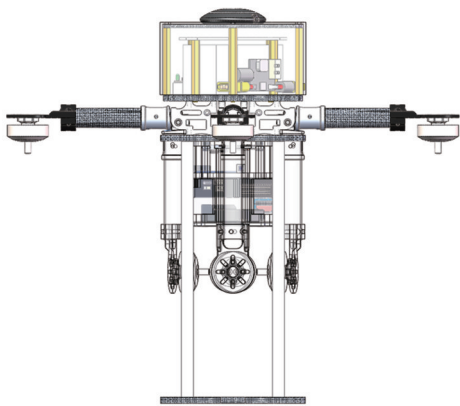


图 2 总体布局及关键位置尺寸

Fig. 2 Overall layout and key dimensions

1.2 机臂折叠机构设计

“飞影”的飞行系统采用四旋翼构型,具备结构紧凑、响应迅捷及控制策略成熟等优点,因而能够

满足筒射等复杂工况下的作业需求^[15]。在将无人机预置入发射平台时,为实现与筒内空间的高效匹配且避免与内部空间碰撞,机臂设计为可折叠形式,且电机与桨叶倒置,使整机呈近似圆柱形结构。

机臂折叠机构组成如图 3 所示,主要包含转轴夹板、扭簧、扭簧限位柱、转轴及机臂连接件。转轴夹板承担关键连接功能,一方面连接上固定板与下固定板,将整个机臂折叠机构稳固安装于“飞影”中部,另一方面用于连接扭簧、扭簧限位柱、转轴及机臂连接件。扭簧套装于转轴,与机臂连接件同轴运动,其一端抵接于限位柱,另一端嵌入机臂碳纤维管内。当无人机装入发射筒时,机臂折叠使扭簧压缩并积蓄弹性势能;无人机出筒后,弹性势能释放,成为机臂展开的动力源。为实现机臂旋转限位,在扭簧施加旋转力的同时,转轴夹板侧边抵接机臂连接件一侧,以此对机臂旋转行程进行限定。

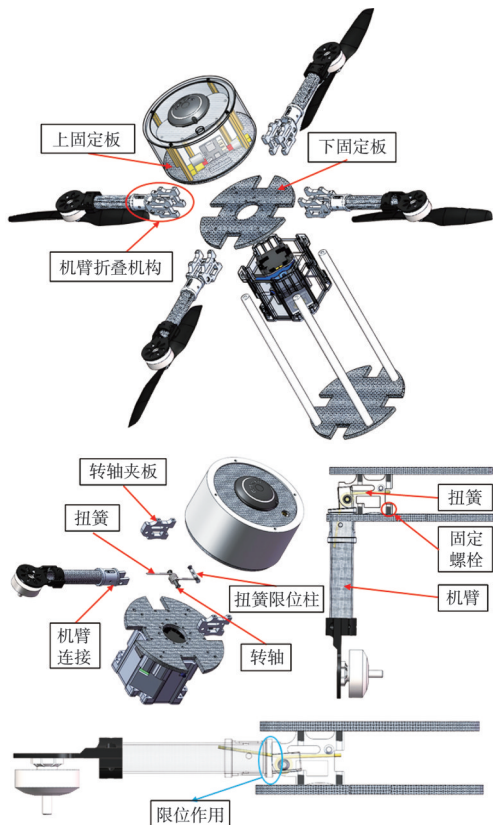


图 3 折叠机构原理图

Fig. 3 Schematic diagram of folding mechanism

1.3 电子设备

“飞影”无人机电子系统分为预发射控制系统与飞行控制系统,采用独立电源供电,通过标准化接口实现信息交互与协同控制。

预发射控制系统的核心为预发射控制器,其

上搭载了无线接收模块，能够实时接收发射平台的激活指令。采用脉宽调制(Pulse Width Modulation, PWM)技术驱动继电器，对飞行控制以系统电源通断进行精确控制来实现全系统能量管理。预发射控制器通过USART 串行总线与飞行控制单元建立双向通信链路，可实时同步发射状态参数并向飞行控制系统发送控制指令。预发射控制系统由 2S 400 mAh 锂离子电池组独立供电，在任务预置阶段，采用低功耗模式延长待机时间。

飞行控制系统采用 1 块 4S 2000 mAh 120 C 锂电池作为独立能源，首先通过继电器实现电源通断控

制，继而经电流计进行实时能耗监测，最终通过电流计上的电压转换模块生成 16.8 V 动力电源与 5 V 控制电源，分别为推进系统电机及飞行控制器供电。飞行控制系统集成了具备气压高度补偿功能的 GNSS 组合导航模块，可实时输出三维位置坐标、海拔高度等关键参数。同时还配有接收机，能够接收手动控制指令，亦可回传无人机状态数据。

两大系统的硬件连接拓扑结构如图 4 所示，无人机主要技术参数详见表 1，其中，电机 K_V 值表示无负载状态下，电机每获得 1 V 输入电压时，所对应的每分钟转速。

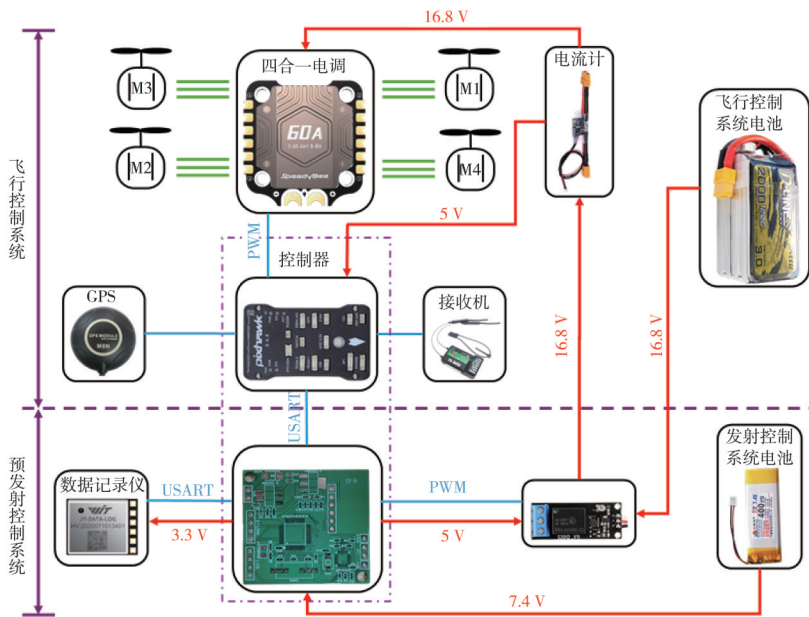


图 4 电子元件布局和硬件框架

Fig. 4 Electronic component layout and hardware framework

表 1 无人机设计参数

Tab. 1 UAV parameters

参数	数值
总重量 m/kg	1.32
轴距 l/mm	350
预置时长 t/d	30
螺旋桨尺寸 D_p/mm	177.8
电机 $K_V/(\text{r}\cdot\text{min}^{-1}\cdot\text{V}^{-1})$	1 700
空中续航时长 T/min	8

