

动态电子围栏下四旋翼无人机反步滑模飞行控制

刘小玲, 张明

(广州市城市规划勘测设计研究院有限公司, 广州 510000)

摘要: 为了提高四旋翼无人机飞行姿态的控制效果, 确保无人机在特定区域内执行高稳定性飞行任务, 针对动态电子围栏下, 四旋翼无人机反步滑模飞行控制方法展开研究; 利用 GIS 动态电子围栏技术精确界定无人机的飞行区域边界, 采用滑模控制器, 对四旋翼无人机飞行姿态与状态的精准调控; 引入四阶贝塞尔曲线对预设飞行轨迹进行精细化平滑处理, 在控制策略的设计上, 严格遵循热流率、过载、动压及平衡滑翔等四大关键约束条件, 构建了满足控制约束条件的控制律, 生成飞行区域控制指令, 指导无人机按照既定的飞行区域控制逻辑进行高效、稳定的飞行; 通过实验证明: 在日、夜两种实验场景下, 研究方法对四旋翼无人机飞行进行控制的无人机出界系数较低, 飞行稳定系数较高, 说明研究方法的控制效果较好, 具有较好的实际应用效果。

关键词: 动态电子围栏; 反步滑模; 四旋翼无人机; 飞行区域; 飞行控制

Backstepping Sliding Mode Flight Control of Quadcopter UAVs Under Dynamic Electronic Fence

LIU Xiaoling, ZHANG Ming

(Guangzhou Urban Planning & Design Survey Research Institute Co., Ltd., Guangzhou 510000, China)

Abstract: In order to improve the control effectiveness of quadcopter unmanned aerial vehicle (UAV) flight attitude and ensure their high stability flight missions in specific areas, a backstepping sliding mode flight control method of quadcopter UAV under dynamic electronic fence is studied. Using GIS dynamic electronic fence technology to accurately define the boundary of UAV flight area, and using sliding mode controller to accurately control the flight attitude and state of quadcopter UAV. The fourth-order Bezier curve is introduced to refine and smooth the preset flight trajectory. In the design of control strategy, the four key constraints, such as heat flow rate, overload, dynamic pressure and balanced glide, are strictly followed. The control law that meets the control constraints is constructed, and the flight area control command is generated to guide the UAV to efficiently and stably fly according to the predetermined flight area control logic. Experimental results show that in the day and night experimental scenarios, the method is used to control the flight of quadcopter UAV, it has a low boundary coefficient and a high flight stability coefficient, indicating that the method has good control and practical application effects.

Keywords: dynamic electronic fence; backstepping sliding mode; quadcopter unmanned aerial vehicle; flight area; flight control

0 引言

无人机在执行任务时, 通常需要按照预定的航线或轨迹飞行。但是在飞行过程中可能受到多种外部因素的干扰, 如风力、气流变化、障碍物、电磁干扰等。这些干扰可能会影响无人机的稳定性、航向和高度,

甚至导致失控或坠毁。因此, 对无人机飞行区域和飞行姿态实施严格控制, 能够确保无人机在安全范围内稳定飞行, 有效规避与障碍物的碰撞, 全面保障人员与设备的安全。现阶段在无人机飞行控制方面, 有较多研究学者都提出了相关研究。例如文献 [1] 提出基于干扰区间观测器的无人机飞行控制方法, 对未知项

收稿日期:2024-07-31; 修回日期:2024-09-23。

作者简介:刘小玲(1987-),女,研究生,工程师。

引用格式:刘小玲,张明. 动态电子围栏下四旋翼无人机反步滑模飞行控制[J]. 计算机测量与控制, 2025, 33(2):119-128.

提供区间估计,在前馈补偿未知项的同时,控制律则根据区间估计的广度灵活调整控制器的增益,与此同时引入了非线性增益,处理飞行状态下非线性耦合问题,实现飞行控制。虽然上述方法能够保证无人机对象不进入禁飞区域,但无法保证无人机的实际飞行区域为适飞区域,即飞行控制效果不佳。文献 [2] 提出基于扩张状态观测器的四旋翼无人机飞行控制方法,通过扩张状态观测器实现了对无人机的强干扰及参数摄动的精度补偿,最大程度降低环境对控制精度产生的负面影响。但该方法的控制效果对扩张状态观测器的运行性能要求较高,若观测器存在运行故障,则无法保证该方法的控制效果。文献 [3] 提出基于奇异摄动理论的无人机飞行控制方法,以奇异摄动理论的反步法为技术支持,利用实时测量数据,随时更正四旋翼无人机飞行控制中。但是由于存在适应度问题,因此无法达到预期的控制效果。文献 [4] 提出基于专家 PID 的四旋翼无人机飞行控制方法,借助拉格朗日方程,构建含机械臂的 UAV 的运动学和动力学系统模型,设计 PID 控制器,采用五次多项式来规划带臂 UAV 的机械臂运动轨迹,通过专家 PID 控制器实现飞行控制。但是该方法对控制对象类型与结构具有较高要求,并一定适用于所有四旋翼无人机的飞行控制。文献 [5] 提出基于过渡走廊的无人机飞行控制方法,以过渡走廊作为控制环境,设计一条合理过渡轨迹,根据牛顿-欧拉法从纵向维度上,完成无人机的飞行控制任务。但该方法主要从纵向维度进行控制,无法实现无人机的横向控制任务。文献 [6] 提出具有混合转速和集体俯仰控制的无人机飞行控制方法,模拟轴向爬升中的配平,利用爬升率来安排总俯仰,保持有效失速裕度;使用互补滤波器实现混合控制,允许飞机使用俯仰控制进行短期响应,使用 RPM 控制进行配平,保证无人机的飞行平衡。但是该方法在实际运行过程中能够保证无人机的平衡度,但无法保证飞行区域与目标区域一致。综上所述,传统控制方法均存在控制精度问题,且无法实现控制范围与飞行平衡的同步控制。

动态电子围栏是一种基于地理信息系统技术的先进管理工具,它通过设定虚拟的地理边界,实现对指定区域内人员或设备的实时监控。反步滑模算法结合了反步控制与滑模控制的优势,反步控制通过递归地构建闭环系统的 Lyapunov 函数,设计出相应的反馈控制器,确保系统的轨迹有界并收敛至平衡点。而滑模控制则具有不连续的控制特性,能根据控制对象当前状态灵活调整,使对象结构随时间变化而作出开关式的调整。因此,本文结合 GIS 电子围栏与反步滑模算法的优势,针对动态电子围栏下,四旋翼无人机反步滑模飞行控制方

法展开研究,以期能够提升对无人机的控制效果。

1 四旋翼无人机飞行控制方法设计

四旋翼无人机飞行控制的基本原理就是对无人机的实时位姿进行检测,综合考虑无人机的飞行区域控制范围和飞行任务目标,生成相应的控制任务,并在控制器的支持下,执行控制任务,保证四旋翼无人机控制对象始终在飞行区域控制范围内活动^[7]。优化设计的无人机控制方法分别利用 GIS 动态电子围栏和反步滑模算法, GIS 动态电子围栏用来确定无人机的安全飞行范围,反步滑模算法为飞行区域控制原理,为控制任务的执行提供技术支持。

