

单动力固定翼无人机悬停飞行与建模控制仿真

陈宇轩, 王立峰, 冯竞宇

北方工业大学现场总线技术及自动化实验室, 北京

收稿日期: 2025年11月11日; 录用日期: 2025年12月4日; 发布日期: 2025年12月11日

摘 要

针对单动力固定翼无人机的悬停飞行控制问题, 本文设计出一种新型控制方案, 构建单动力固定翼无人机六自由度模型, 设计自适应动态逆控制器, 使无人机悬停飞行达到稳定状态。Python仿真实验表明, 该控制方案能满足单动力固定翼无人机悬停飞行的控制目的。

关键词

单动力固定翼无人机, 悬停飞行, Python仿真

Single-Powered Fixed-Wing UAV Hovering Flight and Modeling Control Simulation

Yuxuan Chen, Lifeng Wang, Jingyu Feng

Fieldbus Technology and Automation Laboratory, North China University of Technology, Beijing

Received: November 11, 2025; accepted: December 4, 2025; published: December 11, 2025

Abstract

For single-power fixed-wing unmanned aerial vehicle hovering flight control problem, this text designed a new type of control scheme, built a single-power fixed-wing unmanned aerial vehicle six degrees of freedom model, designed an adaptive dynamic reverse controller, so that the UAV can be suspended to achieve a stable state. The Python simulation experiment shows that the control scheme can achieve the objective of hovering flight for single-power fixed-wing UAV.

Keywords

Single-Power Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicle, Hovering Flight, Python Simulation

Copyright © 2025 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

无人机凭借着小巧的体型、快捷的速度、低廉的价格，在战场上大放光彩[1][2]。固定翼无人机相较于旋翼无人机有着更快的速度、更大的载重和更远的侦查范围。固定翼的起飞一直是个比较困扰的难题，对于大型固定翼无人机只能依托机场跑道，小型的固定翼无人机还可以依赖手抛和弹射起飞[3][4]。如果固定翼无人机可以自主悬停控制，不仅在起飞方式上更加的灵活，对于后续的定点侦查任务也有着很大的帮助。

文献[5]在 2006 年首次提出固定翼的自主悬停；文献[6]在 2010 年提出一种固定翼微型飞行器水平飞行与悬停之间的过渡策略；文献[7]提出四旋翼尾座式无人机通过“四旋翼 + 固定翼”设计，在能耗、航程上显著优于传统四旋翼，且具备稳定的悬停能力。文献[8]设计了一种应用于尾座式无人机悬停的控制器，采用 PID 与自抗扰控制器(ADRC)组成串级控制器对无人机进行控制。但是尾座式无人机在起飞悬停时，因为机身迎风面积过大，姿态和高度控制极易受到风场的干扰[9]。

本文提出一种新的固定翼无人机悬停方式。采用后置螺旋桨的单动力固定翼无人机，在悬停时副翼无相对速度，利用水平尾翼的差动偏转来抵消螺旋桨反扭矩并控制滚转。保留经典固定翼无人机的外形设计，同时相对于尾座式无人机有着更快的巡航速度。并且构建了无人机的六自由度(6-DOF)动力学模型。设计自适应动态逆控制器，通过仿真验证了该方法的可行性和稳定性。