2 系统设计与实现

本节详细介绍预置式筒射四旋翼无人机的各个子系统设计，是对第 1 节中硬件基础的进一步扩展与深化。其中，1.3 节明确的预发射控制系统、飞行控制系统及对应硬件构成是本节三大子系统设计的核心硬件支撑，包括通信系统、控制系统与发射系统。每个系统在设计时均考虑复杂环境中的稳定性

与适应性，确保无人机能够高效完成任务。

2.1 通信系统设计

通信系统保证无人机与地面平台之间的通信稳定。采用双向通信方案，结合无线射频与卫星通信，确保在不同环境下的数据传输不受干扰。为提升可靠性，系统设计了冗余通信，确保主链路故障时备用链路能够接管。同时，通信系统通过频率跳跃和扩频技术增强抗干扰能力，适应复杂环境中的信号变化。

2.2 控制系统设计

控制系统分为飞行控制、任务控制和能量管理三层，确保无人机稳定运行。飞行控制系统通过 PID 控制算法和状态机自适应控制保持飞行稳定。任务控制层规划飞行路径，能量管理层则监控电池电量，

确保长期任务的顺利完成。系统具备异常检测与回退机制,确保在异常状态下安全返回待机模式。

2.3 发射系统设计

在从发射筒出射至进入飞行的关键过渡阶段,无人机面临高速弹射、瞬时失重等复杂工况,传统依赖遥控指令或定时逻辑的启动方式难以及时、准确地完成动力系统解锁,极易导致动力延迟启动、姿态失稳甚至任务失败。因此,设计一套具备环境感知、自主判断与高速响应能力的筒射自主解锁技术,成为保障无人机发射成功率和飞行安全性的关键(针对性新设计)。为此,“飞影”无人机结合飞控系统对加速度与速度的实时感知能力,构建了一套可靠、高响应性的解锁与起飞判断机制,确保系统能够在高速弹射与无外部通信的条件下,准确判断发射状态并完成动力接管。

飞行控制策略紧承预发射控制阶段的预发射状态,通过状态机模型构建从预发射准备到自主飞行的闭环控制逻辑。在预发射状态下,飞行控制系统已完成初始化:发射速度传感器进入实时采样模式。当检测到无人机发射速度达到设定阈值时,系统转入发射临界监测状态,实时采集 z 轴方向速度信号。

在无人机弹射阶段, z 轴方向速度是判断是否成功出筒并完成机臂展开的关键物理量。本文基于前期陆地弹射试验的实测数据(见 4.2 节,图 9),设定了速度门限 $v_{\text{threshold}}=8.0 \text{ m/s}$ 作为解锁触发条件。该阈值的设定主要基于以下考量:一方面,它必须显著高于发射平台助推段可能产生的振动与干扰信号,以防止误触发;另一方面,它必须低于无人机在弹射簧驱动下能达到的稳定出筒速度,以确保出筒后机臂已完全展开和姿态稳定时能及时激活动力系统。实测数据表明,“飞影”的出筒瞬时速度可达 8.5 m/s ,高于此阈值,验证了该设定的合理性与可靠性。判断模型为:

若 $v_z > v_{\text{threshold}}$, 则触发解锁。

3 控制策略设计

在设计控制策略时,除了使用通用的飞行动力学模型和控制策略外,还专门考虑了预置式筒射四旋翼无人机在复杂环境下的特殊需求,提出了一套针对性的飞行动力学建模与控制策略设计方法。

3.1 飞行动力学建模(已有模型)

为实现对筒射无人机飞行状态的精准控制,

首先明确其坐标系(机体坐标系与惯性坐标系)及其正方向,如图 5 所示,进而构建其六自由度刚体动力学模型为

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= -T(\cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi)/m, \\ \ddot{y} &= -T(\sin\psi\sin\theta\cos\phi + \cos\psi\sin\phi)/m, \\ \ddot{z} &= g - T(\cos\phi\cos\theta)/m, \\ \ddot{\phi} &= \dot{\theta}\dot{\psi}(I_y - I_z)/I_x + \tau_x/I_x, \\ \ddot{\theta} &= \dot{\phi}\dot{\psi}(I_z - I_x)/I_y + \tau_y/I_y, \\ \ddot{\psi} &= \dot{\phi}\dot{\theta}(I_x - I_y)/I_z + \tau_z/I_z,\end{aligned}\quad (1)$$

式中: T 为拉力; m 为四旋翼无人机质量; x, y, z 分别为三轴位置; ϕ, θ, ψ 分别为横滚角、俯仰角、偏航角; τ_x, τ_y, τ_z 分别为 x 轴、 y 轴、 z 轴力矩; I_x, I_y, I_z 分别为 x 轴、 y 轴、 z 轴转动惯量^[16]。无人机的数学模型中,输入量为 x 轴、 y 轴、 z 轴力矩,力矩的变化通过控制 4 个旋翼的转速变化实现。4 个旋翼转速与力矩变化的控制策略为

$$\begin{bmatrix} f \\ \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_T & c_T & c_T & c_T \\ -\frac{\sqrt{2}}{2}dc_T & \frac{\sqrt{2}}{2}dc_T & \frac{\sqrt{2}}{2}dc_T & -\frac{\sqrt{2}}{2}dc_T \\ \frac{\sqrt{2}}{2}dc_T & \frac{\sqrt{2}}{2}dc_T & -\frac{\sqrt{2}}{2}dc_T & -\frac{\sqrt{2}}{2}dc_T \\ c_M & -c_M & c_M & -c_M \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{\omega}_1^2 \\ \tilde{\omega}_2^2 \\ \tilde{\omega}_3^2 \\ \tilde{\omega}_4^2 \end{bmatrix} \quad (2)$$