1.1 利用 GIS 动态电子围栏确定无人机飞行区域

传统的无人机飞行区域控制往往依赖于硬件限制或简单的地理边界设定,这种方法在应对复杂环境时控制效果不佳。相比之下,本文引入了 GIS 动态电子围栏技术,这一技术在复杂地理环境的空间信息管理中具有较大的优势。GIS 动态电子围栏技术能够在地图上精确划定无人机的飞行区域,为四旋翼无人机的飞行姿态控制提供了清晰的边界限制,确保无人机始终在预定的安全区域内飞行,从而有效规避潜在风险,保障飞行安全。GIS 动态电子围栏的基本构建流程如图 1 所示。

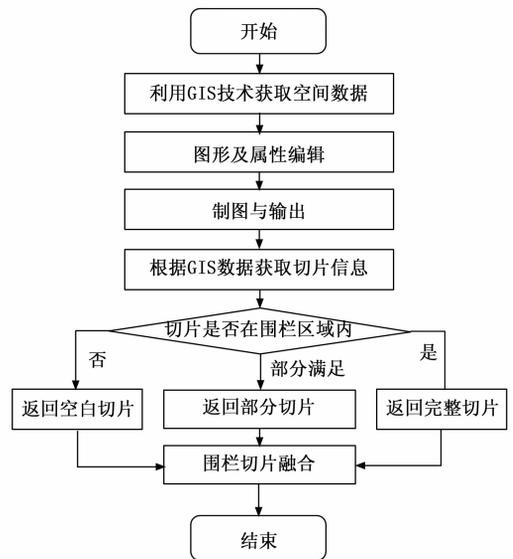


图 1 GIS 动态电子围栏构建流程图

按照图 1 表示的流程,利用 GIS 技术在地图上精确绘制和定义特定的地理区域,以此构建电子围栏,并与 GIS 定位系统深度融合,能够实现对无人机的精准导航与定位。在划定飞行区域范围时,这一技术为后期姿态控制提供了精确的位置与姿态信息,从而使得无人机能够更准确地控制自身的飞行姿态与路径,保障无人机在规定区域内的飞行安全^[8]。但是由于无人机飞行位置处于上空,而飞行环境变化不可预测,

因此需要结合 GIS 技术, 进一步了解飞行区域的地形和天气环境因素, 收集并整合飞行区域的地形地貌数据、气象数据, 在 GIS 系统中加载飞行区域的地图, 并标注出关键地点和区域, 设置动态电子围栏, 对飞行区域进行精准控制。

首先利用 GIS 技术获取四旋翼无人机飞行目标区域的地形地貌数据和气象数据, 对无人机飞行目标区域环境的地形地貌特征和气象特征进行计算, 过程如下:

$$\begin{cases} u_{GIS}^1 = \kappa_{GIS} [u_d \times h(\zeta_1 - \zeta_0)] \\ u_{GIS}^2 = C \left[\sum_{j=1}^n V(d_j) - v_j \right] \end{cases} \quad (1)$$

式中, u_{GIS}^1 为地形地貌特征, u_{GIS}^2 为气象特征, κ_{GIS} 为利用 GIS 技术采集到的目标区域地形地貌数据, h 为最高点 ζ_1 和最低点 ζ_0 之间的高程差, u_d 为水平距离, C 为气象数据, $C = \{c_1, c_2, c_3, c_4\}$, 分别为温度、湿度、风速、风向, V 为反距离加权插值点的值, d_j 为已知测点 j 的值, v_j 为插值点到已知测点 j 的距离。

根据获取的无人机飞行目标区域环境的地形地貌特征和气象特征, 确定动态电子围栏中任意节点设定位置, 进而确定 GIS 动态电子围栏的内部面积, 面积的计算公式为:

$$S_{enclosure} = \sum_{i=1}^{n_i} [x_{left}(i) - x_{right}(i)] \times [y_{left}(i) - y_{right}(i)], (x, y) \in [u_{GIS}^1, u_{GIS}^2] \quad (2)$$

式中, $[x_{left}(i), y_{left}(i)]$ 和 $[x_{right}(i), y_{right}(i)]$ 分别为动态电子围栏中第 i 条边左侧和右侧节点的位置坐标; n_i 为构建 GIS 动态电子围栏中包含的边数量^[9]; (x, y) 为坐标。根据地形地貌以及航空政策的变化情况, 对 GIS 电子围栏的相关属性进行设置, 具体包括围栏名称、围栏类型以及生效时间等, 并对 GIS 动态电子围栏的位置、范围以及状态进行更新, 那么 GIS 动态电子围栏的构建范围即为无人机的适飞区域, 也就是无人机飞行区域范围的控制目标。

1.2 基于滑模控制器的飞行位姿和飞行状态控制

在明确了四旋翼无人机的飞行范围后, 可将此范围设定为无人机的飞行限制区域。在此区域内, 采用滑模控制器来精确调控四旋翼无人机的飞行位姿与飞行状态, 以确保其能够在该范围内实现稳定飞行。无人机的飞行不仅依赖于准确的定位, 更离不开正确的姿态控制。位置控制确保无人机能够遵循预设的轨迹移动, 而姿态控制则保障无人机在移动过程中维持稳定的飞行状态。通过同时精准控制位置与姿态, 无人机能够更高效地执行飞行任务。四旋翼无人机主要通过调节电机转速来完成六自由度的飞行任务。通过 4 个电机转速的协同配合, 无人机能够实现期望的轨迹飞行, 展现出卓越的飞行性能与灵活性^[10]。四旋翼无人机的飞行状态包括

垂直飞行、俯仰飞行、横滚飞行和偏航飞行等, 其中垂直和俯仰飞行状态如图 2 所示。

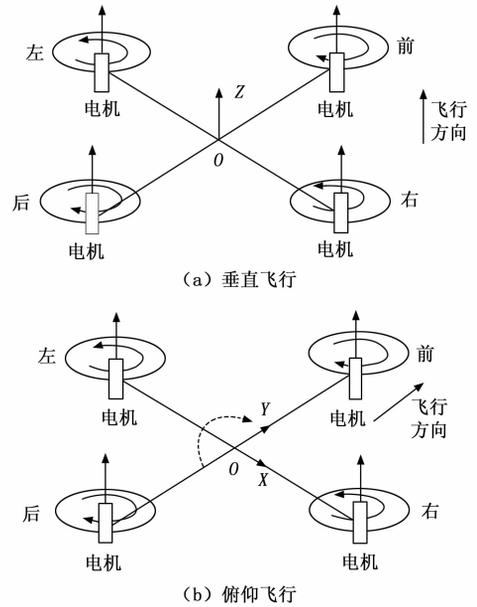


图 2 四旋翼无人机飞行状态示意图

利用四旋翼无人机内置的陀螺仪传感器, 可以精准测定无人机的姿态角, 直接读取滚转角、俯仰角以及偏转角速度的数据。

为了满足反步滑模算法的运行条件, 同时能够从位置和姿态两个方面执行四旋翼无人机飞行区域的控制任务, 设计四旋翼无人机飞行位姿和飞行状态控制器。根据飞行任务的需求, 定义需要控制的目标状态变量, 如无人机的位置、姿态角 (俯仰角、偏航角、滚转角) 等^[11]。同时, 确定期望的飞行轨迹或状态, 在状态空间中定义一个滑模面。控制目标是使系统的状态变量在有限时间内到达并保持滑模面上。基于滑模面设计的控制器将根据当前的状态变量和期望的状态变量之间的误差, 输出相应的控制信号。控制信号将用于调整无人机的 4 个旋翼的转速和角度, 从而实现对无人机飞行位姿和飞行状态的精确控制。图 3 表示的是滑模控制器的内部组成结构。