2. 单动力固定翼无人机动力学建模

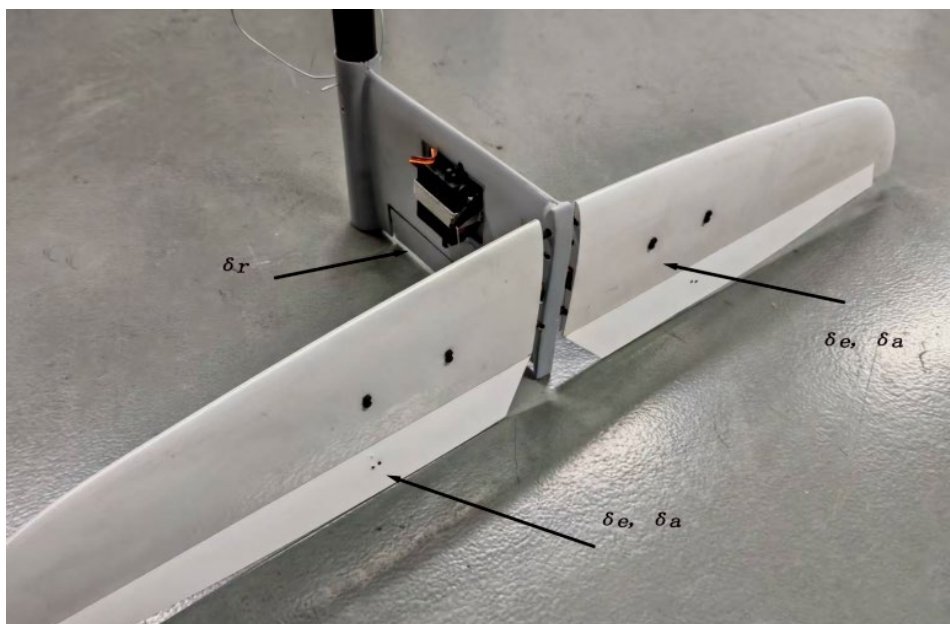


Figure 1. T-shaped tail wing diagram

图 1. T 型尾翼图

悬停控制是需要无人机推重比大于 1，此时无人机螺旋桨产生的升力可以带动自身的重量[10]，使得

飞机的重力和升力达到平衡, 采用后置螺旋桨时, 无人机副翼没有相对速度, 不产生力和力矩。依赖无人机后置螺旋桨产生的下洗气流冲击水平尾翼, 水平尾翼的舵机应当叠加原副翼的舵量, 如图 1 所示, 左侧水平尾翼舵量向下右侧水平尾翼舵量向上, 共同产生一个滚转力矩抵消掉无人机螺旋桨带来的反扭力, 垂直尾翼控制和水平尾翼共同稳定飞机姿态从而达到令固定翼无人机悬停在空中的姿态控制。无人机用到的 T 型尾翼如图 1 所示。

假设在惯性空间里, 地球表面是水平并且静止的, 建立单动力固定翼无人机的地面坐标系和机体坐标系[11][12], 如图 2 所示。

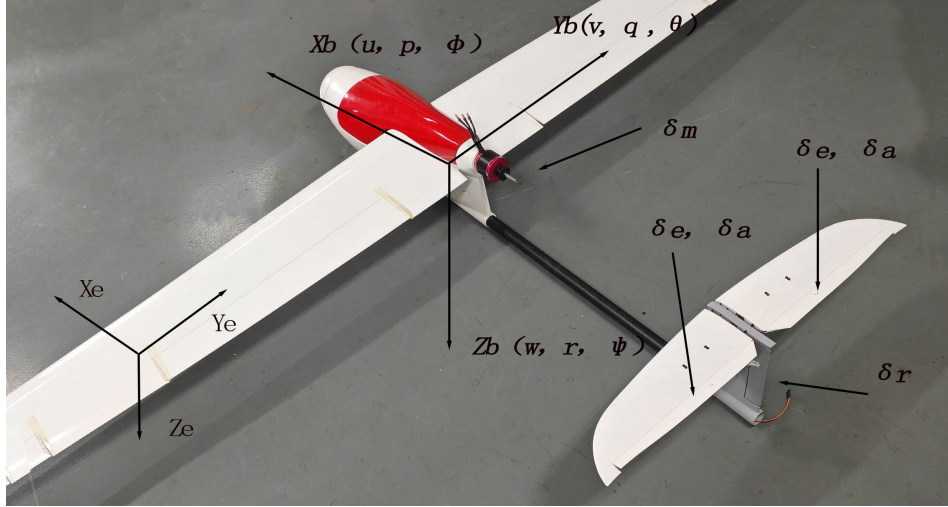


Figure 2. Ground coordinate system and aircraft coordinate system

图 2. 地面坐标系和机体坐标系

对单动力固定翼无人机悬停时, 对于螺旋桨有:

$$F_m = m\Delta v = \rho\pi\left(\frac{d}{2}\right)^2 v_m \Delta v \approx \rho\pi\left(\frac{d}{2}\right)^2 v_m^2 = \rho\pi\left(\frac{d}{2}\right)^2 (\omega s)^2 \quad (1)$$