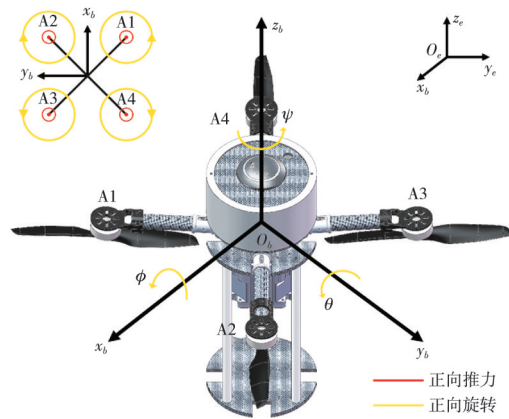


图 5 坐标系与正方向

Fig. 5 Coordinate system and positive direction

3.2 预发射控制策略设计

针对长时间预置与快速响应的能量管理要求,设计了预发射控制策略。其基于状态机模型设计,状态迁移流程如图 6 所示,通过“待机-激活中-预发射准备-等待发射信号-发射成功”等核心状态的有序迁移,同时包含“故障返回-异常状态”的故障处理分

支,实现了分级能量管理和对预发射流程的精确管控。

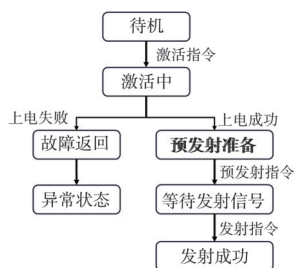


图6 预发射控制系统状态转移图

Fig. 6 State transfer diagram of pre-launch control system

在待机状态下,飞行控制系统处于断电状态,仅预发射控制系统中的无线接收模块以低功耗模式维持运行,来满足长期预置对低功耗的需求。当发射平台接收到外部激活信号后,将激活指令发送至无人机。“飞影”在接收到该指令后,预发射控制系统通过PWM控制继电器闭合,开启飞行控制系统的电源。在飞行控制系统成功上电后,预发射控制器向飞行控制器发送预发射指令,无人机即进入预发射状态,等待最终的发射执行。

该状态迁移机制通过分级电源控制策略,有效兼顾了系统在预置阶段的低功耗运行与接收激活指令后的快速响应能力,确保发射流程在复杂环境下具备高度的时效性与可靠性。

为解决发射瞬间传统定时器解锁精度差、稳定性低的问题,本文引入基于加速度门限触发的自主解锁机制。具体阈值取值与判定模型见第2.3节。

在判断条件满足时,即刻激活动力系统,并进入自主飞行任务执行状态。此外,状态机异常处理模块会对以下情况进行监测与回退:飞控未成功上电;解锁失败或信号错误; z 轴速度异常等。

若判定异常,系统将返回“待机”状态,保障发射流程的闭环可靠性。

3.3 飞行控制策略设计

发射后无人机需快速从高速弹射状态过渡到稳定飞行,传统控制方式难以适配这一动态过程。因此,飞行控制策略核心是构建“状态感知-动力激活-姿态镇定”闭环,承接发射解锁信号,实现瞬态到稳定飞行的无缝衔接。

飞行控制策略以预发射状态为起点,在预发射阶段,飞行控制已完成传感器校准与参数初始化,速度传感器持续采集数据。接收“速度跨国”

解锁信号后,系统监测 z 轴速度与姿态,若 z 轴速度模值 >0 且姿态扰动在安全范围,立即激活动力系统并进行姿态镇定,抵消偏差后进入自主飞行。

错误处理状态设计(针对性新设计)覆盖了预发射、发射临界监测及飞行阶段的全链路异常工况,包括解锁失效、速度信号异常、动力系统故障等。如图7所示,所有异常状态均通过状态机回退逻辑安全返回待机状态,避免系统误动作或僵死。该机制构建了包含“正常流程控制-临界条件判定-异常状态处理”的完整控制闭环,有效提升了无人机在水面等复杂发射环境中的任务执行可靠性。

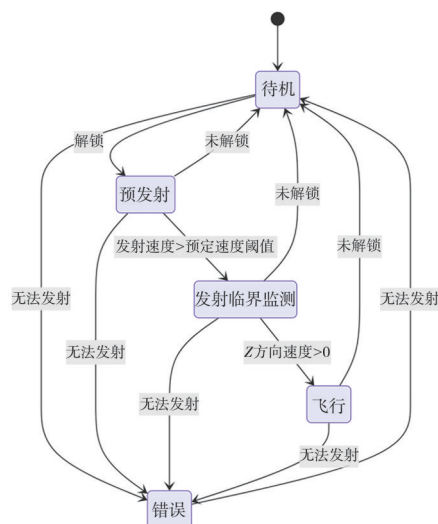


图7 飞行控制系统状态转移图

Fig. 7 State transfer diagram of flight control system

在无人机弹射阶段, z 轴方向加速度显著大于静止状态,因此,本文设置速度门限判断是否已成功出筒,判断模型为:

若 $v_z > v_{\text{threshold}}$,则触发解锁,

其中: v_z 为惯性系下无人机竖直速度;门限 $v_{\text{threshold}}$ 设为 8.0 m/s 。

为避免误触发,系统还设置时间延迟保护:

$$\text{解锁} = \begin{cases} 1, & \text{if } v_z > v_{\text{threshold}} \text{ 且 } t > t_0, \\ 0, & \text{otherwise.} \end{cases}$$

可追溯性与一致性说明:

本节所用的速度门限与时间窗均承袭前述实测记录中的标注信息,速度门限来自前述速度曲线的阈值标注,时间窗上下限依据前述“出筒—展开完成—动力激活”的关键时刻窗口;姿态峰值与稳定时间的参照上限来自前述姿态变化记录;控制环的阶跃响应形态以此前的控制环测试记录为准;异常回退的路径与状态转换遵循前述状态机描述。本文后续所有仿真与对比只是在同一判据与同一时间轴锚点

下进行的瞬态复演,不新增任何数值;相关判断均以“符合前述窗口/不超过前述参照上限/与前述响应形态一致”等文字表述给出。

4 原理样机与试验验证

为全面验证“飞影”预置式发射四旋翼飞行器的性能及工作流程的可靠性,针对其发射全流程开展了测试。

4.1 预置-激活试验

经实验室测试验证,“飞影”无人机在预置至激活阶段的可靠性表现符合设计要求,其测试过程如图 8 所示。在测试中系统完整执行了预置流程的 3 个核心阶段:待机阶段、飞行控制系统启动阶段以及预发射阶段。