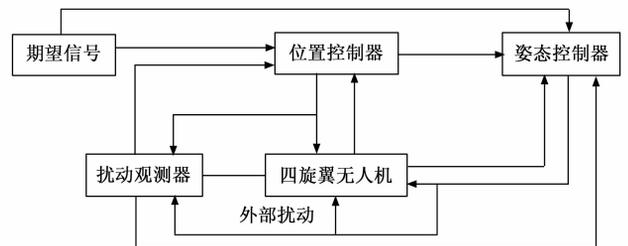


图 3 四旋翼无人机滑模控制器内部结构图

从图 3 中可以看出, 滑模控制器由位置控制器与姿

态控制器构成，并以扰动观测器作为辅助，实时估计并量化四旋翼无人机在飞行过程中遇到的各种内外部扰动，如风力、传感器噪声等。通过观测到的扰动信息，扰动观测器可以生成相应的补偿信号，直接作用于滑模控制器的输入端，从而消除或减弱扰动对无人机轨迹跟踪的影响，提高跟踪精度。在控制器运作时，运用滑动控制策略来协同扰动观测器，实时追踪飞行参数，实时监测并估计那些难以直接测量或预测的系统内部参数变化及外部干扰。为了保证滑模控制器与四旋翼无人机之间的适配度，采用 STM32F103RBT6 芯片作为核心控制元件，并设置 I/O 口、ADC、中断源、UART、I2C、PWM 等外设接口，保证控制器能够完成不同模块之间的交互，进而保证设计滑模控制器输出的控制指令能够直接作用在四旋翼无人机上。

滑模控制器用于控制四旋翼无人机的姿态，使其按照期望的三维度姿态角（俯仰角、偏航角、滚转角）进行调整，计算并输出任意时刻的四旋翼无人机姿态。计算公式可表示为：

$$Z(t) = [\theta_g(t), \theta_f(t), \theta_p(t)] \quad (3)$$

式中， θ_g 、 θ_f 和 θ_p 分别为滚转角、俯仰角和偏转角，通过公式 (3)，即可得出无人机姿态检测结果，将其与无人机的标准飞行状态进行比对，确定当前无人机飞行状态的检测结果^[12]。另外，四旋翼无人机的实时飞行位置采用定点定位的方式，即在地面上设置一个固定点，该点主要用来收集四旋翼无人机的实时发送信号，结合无人机飞行姿态的检测结果，即可得出无人机实时位置的检测结果为：

$$\begin{bmatrix} x_w(t) \\ y_w(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_d(t) + H \times \cos(90 - \theta_x) \\ y_d(t) + H \times \sin(90 - \theta_y) \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中， $[x_d(t), y_d(t)]$ 为地面固定点的位置坐标， H 为无人机的飞行高度， $(90 - \theta_x)$ 和 $(90 - \theta_y)$ 分别为固定点对无人机信号的接收角度。

按照上述内容，利用滑动控制策略来构建滑模控制器，通过滑模控制器对四旋翼无人机的飞行参数进行实时跟踪，实现无人机飞行位姿和飞行状态的有效控制。

1.3 飞行轨迹规划与平滑处理

综合考量四旋翼无人机的飞行任务，基于滑模控制器对无人机的飞行位姿与飞行状态进行精准调控。同时，以 GIS 动态电子围栏划定的无人机飞行区域范围作为位置约束条件，规划了无人机的飞行轨迹，确保其能够在既定的范围内安全、高效地执行飞行任务。假设四旋翼无人机的初始位置和终点位置分别为 (x_s, y_s) 和 (x_e, y_e) ，那么无人机飞行轨迹的规划结果为：

$$L = \frac{(x - x_s)(y_e - y_s)}{S_{enclosure}(x_e - x_s)} + y_s \quad (5)$$

若公式 (5) 输出的无人机飞行轨迹中存在任意节

点不在构建的 GIS 电子围栏环境中，则需要对该节点位置进行调整，调整方式如下：

$$\begin{cases} x_z(i) = x_L(i) + \Delta x \\ y_z(i) = y_L(i) + \Delta y \end{cases}, \quad i \in L \quad (6)$$

式中， x_L 和 y_L 为无人机飞行轨迹坐标； Δx 和 Δy 分别为无人机飞行轨迹节点在水平和垂直方向上的调整量， Δx 和 Δy 的计算公式如下：

$$\begin{cases} \Delta x = x_L(i) - x_{enclosure} \\ \Delta y = y_L(i) - y_{enclosure} \end{cases} \quad (7)$$

式中， $x_{enclosure}$ 和 $y_{enclosure}$ 为 GIS 电子围栏边缘位置坐标^[13]。

按照上述方式，对初始生成的无人机飞行轨迹中所有位于 GIS 动态电子围栏范围外的节点进行了细致调整。在进行无人机航线规划时，通常会先确定一系列关键航点，然后将它们连成航线。然而，传统的飞行轨迹规划方法可能生成的轨迹不够平滑，在一些关键点处无法实现锐角转弯的效果，这可能会影响无人机的飞行稳定性和安全性。因此，需要对这些离散的飞行轨迹点进行平滑处理。贝塞尔曲线通过控制点的设置，能够实现这种平滑处理，从而得到一条连续且平滑的飞行曲线。这为四旋翼无人机飞行轨迹的规划结果提供了有力支持，使其更符合无人机航行的实际需求，能够按照平滑的轨迹进行飞行。贝塞尔曲线的阶数根据控制点数确定，控制点（即贝塞尔点）越多，阶数越高，这一关系可以通过通项公式来表达。随着点数的增加，曲线的展开也更为复杂。因此，本文采用四阶贝塞尔曲线，设置 5 个控制点 $\beta_e = (p_1, p_2, p_3, p_4, p_5)$ ，平滑处理的具体公式如下：

$$\beta(\gamma) = \sum_{a=1}^5 \varphi \times \beta_a (1 - \gamma)^{x-a} \gamma^a, \gamma \in [0, 1] \quad (8)$$