其中, F_m 为螺旋桨推力, v 为螺旋桨产生的气流速度, d 为螺旋桨直径, ω 为螺旋桨转速, s 为螺旋桨螺距。

$$T_{mp} \approx kF_m d \quad (2)$$

$$T_{mq} = -F_m L_m \quad (3)$$

其中, T_{mp} 、 T_{mq} 分别为电机在 x 轴和 y 轴上产生的扭矩, L_m 为电机在 y 轴上的力臂长度。

下洗气流 V_E 速度估计:

$$V_E = \frac{1}{\left(1 + 0.6\left(\frac{d}{2}\right)^2\right)} V_m \quad (4)$$

对于垂直尾翼有:

$$F_{LR} = 0.5\rho v_E^2 S_R C_{LR} \quad (5)$$

$$F_{DR} = -0.5\rho v_E^2 S_R C_{DR} \quad (6)$$

$$T_{Rr} = -F_{LR} L_{RZ} \quad (7)$$

$$T_{Rp} = F_{LR} L_{RX} \quad (8)$$

其中, F_{LR} 为垂直尾翼升力; F_{DR} 为垂直尾翼阻力; S_R 为垂直尾翼面积; T_{Rr} 为垂直尾翼产生绕 z 轴上的力矩; L_{Rz} 为垂直尾翼产生绕 z 轴转动力臂; T_{Rp} 为垂直尾翼产生绕 x 轴上的力矩; L_{Rx} 为垂直尾翼产生绕 x 轴转动力臂; C_{LR} 和 C_{DR} 分别为垂直尾翼升力系数和阻力系数。

对于水平尾翼有:

$$F_{LE-1} = 0.5\rho v_E^2 S_E C_{LE-1}(\delta_{E-1}) \quad (9)$$

$$F_{LE-2} = 0.5\rho v_E^2 S_E C_{LE-2}(\delta_{E-2}) \quad (10)$$

$$F_{DE-1} = -0.5\rho v_E^2 S_E C_{DE-1} \quad (11)$$

$$F_{DE-2} = -0.5\rho v_E^2 S_E C_{DE-2} \quad (12)$$

$$T_{Eq} = (F_{LE-1} + F_{LE-2})L_{EY} \quad (13)$$

$$T_{Ep} = (F_{LE-1} - F_{LE-2})L_{EX} \quad (14)$$

其中, F_{LE-1} 、 F_{LE-2} 分别为水平尾翼的右左升降舵升力; δ_{E-1} 、 δ_{E-2} 分别为水平尾翼的右左升降舵舵量; F_{DE} 为升降舵阻力; T_{Eq} 为水平尾翼产生绕 y 轴上的力矩; L_{EY} 为水平尾翼绕 y 轴转动力臂; T_{Ep} 为水平尾翼产生绕 x 轴上的力矩; L_{EX} 为水平尾翼绕 x 轴转动力臂。

在无人机飞行动力学中, 假设机体坐标系与地面坐标系之间的欧拉角为 $\phi\theta\psi$, 机体在地面坐标系下的位置为 $x\ y\ z$, 则旋转变换方程和导航变换方程如下所示:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi/\cos\theta & \cos\phi/\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (16)$$