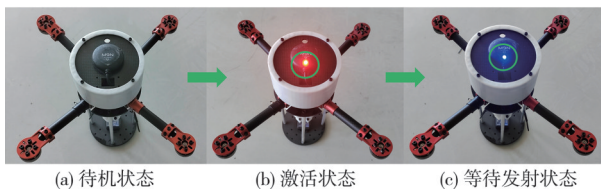


图 8 预置-激活试验

Fig. 8 Pre-deployment activation test

试验显示,在初始待机阶段(见图 8(a)),飞行控制系统保持非工作状态,各指示灯均未激活。在 1 s 后使用发射平台向无人机发送激活指令,当系统接收到后,预发射控制系统随即向飞行控制系统发出启动指令,此时红色指示灯正常点亮(见图 8(b))。在经过延时 1 s 后,预发射控制系统向飞行控制系统发送预发射指令,飞行控制系统顺利进入预发射阶段,蓝色指示灯准确激活,系统进入发射待命状态(见图 8(c))。

预置-激活试验结果表明,“飞影”的预发射控制系统能够准确响应激活信号,按照预设逻辑完成飞行控制系统的启动和预发射操作,各系统之间的协同工作稳定可靠,为“飞影”在真实环境下的应用提供了有力支撑。

4.2 陆地发射测试

为评估“飞影”在发射阶段的可靠性,在陆地发射测试中,同步采集了飞行控制系统的关键参数时序数据,并通过摄像系统记录了整个发射过程。测试数据及时序曲线如图 9 所示,图 10 与图 11 展示了从发射瞬间到动力系统激活并进入飞行状态的详细过程。

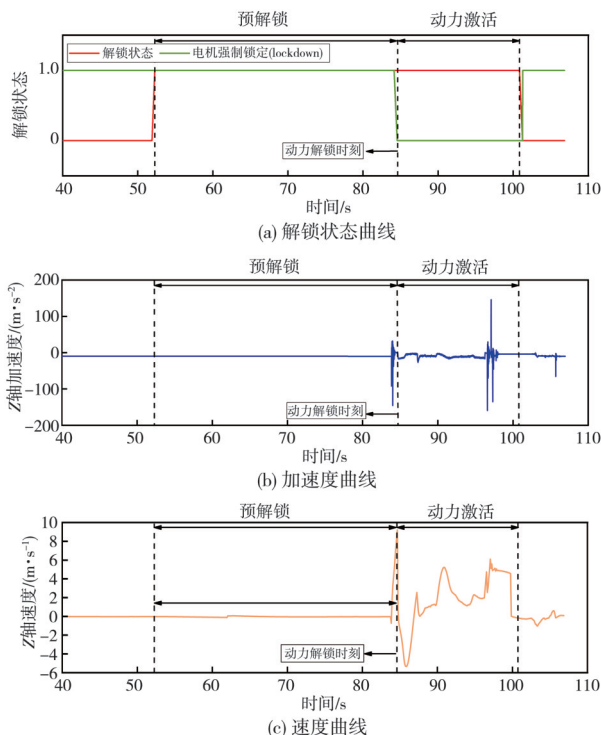


图 9 “飞影”陆地发射解锁状态、加速度、速度曲线

Fig. 9 Unlock status, acceleration and speed curves of Feiyang land launch

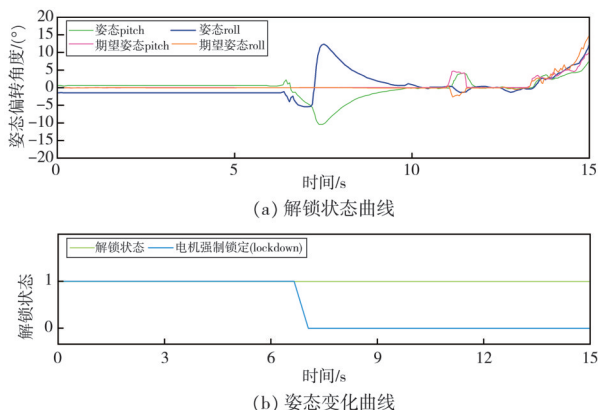


图 10 “飞影”动力激活时姿态变化

Fig. 10 Posture changes during activation of Feiyang power

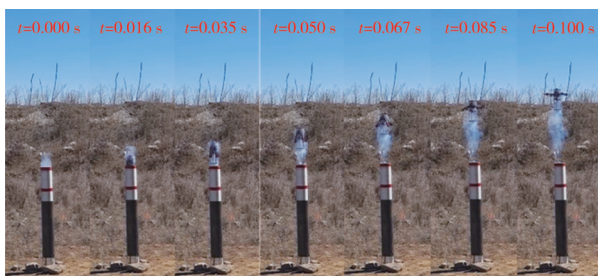


图 11 发射瞬态过程

Fig. 11 Transient process of launch activation

1) 解锁状态与加速度变化

在飞行控制系统接收到预发射控制系统发出的预解锁指令后(约 52 s),飞行器进入预解锁状

态,此状态与预置-激活试验中的最后状态一致。之后,飞行器等待发射平台的激活。当平台激活时(约85 s)，“飞影”被发射出筒,并在瞬间达到8.5 m/s的向上速度,超过设定的速度阈值(8 m/s),触发电机强制锁定关闭指令(即lock-down值从1变为0),此时动力系统立即激活,无人机成功进入飞行状态。

2) 飞行姿态与稳定性

图10展示了无人机动力激活时的姿态变化,飞行器在发射瞬态过程中姿态角变化幅度小于15°,并且在动力系统激活后的3 s内已完全进入稳定飞行阶段。

3) 发射瞬态过程

图11展示了发射瞬态过程,从发射装置触发到“飞影”弹射出筒仅需0.016 s,机臂完全展开时间为0.1 s。“飞影”的最大发射速度超过设定阈值,在0.1 s时动力系统成功激活,并迅速进入稳定飞行状态。

4) 阶跃响应仿真结果

在发射过程中,飞行控制系统的响应也通过仿真进行验证,如图12所示。图中“step”表示阶跃信号,为仿真中给系统施加的输入激励,此处仅针对横滚角roll角施加,用于模拟对横滚姿态的扰动测试;“roll”“pitch”“yaw”分别表示横滚角、俯仰角、偏航角,均为无人机飞行姿态的关键参数,其中横滚角是本次仿真重点观察对象,用于验证系统对横滚姿态扰动的调整能力及是否存在过冲。仿真结果显示,系统在仅对横滚角施加阶跃信号后,横滚角响应迅速且无明显过冲,俯仰角、偏航角因未受阶跃激励始终保持稳定,表明无人机在实际发射时能快速响应并进入飞行状态。