式中， φ 为阶数，在此为四阶； γ 表示将贝塞尔曲线分为 $\frac{1}{\gamma}$ 个点。飞行轨迹平滑处理效果如图 4 所示。

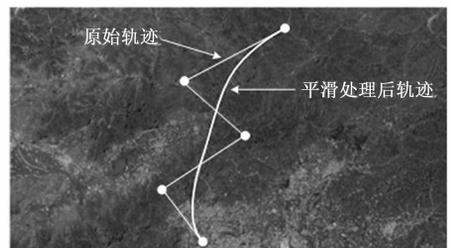


图 4 飞行轨迹平滑处理效果

1.4 四旋翼无人机飞行区域控制

控制约束条件是飞行控制的基础与前提，它明确了无人机在飞行过程中必须满足的条件与要求。反步滑模控制指令作为实现飞行控制的关键手段，能够根据无人

机的实时状态与环境条件, 动态调整控制策略, 从而使无人机能够迅速响应并稳定地跟踪期望的轨迹。飞行区域控制逻辑则将控制约束条件与反步滑模控制指令有机结合, 实现无人机在特定飞行区域内的自主控制。通过这三方面的协同作用, 能够确保无人机在飞行过程中安全、稳定地完成各项任务, 实现无人机飞行区域的控制。

1.4.1 控制约束条件

无人机在飞行过程中可能遭遇各种复杂的环境条件, 如风速、风向、温度、湿度等。经过平滑处理后的轨迹必须满足各种安全约束, 确保四旋翼无人机的实际飞行路线始终保持在适飞区域内, 从而防止其在飞行过程中遭遇危险。为了确保飞行性能与飞行安全, 还需考虑并设定飞行区域控制约束条件。在满足安全约束的前提下, 通过设定合理的控制约束条件, 可以进一步优化无人机的飞行性能, 使其能够按照任务需求精准执行飞行任务。无人机约束条件涵盖热流率、动压、过载和平衡滑翔4个部分。

1) 热流率约束条件要求无人机在连续工作时, 其内部温度不应超过设计允许的最高温度^[14]。

2) 动压指的是动态压力, 也就是由空气流动对无人机产生的压力, 它与空气密度和飞行速度的平方成正比。对于四旋翼无人机而言, 动压约束条件主要是指在飞行过程中, 无人机所承受的最大动压不能超过其结构设计和材料强度所能承受的极限^[15]。

3) 过载约束条件是指无人机在飞行过程中, 其受到的载荷或力必须控制在一定范围内, 以避免超出其结构或系统所能承受的最大限度。动压 q^d 是描述飞行环境对飞行器作用力的重要参数, 与飞行速度 V 和空气密度 ρ 有关, 动压计算公式为 $q^d = \frac{1}{2} \rho V^2$ 。

4) 平衡滑翔约束是指在无人机在飞行过程中需要保证其在一定条件下能够稳定滑翔而不失速或跳出大气层。迎角的大小直接影响机翼产生的升力和阻力, 进而影响无人机的滑翔稳定性^[16]。

针对上述4个无人机约束条件设计约束公式:

$$\begin{cases} q \leq q_{\max} \\ |K| \leq K_{\max} \\ q^d \leq q_{\max}^d \\ \alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max} \end{cases} \quad (9)$$

式中, 假设 q 为无人机表面某点的热流率; q_{\max} 为该材料能承受的最大热流率; K 为无人机的过载因子 (即实际承受的加速度与重力加速度的比值); K_{\max} 为无人机能承受的最大过载; q_{\max}^d 为无人机能承受的最大动压; α 为无人机的迎角, α_{\min} 和 α_{\max} 分别为保证稳定滑翔的最小和最大迎角。

1.4.2 反步滑模控制指令

反步控制是一种基于逐步构造与选择的非线性控制方法, 它从系统的末端 (输出) 出发, 通过反推方式逐步设计控制律, 以实现期望轨迹的精准跟踪。而滑模控制则是一种变结构控制方法, 它能够根据系统当前的状态, 动态调整控制策略, 使系统快速响应并稳定地跟踪期望轨迹。将反步控制与滑模控制相结合, 便形成了反步滑模控制方法。这种方法能够充分融合两种控制方法的优势, 生成精准的控制指令, 在存在不确定性和干扰的情况下, 依然保证飞行系统的稳定性和鲁棒性, 从而显著提升无人机的飞行控制性能和控制精度。因此, 在确定控制约束条件的基础上, 需要设计出满足这些约束条件的控制律, 使其更加贴近实际飞行环境的需求, 确保无人机能够按照期望的轨迹进行飞行, 进而提高其在复杂环境中的适应能力。

在反步滑模算法的支持下, 根据四旋翼无人机飞行状态与飞行目标之间的差异, 确定无人机飞行区域控制量, 并由此生成控制指令。反步滑模算法的原理与执行流程如图5所示。

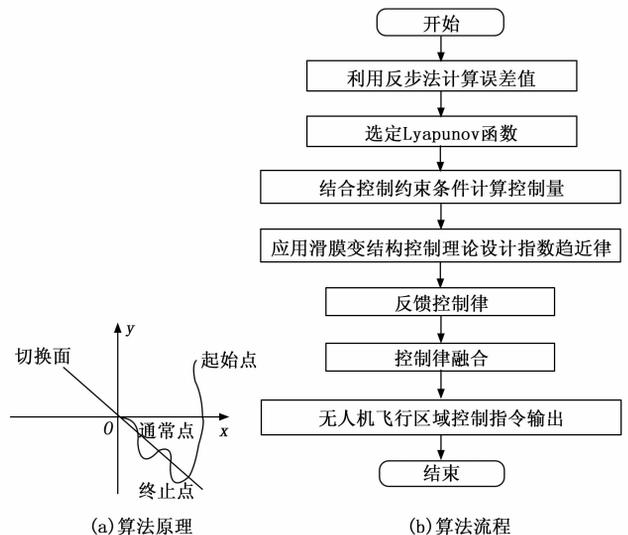


图5 反步滑模算法原理与执行流程

如图5所示, 反步滑模算法有反步控制法和滑模变结构控制两个部分, 其中反步控制策略巧妙地将复杂系统拆分为若干个子系统, 每个子系统的阶数均不超过原系统。通过应用 Lyapunov 定律, 为每个子系统设计了中间虚拟控制量, 逐步完成了所有子系统的构建, 并最终整合成整个系统的控制律^[17]。这种逆向设计策略不仅使系统结构更加清晰, 还特别适合在线控制, 显著减少了在线计算的时间。而滑模变结构控制则是根据控制需求先设定一个切换面, 随后设计控制器使系统状态点逐渐接近这个切换面。当状态点靠近切换面时, 滑模控制机制确保系统状态能够沿着切换面平滑地运动至系统

原点, 进而使系统达到渐近稳定的状态。在实际的四旋翼无人机飞行区域控制指令生成过程中, 首先利用以下公式计算飞行区域控制量:

$$E(t) = \begin{bmatrix} |x_w(t) - x_l(t)| + |y_w(t) - y_l(t)| \\ |Z(t) - Z_m(t)| [x_z(i), y_z(i)] [q, K, q^d, \alpha] \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中, $[x_l(t), y_l(t)]$ 为规划的无人机飞行轨迹控制目标; $Z_m(t)$ 为飞行姿态的控制目标^[18]。在此基础上, 根据反步控制法选定 Lyapunov 函数 ψ_1 和增广 Lyapunov 函数 ψ_2 , 函数表达式如下:

$$\begin{cases} \psi_1 = \frac{1}{2} e^2 \\ \psi_2 = \frac{1}{2} (e^2 + e_f^2) \end{cases} \quad (11)$$