其中, $p\ q\ r$ 、 $u\ v\ w$ 分别表示体坐标系下机体的运动角速度和线速度。

由刚体动力学和牛顿欧拉方程变换可得无人机的六自由度数学模型, 如下所示:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} rv - qw + F_x/M - g\sin\theta \\ pw - ru + F_y/M + g\cos\theta\sin\psi \\ qu - pv + F_z/M + g\cos\theta\cos\psi \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$\begin{bmatrix} C_1 \\ C_2 \\ C_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_x - (I_z - I_y)qr + I_{xz}pq \\ T_y - (I_x - I_z)pr - I_{xz}(p^2 - r^2) \\ T_z - (I_y - I_x)pq - I_{xz}qr \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1/I_x \\ 1/I_y \\ 1/I_z \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (I_z C_1 + I_{xz} C_3) / (I_x - I_{xz}^2 / I_z) \\ C_2 \\ (I_{xz} C_1 + I_z C_3) / (I_z - I_{xz}^2 / I_x) \end{bmatrix} \quad (19)$$

其中, I_x 、 I_y 、 I_z 分别表示无人机绕机体坐标系 X 轴、Y 轴、Z 轴的转动惯量。

基于实验室飞行器测量/估算, 得到以下模型参数, 如表 1 所示。

Table 1. Parameters of a single-power fixed-wing unmanned aerial vehicle model
表 1. 单动力固定翼无人机模型参数

参数	描述	值
m	飞行器质量	3.6 kg
d	螺旋桨直径	0.3302 m
s	螺旋桨距	0.2032 m
L_m	电机在 Y 轴上的力臂	0.008255 m
L_{RZ}	垂尾绕 Z 轴转动力臂	0.8 m
L_{RX}	垂尾绕 X 轴转动力臂	0.0075 m
L_{EY}	水平尾翼绕 Y 轴转动力臂	0.8 m
L_{EX}	水平尾翼绕 X 轴转动力臂	0.25 m
I_X	滚转转动惯量	0.16092 kg·m ²
I_Y	俯仰转动惯量	0.2592 kg·m ²
I_Z	偏航转动惯量	0.2916 kg·m ²

3. 自适应动态逆控制方法

给定一种非线性系统仿射型控制系统：

$$\dot{x} = g(x)u + f(x) + \Delta \quad (20)$$

其中， $x \in R^n$ 、 $u \in R^m$ 分别为状态和控制向量且 $m=n$ 。 $g(x)$ 、 $f(x)$ 连续可微且 $g(x)$ 可逆。 Δ 为模型误差或外部干扰，且 $\dot{\Delta} \approx 0$ ， $\|\Delta\| \leq C$ ， C 为常数。

构造动态逆输入量：

$$u = g^{-1}(x) \left(-f(x) + \left(k_i \int_0^t e dt + k_p e \right) \right) \quad (21)$$

其中， $e = x_r - x$ 为反馈误差。式(21)代入式(20)，得到闭环状态方程：

$$\dot{x} = \left(k_p e + k_i \int_0^t e dt \right) + \Delta \quad (22)$$

其中， k 为对角矩阵。对 $e = x_r - x$ 求导可得：

$$\dot{e} = \dot{x}_r - \dot{x} \quad (23)$$

式(23)代入式(22)，并化简可得：

$$\dot{e} = -k_p e - k_i \int_0^t e dt - \Delta + \dot{x}_r = -k_p e - \delta \quad (24)$$

其中， $\delta = -k_i \int_0^t e dt - \Delta + \dot{x}_r$ ，对其求导，并且忽略模型误差的慢变化得：

$$\dot{\delta} = -k_i e \quad (25)$$

由于参考轨迹 x 在特定的时间范围内变化缓慢或无变化，可看作常数并且外部干扰和模型误差可认为是有界的[13] [14]。公式(24)和公式(25)构成被控对象的动态闭环系统模型，解耦线性部分，且闭环系统模型为线性模型。考虑要将系统状态误差满足收敛到 0，验证过程如下：