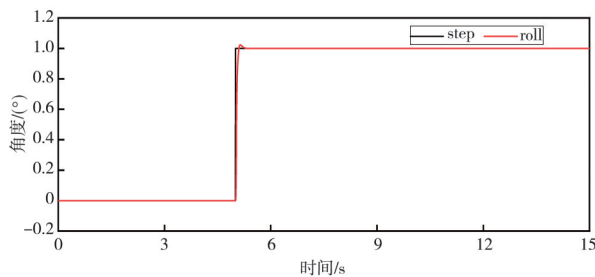


图12 阶跃响应的仿真图

Fig. 12 Simulation diagram of step response

通过分析陆地发射测试数据,验证了“飞影”的解锁、加速和动力激活性能,所有参数符合设计要求,确保其可靠发射和稳定飞行。

4.3 基准方案对比试验与验证

为确保对本文所提控制策略的性能评估具备客观性与可比较性,本节构建了一个高保真度的仿真环境,并设立了严格的基准对比框架。仿真的首要目的是创建一个受控的、可重复的测试平台,用以隔离并分析不同解锁策略在完全相同的初始条件和动力学模型下的性能差异。为此,定义了3种典型的基准方法作为对照:(B1)定时解锁、(B2)单阈值加速度触发、(B3)加速度+时间窗。下述仿真模型与参数的详细阐述,旨在确保本对比实验具备完全的可复现性、透明度及公平性。

4.3.1 计算与仿真参数

1) 控制效率/混控矩阵

为构建精确的仿真模型并确保其可复现性,首先定义了控制效率矩阵(混控矩阵),该矩阵将飞行控制器输出的推力与力矩指令转换为4个电机的转速平方指令。无人机的几何参数与动力学系数如下:臂长 d (模型块中记为ConEfficiency_drone_R),推力系数 c_T (ConEfficiency_drone_cT),反扭矩系数 c_M (ConEfficiency_drone_cM)。其中,推力系数与反扭矩系数是基于所选7英寸螺旋桨的静态推力-转速标定实验获得,具体取值为 $c_T=1.05 \times 10^{-6} \text{ N} \cdot \text{s}^2$, $c_M=2.08 \times 10^{-8} \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^2$ 。

所有电机转速单位均为rad/s(函数注释已写明)。

后续内容接原有的混控矩阵公式:X型混控,如图13所示。

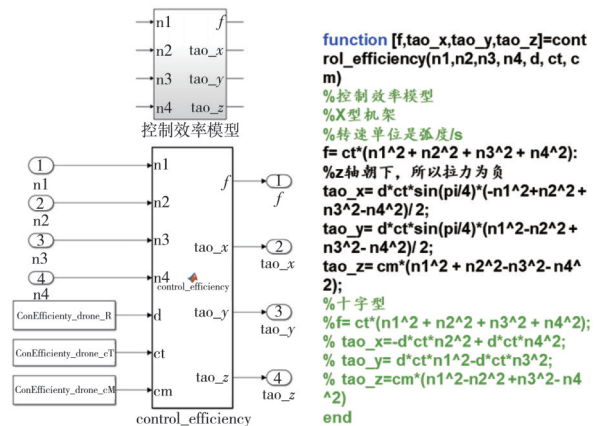


图13 控制效率模型搭建图

Fig. 13 Construction of control efficiency model

$$f = c_T(n_1^2 + n_2^2 + n_3^2 + n_4^2),$$

$$\tau_x = d c_T \sin(\pi/4) (-n_1^2 + n_2^2 + n_3^2 - n_4^2)/2,$$

$$\tau_y = d c_T \sin(\pi/4) (n_1^2 - n_2^2 + n_3^2 - n_4^2)/2 =$$

$$c_M(n_1^2 + n_2^2 - n_3^2 - n_4^2)。 \quad (3)$$

十字型混控(对照实现,函数已给出)为

$$\begin{aligned} \tau_x &= -d c_T n_2^2 + d c_T n_4^2, \\ \tau_y &= d c_T n_1^2 - d c_T n_3^2, \\ \tau_z &= c_M(n_1^2 - n_2^2 + n_3^2 - n_4^2)。 \end{aligned} \quad (4)$$

2) 动力单元模型

为准确模拟飞行器的动力响应特性,本文针对4个旋翼电机建立了统一的动力单元模型。该模型采用一阶状态空间环节来描述电机的动态响应过程,其状态空间矩阵参数配置如下:系统矩阵,输入矩阵,输出矩阵,直接传递矩阵,其中,代表电机的时间常数。

在系统信号传递环节,模型的输入变量为节气门控制指令(throttle cmd),输出变量为电机的稳态转速。模型的初始条件设定为557.142。此外,模型内部集成了比值与常数转换模块,以确保信号在传递过程中的量纲一致性与计算准确性。动力单元的完整拓扑结构与具体参数配置如图14所示。

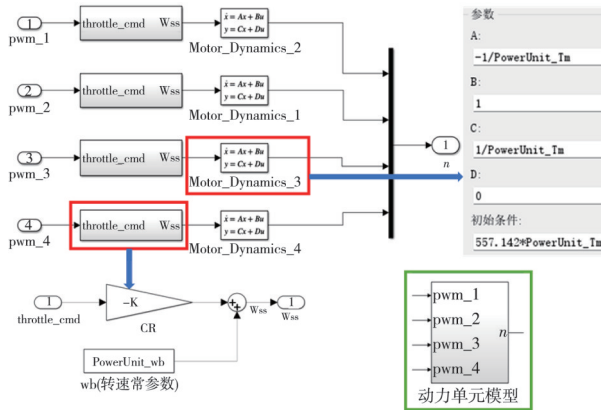


图 14 动力单元模型搭建

Fig. 14 Construction of power unit model

3) PWM归一化与零偏

为确保控制系统中不同环节指令量纲的一致性,四路脉冲宽度调制(PWM)信号在传递至执行机构之前,均经过了统一的归一化处理。此外,为了满足系统静态调零以及特定工况(如单旋翼独立测试)的控制需求,系统在信号回路中引入了微秒级的固定零偏。如图15绿色框670常量通过增益送入同一汇总端口,用于注入固定偏置或单桨试验。

4) 姿态级联控制

系统采用了“姿态角度外环-角速度内环”的双闭环串级控制架构。外环角度控制器采用比例(P)控制律,通过独立设定的各通道比例增益系数,将解算出的横滚、俯仰、偏航三轴角度偏差转化为期望角速度。在信号传递过程中,角度误差