式中, e 为误差变量; e_f 为四旋翼无人机执行器加性故障误差值。在 Lyapunov 函数支持下, 得出反步算法输出的控制指令生成结果:

$$W_{\text{Backstepping}} = \psi_1 [\psi_2 E(t)] \quad (12)$$

滑模变结构控制因其随时间变化的开关特性而展现出控制的不连续性。这一特性使得系统状态能够在预设的切换超平面上进行高频、小振幅的往复运动。这种独特的运动方式被称为“滑动模态”, 是滑模变结构控制的重要特征之一。假设四旋翼无人机在任意时刻的状态空间方程为 R , 存在任意一个超曲面将空间分成两部分, 超曲面取值为 0 所对应的切换面上存在起始、通常和终止 3 种类型的运动点^[19]。当起始点在切换面附近运动时, 四旋翼无人机将从切换面的两侧离开该点。对于通常点, 当其在切换面附近运动时, 无人机将经过该点并穿越至切换面的另一侧。而终止点附近运动时, 无人机则会从切换面的两侧趋近于该点并终止运动。为了降低滑模控制过程中出现的抖动现象, 调整饱和函数, 得出滑模趋近律为:

$$\dot{\psi}_h = -\gamma_1 \psi_{\text{saturated}}(\zeta_2) - \gamma_2 \zeta_2 \quad (13)$$

其中: γ_1 和 γ_2 为滑模趋近率的一阶和二阶系数, $\psi_{\text{saturated}}$ 为饱和函数, ζ_2 为构建的滑模切换面。按照上述方式, 得出四旋翼无人机飞行区域控制指令的生成结果为:

$$W(t) = \psi_h \otimes W_{\text{Backstepping}}(t) \quad (14)$$

融合反步和滑模变结构算法的工作原理, 将四旋翼无人机在位置、姿态等方面飞行区域控制量的计算结果代入到上述算法中, 得出飞行区域控制指令的生成结果, 通过设计的四旋翼无人机滑模控制器进行指令输出。

1.4.3 飞行区域控制逻辑

飞行区域控制逻辑将控制约束条件与反步滑模控制指令有机融合, 从而实现无人机在特定飞行区域内的自

主控制。这一逻辑需依据无人机的实时飞行位姿、飞行状态等关键信息, 参照飞行区域的严格约束条件, 并结合滑模控制器输出的精准控制指令, 依照飞行区域控制逻辑的指引, 确保无人机在区域内稳定、自主地飞行。在实际的四旋翼无人机飞行区域控制过程中, 按照图 6 表示的逻辑, 执行飞行区域控制任务。

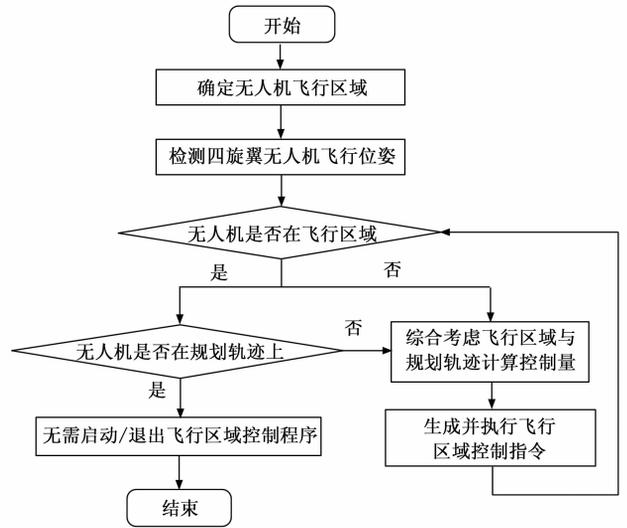


图 6 四旋翼无人机飞行区域控制逻辑图

对无人机位姿进行检测, 并判断无人机当前位置是否处于 GIS 动态电子围栏划分的飞行区域内, 若处于目标飞行区域中, 则判断其是否与规划的飞行路线一致, 若一致则无需启动飞行区域控制任务, 否则需要综合考虑设定适飞区域和规划飞行轨迹计算飞行区域控制量, 并在优化设计控制器和反步滑模算法支持下, 输出实时控制指令, 从而实现对四旋翼无人机飞行姿态的控制, 进而调整无人机在下一时刻的飞行位置, 在满足无人机飞行任务的同时, 保证无人机始终处于划定的 GIS 动态电子围栏范围内。在控制程序的实时运行过程中, 无人机的位姿检测程序需同步运行, 若检测到当前无人机在适飞区域中, 并与规划的飞行轨迹保持一致, 则退出区域控制程序, 控制器处于静默状态^[20]。在实际的控制过程中, 生成的控制指令需满足设定的约束条件。

为保障无人机飞行任务的安全, 设定了初级预警距离阈值 5 m 和高级预警距离阈值 1 m。当无人机与电子围栏边界的距离小于预设的预警距离阈值时, 系统将自动进入预警状态。一旦进入预警状态, 系统将通过多种手段向控制终端发出警报, 包括但不限于声音警报、视觉提示 (如显示屏上的红色闪烁或警告信息)、震动提醒等。控制终端可实时显示无人机的实时位置、与围栏的距离以及飞行轨迹等信息, 以便操控人员快速做出反应。当无人机与电子围栏边界的距离小于高级预警距离阈值 1 m 时, 系统将立即执行强制停止命令, 确保无人

机原地不动等待进一步指令, 避免无人机处于越界飞行状态, 最大程度地保证四旋翼无人机的飞行稳定。

至此, 基于 GIS 动态电子围栏与反步滑模算法, 完成四旋翼无人机飞行控制方法的设计。

2 控制效果测试实验分析

为了验证动态电子围栏下四旋翼无人机反步滑模飞行控制方法的应用效果, 采用对比测试的方式设计控制效果测试实验。实验基本原理为: 选择某空旷环境作为实验环境, 人为设置无人机的适飞区域作为控制区域, 并根据四旋翼无人机的飞行目标生成飞行区域控制目标。利用开发工具完成优化设计控制方法的开发工作, 将其应用到四旋翼无人机控制对象上, 通过对无人机实际飞行位置数据的统计, 得出反映优化设计方法控制效果的测试结果。为体现出优化设计方法在控制效果方面的优势, 设置多个传统方法作为实验对比项, 在相同的实验环境下完成对相同四旋翼无人机的控制操作, 得出控制效果结果数据。

2.1 选择四旋翼无人机控制对象

此次实验选择 Quanser Qball-X4 型号的四旋翼无人机作为控制对象, 该无人机装备了 4 个 8 英寸的螺旋桨作为其动力核心。其机体被碳纤维保护罩完全包裹, 且预留了与各种新型应用相连接的接口。选择四旋翼无人机实验对象的部分参数如表 1 所示。