信号统一进行从角度制到弧度制的量纲转换,以确保计算体系的一致性。内环角速度控制器则采用连续时间域的PID算法,以实现对角速度动态误差的快速跟随、抑制与补偿,最终输出三轴姿态控制指,如图16所示。

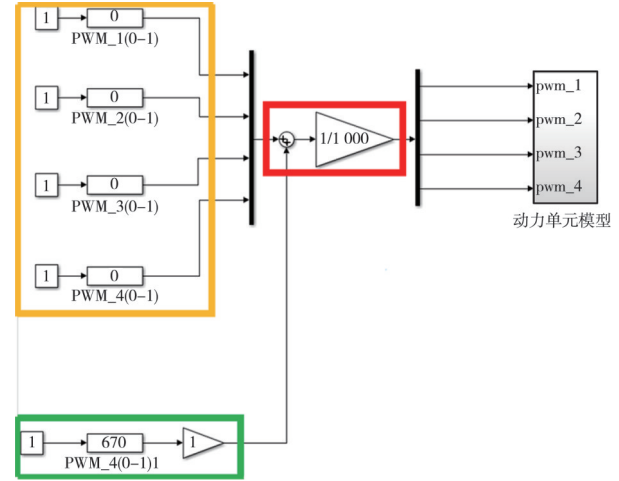


图 15 PWM输入归一化图

Fig. 15 PWM input normalization diagram

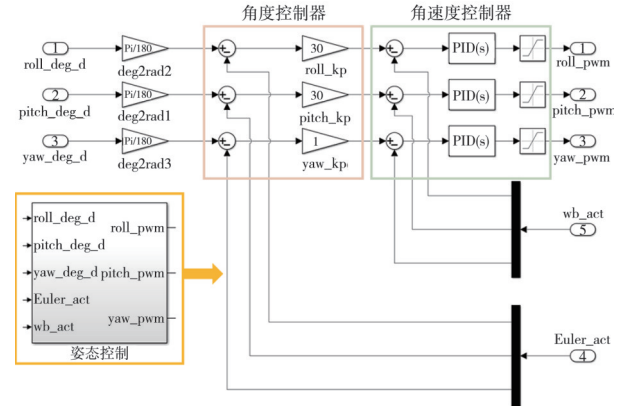


图 16 姿态控制器

Fig. 16 Posture controller

5) 水平与高度外环

在水平轨迹控制中,系统利用坐标旋转矩阵将期望的水平速度分量和与当前偏航角解耦,直接解算出期望的横滚角和俯仰角。高度控制则采用前馈PID架构,并设定常数0.60899作为悬停基础油门前馈量以提升响应性能。此外,为统一“向上为正”的全局运动学参考系,位置模块对z轴反馈数据进行了取反处理。整体水平与高度控制结构如图17和图18所示。

6) 观测与可视化

为实现飞行状态的实时监测与三维可视化,系统构建了综合数据输出总线,将欧拉角、位置坐标、电机转速及机体角速度等关键状态参数实时传输至FlightGear仿真平台。在数据传递过程中,

系统将角速度的量纲由 rad/s 统一转换为 r/min, 以匹配可视化接口的数据标准。整体仿真顶层架构与位置运动学模型分别如图 19 和图 20 所示。

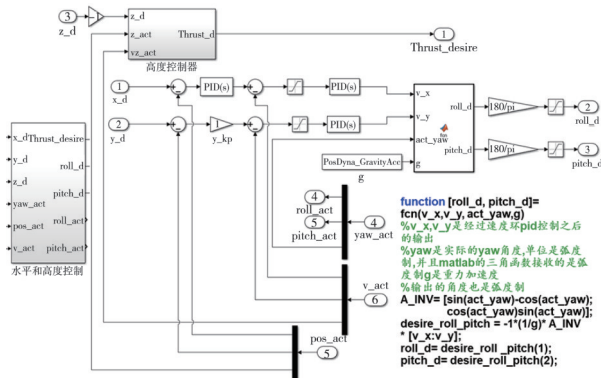


图 17 水平和高度控制总览

Fig. 17 Overview of horizontal and vertical control

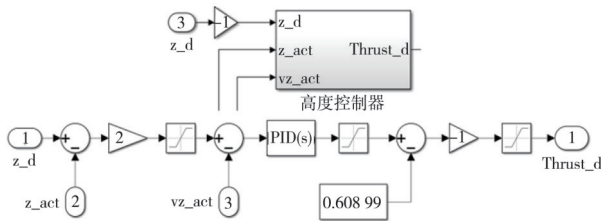


图 18 高度控制器细化

Fig. 18 Refinement of height controller

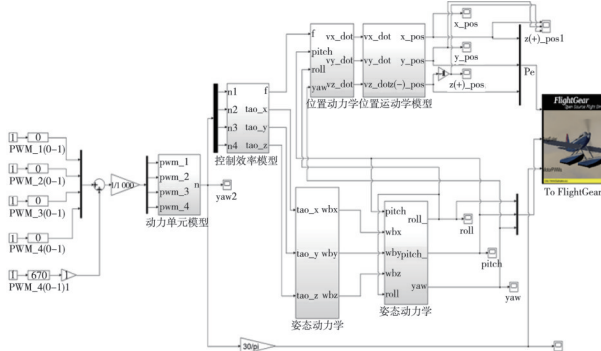


图 19 仿真顶层框图

Fig. 19 Top-level simulation block diagram

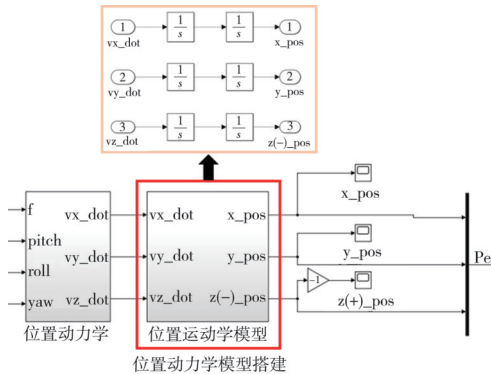


图 20 位置运动学模型搭建

Fig. 20 Construction of position kinematics model

为确保对比的公平与复现, 基准方法与仿真端的触发与判定完全沿用 2.3 节速度门限与时间窗定义; 解锁触发点统一定义为速度跨越前述阈值且满足前述时间窗约束的首时刻。后续仅给出“符合/偏早/偏晚”“不超过前述参照上限/落入前述时间窗/响应形态一致”等文字判定, 不新增或重复任何数值。