表 1 四旋翼无人机实验对象参数表

参数类型	参数名称	参数取值
几何结构	机身重量	0.8 kg
	长度、宽度、高度	30 cm
	轴距	0.2 m
飞行性能	最大飞行速度	25 m/s
	最大飞行高度	150
	续航时间	5 h
	抗风能力	III 级
其他	飞行模式	跟随模式、环绕模式
	最大载重	0.5 kg
	电池容量	800 mAh

这款无人驾驶飞行器专为室内实验室环境设计, 而该环境常伴随众多近距离的风险, 这一保护罩极大增强了 Qball-X4 相较于其他飞行器的安全性能。四旋翼无人机的控制系统中集成了 GPS 定位模块、磁罗盘、陀螺仪及加速度计。其 GPS 模块运用了载波相位技术, 可精确确定无人机每一位置的航向坐标, 并将采集的坐标信息传输至用户基站进行误差分析。这一过程涉及用户站接收来自 GPS 卫星的信号与基站发射的信号, 对两者信号间的载波相位进行实时差分及监测, 最终得到的差分误差精确至厘米级。

2.2 布设无人机飞行区域控制环境与目标

选择某空旷区域作为无人机的飞行区域控制环境, 初始选择的飞行环境始终为适飞区域, 在该区域内采用人为设置的方式, 确定无人机飞行区域控制环境, 并利用围栏对无人机的目标飞行区域进行标记, 设定的控制区域环境占地面积为 20 km²。为了验证优化设计方法在多种环境中的适应性, 此次实验分别在日间和夜间两种环境下执行, 两种实验场景下无人机飞行区域控制目标相同。为了保证无人机飞行信号与地面控制信号能够完成传输通信, 需要在选择的飞行区域控制环境中布设通信网络, 在选择通信频段时, 应避免可能的干扰源, 以减少信号中断的风险, 同时合理安排发射和接收天线的位置, 以优化信号的覆盖范围和传输质量。

2.3 确定 GIS 动态电子围栏与反步滑模算法运行参数

为保证 GIS 电子围栏与反步滑模算法能够在布设的无人机飞行区域控制环境中的正常运行, 同时能够应用到四旋翼无人机飞行区域控制方法中, 需要对 GIS 动态电子围栏以及反步滑模算法的运行参数进行设定。GIS 动态电子围栏运行参数如表 2 所示。

表 2 GIS 动态电子围栏运行参数

设置内容	参数
围栏边界坐标	[0,0],[800,0],[0,800],[800,800]
围栏高度范围	[0,+∞]
初级预警距离阈值	5 m
高级预警距离阈值	1 m
速度敏感系数	1.2
环境干扰容忍度	±2 m/s

反步滑模算法参数如表 3 所示。

表 3 反步滑模算法参数

设置内容	参数
滑模面斜率	0.2
中间虚拟控制量增益	0.6
权重因子	0.1
边界层厚度	0.05
干扰抑制系数	0.03
迭代步长	0.01 s
更新频率	100 Hz

以上参数的设置提供了更全面的配置方案, 有助于确保 GIS 动态电子围栏与反步滑模算法在无人机飞行区域控制中的有效性和稳定性。

2.4 描述无人机飞行区域控制效果测试实验过程

本文设计的飞行控制方法采用 Eclipse 作为开发环境, 它主要用于计算机客户端和移动应用端的开发, 具有良好的跨平台性。通过 GIS 技术的运行完成对动态

电子围栏的布设，并将优化设计的滑模控制器安装到无人机实验对象上。

在实验开始之前，将四旋翼无人机的飞行任务输入到控制对象中，并生成初始飞行轨迹数据。结合飞行区域控制目标的布设情况，通过优化设计控制方法的运行，得出四旋翼无人机的飞行控制结果，如图 7 所示。

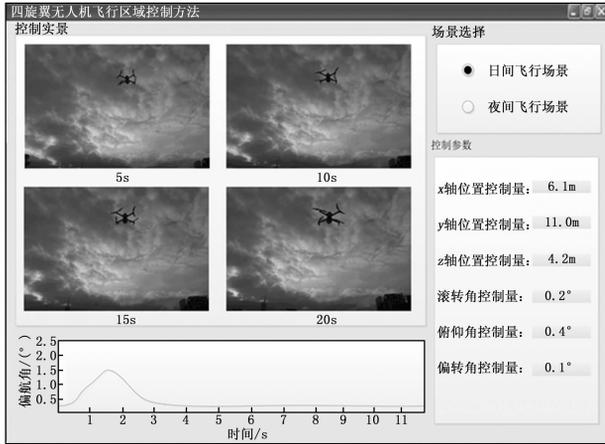


图 7 四旋翼无人机飞行区域控制结果

在整个无人机的飞行进程中，对任意时刻无人机的位姿情况进行控制与调整，完成无人机的飞行区域控制结果。利用相同的开发工具，对文献 [1] 提出的基于干扰区间观测器的无人机飞行控制方法和文献 [2] 提出的基于扩张状态观测器的四旋翼无人机飞行控制方法进行开发，得出对比方法下四旋翼无人机飞行区域的控制结果，并记录不同控制方法作用下无人机的实际飞行数据。在日、夜、不同风速、地形地貌条件下重复上述操作，得出不同实验场景下的测试结果。

2.5 设置无人机飞行区域控制效果测试指标

此次实验设置无人机飞行出界系数和飞行稳定系数作为控制效果的量化测试指标，其中出界系数指标的测试结果如下：

$$\mu = \frac{\sum_{i=1}^{n_c} |d(i) - d_{b-n}|}{n_c} \quad (15)$$

式中， n_c 为出界次数， $d(i)$ 和 d_{b-n} 分别为无人机第 i 次出界的实际位置数据和设置的飞行区域围栏边界数据，该数据包括水平和竖直两个部分。最终计算得出飞行出界系数越大，证明对应方法的控制效果越差。另外，飞行稳定系数的测试结果为：

$$\lambda = \frac{1}{|x_c - x_{control}| + |y_c - y_{control}|} \quad (16)$$

其中： (x_c, y_c) 和 $(x_{control}, y_{control})$ 对应的是四旋翼无人机的理论重心位置和控制作用下的实际重心位置。最终计算得出飞行稳定系数 λ 取值越大，说明对应方法的控制效果越优。

2.6 无人机飞行区域控制效果测试结果与分析

2.6.1 日间飞行场景

选择晴朗天气的上午 9 点至下午 4 点进行日间测试，此时间内太阳高度角适中，光线稳定且充足，有利于测试无人机在日间光照条件下的飞行区域控制效果。在日间飞行场景下，通过对 3 种控制方法作用下四旋翼无人机飞行数据的统计，得出无人机飞行出界系数指标的测试结果，如图 8 所示。

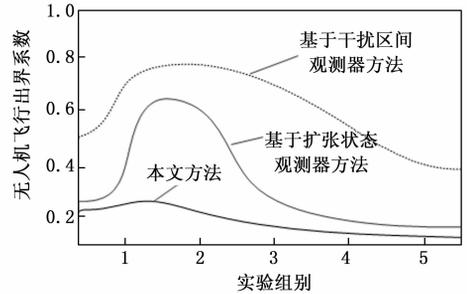


图 8 日间飞行场景下无人机飞行出界系数测试结果

从图 8 中可以看出，与两种传统控制方法相比，在本文设计方法控制作用下，无人机出界系数更小，通过公式 (17) 的计算，证明无人机飞行出界系数指标取值更小。另外，飞行稳定系数指标的测试结果，如表 4 所示。