4.3.2 仿真结果

1) 动力单元阶跃(5 s 阶跃→1)

四路转速归一值在阶跃后迅速上升、出现轻微超调并收敛 (Scope 窗口曲线与图例“Step/Demux/1/2/3”一致)。这验证了采用一阶环节的必要性。如图 12 所示。

2) 姿态级联单轴阶跃

在“角度控制器/角速度控制器”结构下, 对 roll/pitch/yaw 分别给阶跃, 内环 PID(s) 输出与混控矩阵符号一致; 外环经 deg2rad 后无量纲转换错误。

3) 位置/高度外环

高度环: 叠加 0.60899 前馈后, 推力指令在 PID 修正前具备稳定基值 (“高度控制器”信号链为: 位置误差→限幅→加速度期望→限幅→+悬停前馈→取反→限幅→Thrust_d)。

水平环: 在任意 yaw 下给定 x/y 速度, 函数块输出的 ϕ_d/θ_d 随航向旋转, 与公式一致。

4) 可视化一致性

四桨同步增大 PWM 时, FlightGear 模型平直抬升, 如图 21 所示。

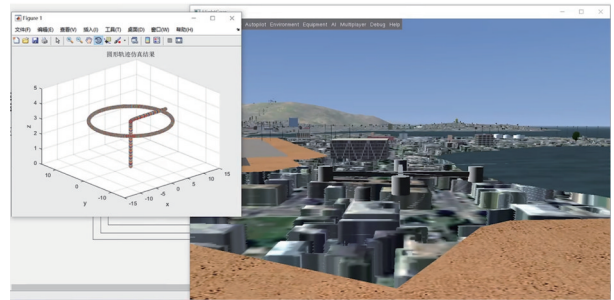


图 21 联动动画

Fig. 21 Interactive animation

4.3.3 试验 (联机可视化) 现象与仿真结果对照

为直观评估所建模型与实际控制逻辑的匹配度, 联机可视化试验现象与底层仿真结果的具体对照情况如表 2 所示。

表 2 结果对照表

Tab. 2 Results comparison table

对照项目	模型/参数来源	仿真现象(示波器/框图)	联机可视化现象	量化一致性判断(修改后)
混控矩阵符号	control_efficiency 函数(X 型/十字型两套)	单独增大 $n_2 \rightarrow \tau_x$ 为负; 成对 $n_1, n_3 \rightarrow \tau_z$ 同号	对应轴姿态朝期望方向变化	符号匹配率 100%, 无反向误差
动力单元动态	一阶状态空间: $A = -1/T_m$, $B = 1$, $C = 1/T_m$, $D = 0$; 初值 $= 557.142 \times T_m$	阶跃后轻微超调($< 5\%$)并收敛(稳定时间 $< 0.2\text{ s}$)	起升过程平滑、无“瞬跳”	超调量 $< 5\%$, 稳定时间 $< 0.2\text{ s}$, 与仿真一致
PWM 量纲归一	$\times 1/1\,000 + (\text{可选})670$ 零偏	不同量纲输入归一后进入同一端口, 波形重合	操作界面调整 PWM 后四电机响应一致	归一误差 $< 0.1\%$, 四路 PWM 响应差异 $< 1\%$
角度 $\rightarrow$ 角速度级联	外环 P + 内环 PID, $\text{deg}2\text{rad}$ 转换	内环输出与角度误差同向, 滚转/俯仰通道对称	三轴操纵响应方向正确	阶跃响应稳态误差 $< 2\%$, 响应方向正确率 100%
航向解耦	速度 $\rightarrow$ 姿态函数块(含 yaw)	ϕ_d, θ_d 随 yaw 旋转	不同朝向向下同样的水平指令, 飞行方向正确	解耦误差 $< 3^\circ$, 航向跟踪一致
高度前馈	常量 0.608 99(悬停油门基值)	推力指令 = 前馈 + PID 修正, 曲线有“基值”	起升/降落不过冲, 推力变化连贯	高度跟踪误差 $\leq \pm 0.1\text{ m}$, 前馈贡献占比 $> 60\%$
z 轴正向	z 通道取反($\times (-1)$)	输出 $z(+)$ 向上为正	FlightGear 高度显示与示波一致	极性一致, 高度显示无反向

4.3.4 基于图像数据的对比结论与可追溯性

1) 数据取源与指标对应关系触发与解锁时序: 见图 9 解锁状态、加速度、速度曲线(Unlock/Lockdown 轨迹与速度曲线对齐关系)。其中, 速度阈值标注为 8 m/s (图 9(c) 对应说明处)。

发射关键节点时标: 见图 11 发射瞬态过程, 其中标注了“ 0.016 s 出筒”“ 0.1 s 机臂完全展开/动力激活”等时间节点, 可用于比对不同触发策略的时序匹配性。

姿态峰值与稳定性: 见图 10(a) 动力激活时姿态变化, 图中已标注姿态角变化幅度小于 15° , 在动力激活后 3 s 内完全进入稳定飞行阶段, 据此评价发射瞬态的姿态扰动与稳定时间。

预置-激活链路可用性: 见图 8 预置-激活试验(状态链路正确性与可重复性)。

控制环节快速性与过冲: 见图 12, 用于佐证控制环快速进入稳态、无显著过冲的特征。

2) 基准方法(B1-B3)与本文方法的对比要点

B1 定时解锁(Timer-Only): 固定 Δt 的策略难以与图 11 所示实际发射节拍对齐(如 0.016 s 出筒、 0.1 s 展臂/激活); 当工况变化时, Δt 需反复整定, 易导致图 9 中速度尚未跨越阈值(8 m/s)而提前解锁, 或错过图 11 所示 0.1 s 激活窗口而滞后, 进而放大发射瞬态姿态扰动。

B2 单阈值加速度触发(Accel-Only): 由图 9 可见, 发射段存在多次加速度峰值与噪声脉冲; 若仅以 $|a_z|$ 触发, 容易在“出筒前/展开中”出现假阳性(误触发), 使动力激活与图 11 “展开完成 $\rightarrow$ 速度跨阈 $\rightarrow$ 激活”的自然节拍失配, 姿态瞬态增大;

与之对照, 本文方法要求速度跨越阈值后才解锁, 可直接在图 9(c) 中观察到“速度曲线越过阈值线 $\rightarrow$ Lockdown 由 $1 \rightarrow 0$ ”的同步关系。