表 4 无人机飞行稳定系数测试数据表

实验时间 /s	无人机理论重心位置	基于干扰区间观测器方法作用下无人机实际重心位置	基于扩张状态观测器方法作用下无人机实际重心位置	本文方法下无人机实际重心位置
5	(15,15)	(12,15)	(15,13)	(14,14)
10	(15,15)	(15,11)	(13,15)	(14,15)
15	(15,15)	(13,14)	(14,13)	(15,14)
20	(15,15)	(12,14)	(15,14)	(15,14)
25	(15,15)	(13,10)	(13,15)	(14,14)
30	(15,15)	(14,12)	(15,14)	(15,14)
35	(15,15)	(12,14)	(14,13)	(14,15)
40	(15,15)	(11,13)	(15,13)	(15,14)

表 2 中的无人机重心数据均是在无人机坐标系下记录的，将表 2 中的数据代入公式 (17) 中，计算得出 3 种控制方法下无人机的飞行稳定系数分别为 0.25、0.58 和 0.88。本文方法控制下无人机飞行稳定系数更高，说明本文方法能够有效控制无人机的飞行状态，控制效果更好。

2.6.2 夜间飞行场景

选择月光较弱的夜晚进行夜间测试，时间为晚上 9 点至凌晨 2 点，此时间内自然光线微弱，测试区域内有小范围探照灯照明，有利于测试无人机在夜间环境下的飞行区域控制效果。在不同控制方法作用下，通过相关数据的统计以及公式 (17) 和公式 (18) 的计算，得

出无人机飞行出界系数和飞行稳定系数的测试结果, 如图 9 所示。

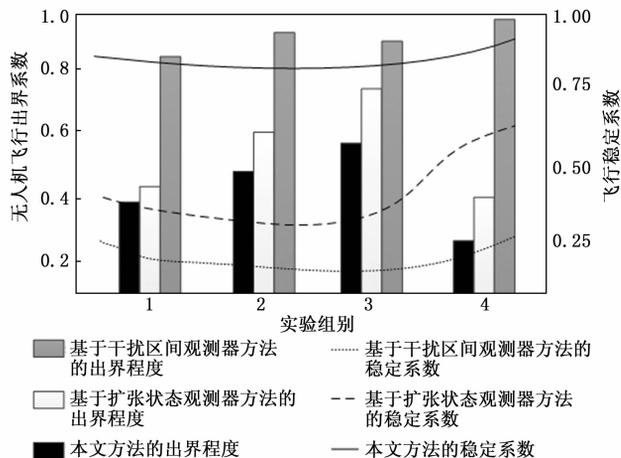


图 9 夜间飞行场景下无人机飞行区域控制效果测试结果

从图 9 中可以直观地看出, 与两种传统控制方法相比, 在本文设计控制方法作用下, 无人机的实际飞行出界系数依旧低于对比方法, 保持在 0.6 以下; 飞行稳定系数依旧高于对比方法, 保持在 0.8 以上, 说明在本文方法控制下, 无人机可以有效地被控制在设定区域内飞行, 并保持较高的稳定性, 本文方法的控制效果较好, 可应用在需要特定区域内进行飞行作业的场景中, 同样适用于需要在夜间或低光环境下进行作业的场景, 能够满足高精度和高稳定性飞行的任务需求, 具有较好的实际应用效果。

2.6.3 风速变化下飞行出界系数

设计无人机飞行时间为 95 min, 采用 4 台鼓风机模拟户外大风天气, 验证不同风速条件下, 不同方法控制的无人机飞行出界系数变化。实验共分为 3 个阶段, 第一阶段 (0~20 min) 为常规风速条件, 设置风速为 7.5 m/s; 第二阶段 (21~70 min) 设置风速为 9.0 m/s, 在蒲福风级中定义为 5 级风; 第三阶段 (71~95 min) 再恢复至 7.5 m/s 的风速。不同风速条件下无人机飞行出界系数变化结果如图 10 所示。

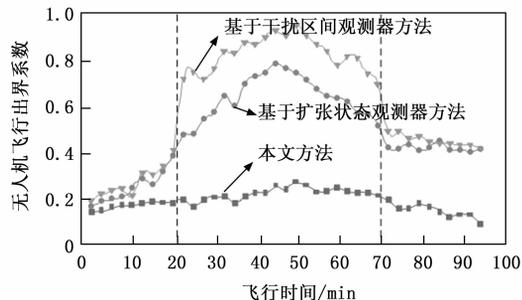


图 10 不同风速条件下无人机飞行出界系数变化结果

通过图 10 可以看出, 在第一阶段常规风速条件下, 基于干扰区间观测器方法的飞行出界系数在 0.20~0.41 之间, 基于扩张状态观测器方法的飞行出界系数在 0.19~0.39 之间, 而本文方法的飞行出界系数在 0.15~0.19 之间; 在第二阶段 5 级风条件下, 基于干扰区间观测器方法的飞行出界系数在 0.70~0.95 之间, 基于扩张状态观测器方法的飞行出界系数在 0.50~0.79 之间, 而本文方法的飞行出界系数在 0.18~0.28 之间; 在第三阶段常规风速条件下, 基于干扰区间观测器方法的飞行出界系数在 0.41~0.45 之间, 基于扩张状态观测器方法的飞行出界系数在 0.40~0.46 之间, 而本文方法的飞行出界系数在 0.10~0.20 之间, 出界系数始终低于另两种方法。在风速条件快速变化至 5 级风力条件下, 本文方法控制无人机出界系数保持在 0.3 以下, 并且可以在风速下降后立刻降低出界系数, 恢复至 0.2 以下, 说明在风速变化的情况下本文方法依旧可以有效使用 GIS 动态电子围栏来限制无人机的飞行区域, 保障无人机飞行安全。

2.6.4 地貌地形变化下飞行稳定系数

飞行区域中包含山地、草地和小面积林地, 设置无人机飞行时间为 95 min, 第 0~30 min 飞行位置为山地环境, 第 31~65 min 飞行位置为林地环境, 第 66~95 min 飞行位置为草地环境。统计不同地貌地形条件下无人机飞行稳定系数变化结果如图 11 所示。

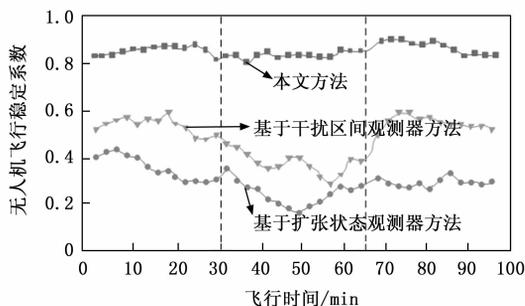


图 11 不同地貌地形条件下无人机飞行稳定系数变化结果

通过图 11 可以看出, 在不同的地貌地形条件下, 基于干扰区间观测器方法的飞行稳定系数在 0.30~0.60 之间, 基于扩张状态观测器方法的飞行稳定系数在 0.18~0.42 之间, 而本文方法的飞行稳定系数在 0.80~0.92 之间, 本文方法的飞行稳定系数均高于对比的另两种方法, 飞行状态较为稳定, 波动较小, 能够满足不同地貌地形条件下高稳定性飞行的任务需求, 控制效果较好, 具有较好的实际应用效果。

3 结束语

在此次研究中, 本文基于反步滑模算法的优势, 对

动态电子围栏下的四旋翼无人机飞行控制方法进行研
究, 结合 GIS 动态电子围栏的精准定位与边界设定功
能, 以及反步滑模算法的鲁棒性和稳定性优势, 实现
了对四旋翼无人机飞行区域的精确控制, 显著降低
了无人机的出界系数, 提高了飞行稳定系数, 显示
出较好的控制效果和实际应用潜力。不仅提升了无
人机飞行安全性和任务执行效率, 也为无人机在复
杂环境下的应用提供了有力支持。

参考文献:

[1] 胡伟, 雍可南, 陈谋. 基于干扰区间观测器的无人机
预设性能着舰飞行控制 [J]. 中国科学: 信息科学,
2022, 52 (9): 1711-1726.

[2] 曾子元, 李云桓. 基于扩张状态观测器的四旋翼无人
机飞行控制系统研究 [J]. 微特电机, 2022, 50 (1):
41-44.

[3] 李勇, 常绪成, 李树豪. 基于奇异摄动理论的无人
机反步飞行控制律设计 [J]. 弹箭与制导学报, 2022,
42 (3): 89-96.

[4] 陈宝, 周祖鹏, 卫欢, 等. 基于专家 PID 的带臂四
旋翼无人机控制方法 [J]. 计算机应用, 2022, 42 (8):
2637-2642.

[5] 樊有容, 王皓, 杨乐, 等. 基于过渡走廊的倾转旋
翼无人机纵向控制研究 [J]. 飞行力学, 2022, 40 (2):
61-66.

[6] WALTER A, MCKAY M, NIEMIEC R, et al. Hover dy-
namics and flight control of a UAM-scale quadcopter with
hybrid rpm and collective pitch control [C] //Proceedings
of the Vertical Flight Society 78th Annual Forum, Fort
Worth, Texas, 2022: 1-16.

[7] 班永鑫, 叶永强. 一种变换通讯的无人机集群鲁棒
包含控制方法 [J]. 宇航学报, 2023, 44 (8): 1213-
1224.

[8] 苟进展, 吴宇, 邓嘉宁. 基于群智能—一致性理论
的无人机编队全过程飞行航迹规划方法 [J]. 控制与
决策, 2023, 38 (5): 1464-1472.

[9] 欧洋, 漆雪莲, 胡清月. 基于 Transformer 模型的四
旋翼无人机时空协同航迹预测方法设计 [J]. 计算机
测量与控制, 2024, 32 (6): 58-64.

[10] 严超, 张泽旭, 袁帅, 等. GNSS 拒止下面向目标
监视的多无人机定位与控制方法 [J]. 宇航学报, 2023,
44 (10): 1534-1543.

[11] 刘勇, 杨浩, 盘宏斌, 等. 基于改进线性自抗扰的
四旋翼无人机姿态控制 [J]. 电光与控制, 2023, 30
(7): 8-14.

[12] 王姝畅, 张晶, 杨凌宇. 基于 L_1 -ITD 的尾座式无
人机姿态控制 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49
(9): 2501-2509.

[13] 齐国元, 李阔, 王琨. 基于补偿函数观测器的四旋
翼无人机姿态受限控制 [J]. 吉林大学学报 (工学版),
2023, 53 (3): 853-862.

[14] 贾世伟, 张进, 顾嘉耀, 等. 基于反步滑模方法
的高速飞行器动压控制 [J]. 航天控制, 2023, 41 (2):
17-23.

[15] 杜青峰, 荆武兴, 高长生, 等. 考虑滑块动态特性
的变质心四旋翼无人机双回路控制 [J]. 北京航空航
天大学学报, 2024, 50 (3): 861-873.

[16] 冯江, 张慧, 张喜海, 等. 基于反步滑模算法的植
保无人机姿态控制研究 [J]. 东北农业大学学报, 2022,
53 (1): 55-65.

[17] 吉思臣, 王司令, 阎坤, 等. 变质心共轴双旋翼
无人机建模与反步滑模控制 [J]. 南京航空航大
大学学报, 2022, 54 (6): 1056-1064.

[18] 薛晶勇, 王斌锐. 指数型时变增益反步滑模四旋
翼姿态控制 [J]. 控制工程, 2022, 29 (5): 935-
943.

[19] 宋家成, 闫茂德, 杨盼盼, 等. 基于数据驱动的
鲁棒反步自适应巡航控制 [J]. 浙江大学学报 (工
学版), 2022, 56 (3): 485-493.

[20] 修杨, 邓宏彬, 危怡然, 等. 基于参数估计的四
旋翼无人机自适应鲁棒路径跟踪控制器 [J]. 兵工
学报, 2022, 43 (8): 1926-1938.

[12] 刘芳, 贾晨光. 电动汽车电液复合制动系统设计与仿
真 [J]. 机床与液压, 2021, 49 (4): 94-101.

[13] 宋敬滨, 梁超. 后轮驱动电动汽车双电液再生制
动系统协同控制 [J]. 中国工程机械学报, 2021, 19
(2): 131-135.

[14] 齐钢, 胡晨晖, 张光荣. 汽车电子机械制动车
钳夹紧力控制与验证 [J]. 机床与液压, 2021, 49
(16): 76-81.

[15] 邱明明, 虞伟, 赵韩, 等. 考虑工况和驾驶风格
耦合影响的插电式混合动力汽车制动能量回收策略
[J]. 中国机械工程, 2022, 33 (2): 143-152.

[16] 赵子乾, 张宁, 殷国栋, 等. 基于差动制动的汽
车拖

车组合系统动态稳定性滑模控制 [J]. 东南大学学
报: 自然科学版, 2021, 51 (4): 687-693.

[17] 王永鼎, 裴开雅. 纯电动汽车制动能量回收策略
优化研究 [J]. 机械科学与技术, 2022, 41 (9): 1436-
1441.

[18] 刘汉武, 雷雨龙, 付尧, 等. 基于多目标优化的
增程式电动汽车自适应制动回馈控制策略 [J]. 华
南理工大学学报 (自然科学版), 2021, 49 (7): 42-
50.

[19] 杨阳, 何云东, 罗倡, 等. 电动汽车制动模式切
换扭矩协调控制 [J]. 振动与冲击, 2021, 40 (10):
304-314.

[20] 吕侃徽, 张大兴. 爆胎车辆动力学分析及模糊
PID 控制优化策略研究 [J]. 中国工程机械学报,
2024, 22 (2): 146-151.

(上接第 109 页)