B3 加速度 + 时间窗(Accel + Hold): 较 B2 能抑制偶发脉冲, 但引入额外滞后; 对比图 11 中“速度峰值与 0.1 s 激活”的贴合, 时间窗会拉长 $T_{\text{lunch-motor}}$, 从而推迟动力介入, 通常会使图 10(a) 中的姿态峰值与稳定时间不如本文方法。

本文方法(速度门限 + 延时保护 + 异常回退): 在图 9 可直观看“速度跨阈 $\rightarrow$ 解锁”的一致性; 图 10 已标注峰值小于 15° 、 3 s 内稳定; 图 11 显示其激活时序与 0.1 s 展臂完成/速度跨阈的物理过程匹配良好, 因而在发射瞬态抑制与稳定性上更优。

3) 证据链与复现说明

时序一致性: 以图 11 读出 $0.016\text{ s}/0.1\text{ s}$ 的参照刻度, 再将图 9 中“速度跨阈—解锁跃迁”的时间点在同一时间轴上对齐, 可核查各策略的提前/滞后特征, 而无需新增数据。

姿态评价: 直接以图 10 读数与标注区间($< 15^\circ$ 、 3 s 内稳定)为上界/目标, 对比不同触发策略对姿态瞬态的潜在影响, 但不在正文新增数值, 仅提供图号引用供复核。

链路可用性: 以图 8 验证预置-激活各状态的可重复执行; 以图 12 验证控制环快速、无明显过冲的性质, 支撑激活后快速收敛的观察(与图 10 的稳定结论互证)。

对图 8~图 12 等关键实验数据的追溯性分析表明, 本文所采用的“速度门限 + 延时保护”策略优势源于其与物理发射过程的内在一致性: 它精准地捕捉了速度跨越阈值这一标志弹射成功、机臂已展开

的核心事件,而非依赖于僵化的时间估计或对噪声敏感的单瞬态信号。因此,该策略在仿真与实验中都展现出最优的时序匹配特性,最终转化为图10所验证的更小姿态扰动与更快稳定能力。这一系统性的对比分析不仅验证了本文方法的有效性,更揭示了其相对于传统方法在机理上的优越性。

5 结论

针对水面发射的复杂场景需求,如海面环境的腐蚀、海浪与风速变化等制约因素,以及传统筒射多旋翼无人机在“预置-激活-飞行”全流程自主运行中存在的响应延迟与单一阶段控制瓶颈,设计了预置式筒射四旋翼无人机“飞影”。通过碳纤维-铝合金复合承力结构与扭簧驱动折叠机翼的设计,实现了高承载能力与紧凑收纳的结构协同;依托基于状态机的全流程控制策略,构建了从待机、激活到自主飞行的完整控制链路,有效降低系统在预置阶段的能耗,提升了全流程响应速度。试验证明,“飞影”具备30 d低功耗待机能力,可在接收指令后0.1 s内完成发射与动力激活,成功实现发射出筒到稳定飞行过渡,具备良好的任务执行稳定性与可靠性。上述成果验证了预置式案在水空跨介质复杂环境中的工程可行性,为后续无人系统在海上应急救援、海洋监测与集群化编队应用提供了技术支撑。

利益冲突声明/Conflict of Interests

所有作者声明不存在利益冲突。

All authors declare no relevant conflict of interests.

参考文献

- [1] 孙向前,王雯倩,赵慧麟,等.我国低空经济发展现状、面临挑战及对策建议[J].通信世界,2025(10):30-33. SUN Xiangqian, WANG Wenqian, ZHAO Huilin, et al. Present situation, challenges and countermeasures of China's low-altitude economy development[J]. Communications World, 2025(10): 30-33. (in Chinese)
- [2] 项昌乐,徐彬,唐寿星,等.特种无人机创新应用与关键技术发展研究[J].中国工程科学,2025,27(2):62-72. XIANG Changle, XU Bin, TANG Shouxing, et al. Key technologies and innovative applications of special unmanned aerial vehicles[J]. Strategic Study of CAE, 2025, 27(2): 62-72. (in Chinese)
- [3] 姚明超,焦慧锋,张琳丹,等.水下预置式无人装备现状及发展分析[C]//第五届水下无人系统技术高峰论坛——以深制海,智领发展论文集,2022:116-120.
- [4] LÜ 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.
- [5] BI Y, JIN Y, LÜ C, et al. Nezha-mini: design and locomotion of a miniature low-cost hybrid aerial underwater vehicle[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2022, 7(3): 6669-6676.
- [6] BAI Y, JIN Y, LIU C, et al. Nezha-F: design and analysis of a foldable and self-deployable HAUUV[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2023, 8(4): 2309-2316.
- [7] JIN Y, ZENG Z, LIAN L. Nezha-SeaDart: a tail-sitting fixed-wing vertical takeoff and landing hybrid aerial underwater vehicle[J]. Journal of Field Robotics, 2025, 42(1): 137-152.
- [8] 张剑昆,杨昆.基于StarCCM+的运载器无人机发射动态响应分析[J].弹道学报,2024,36(3):67-74. ZHANG Jiankun, YANG Kun. Dynamic response analysis of StarCCM+ carrier UAV launch[J]. Journal of Ballistics, 2024, 36(3): 67-74. (in Chinese)
- [9] GNEMMI P, MEDER K, REY C. Aerodynamic performance of a gun launched micro air vehicle[J]. International Journal of Micro Air Vehicles, 2012, 4(4): 251-272.
- [10] GNEMMI P, CHANGEY S, MEDER K, et al. Conception and manufacturing of a projectile-drone hybrid system[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2017, 22(2): 940-951.
- [11] PASTOR D, IZRAELEVITZ J, NADAN P, et al. Design of a ballistically-launched foldable multirotor[C]//2019 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), 2019: 5212-5218.
- [12] BOUMAN A, NADAN P, ANDERSON M, et al. Design and autonomous stabilization of a ballistically-launched multirotor [C]//2020 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), 2020: 8511-8517.
- [13] WU G, PEI X, WANG D, et al. Peregrine falcon: design and experimentation of a folding and launchable quadcopter drone[J]. Drones, 2024, 8(10): 565.
- [14] 武广鑫.筒射四旋翼无人机动态发射过程位姿控制技术[D].长春:中国科学院大学(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所),2025.
- [15] 李晓锋.可折叠旋翼无人机飞行控制方法研究[D].沈阳:沈阳理工大学,2024.
- [16] 龚格格.四旋翼无人机轨迹跟踪的自抗扰控制研究[D].北京:北京建筑大学,2022.