构建 Lyapunov 函数:

$$V = \frac{1}{2} \delta^T k_1 \delta + \frac{1}{2} e^T e \quad (26)$$

对式(26)求导可得:

$$\dot{V} = e^T \dot{e} + \delta^T k_1 \dot{\delta} \quad (27)$$

式(24)和式(25)代入式(27)可得:

$$\dot{V} = e^T (-k_p e - k_1 \delta) + \delta^T k_1 e = -e^T k_p e \leq 0 \quad (28)$$

由上述验证过程可知, Lyapunov 一阶导数小于等于 0, 因此控制变量 u 使系统达到全局稳定。详细控制流程图如图 3 所示。

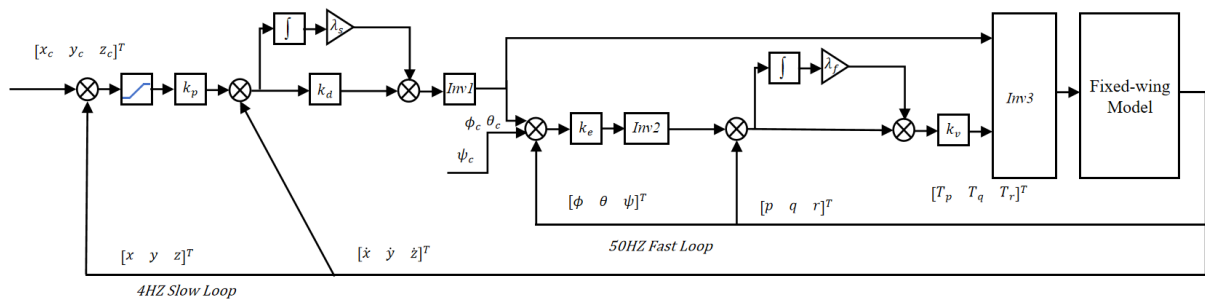


Figure 3. Control flowchart
图 3. 控制流程图

4. 仿真结果

依托第二章的建模, 与第三章的控制方法在 Python 中进行仿真实验, 仿真结果如图 4、图 5 所示。

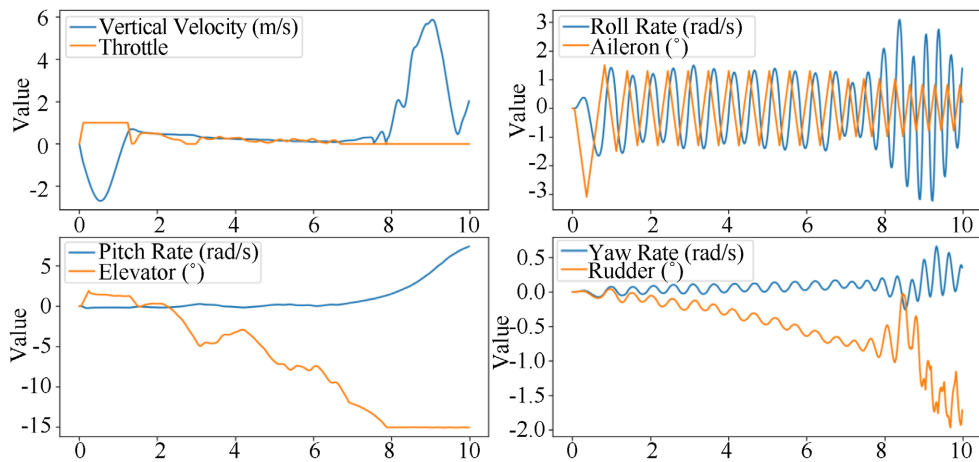


Figure 4. Simulation result diagram of traditional PI control
图 4. 传统 PI 控制仿真结果图

最终仿真结果表示传统 PI 控制难以消除系统耦合, 在俯仰和偏航方向难以稳定, 加入自适应动态逆控制后单动力固定翼无人机的速度维持为 0 附近, 油门维持在 0.4 左右, 此外滚转角俯仰角偏航都有着良好的控制效果, 该仿真结果很好地展示了该控制策略对单动力固定翼无人机悬停飞行的良好控制效果。

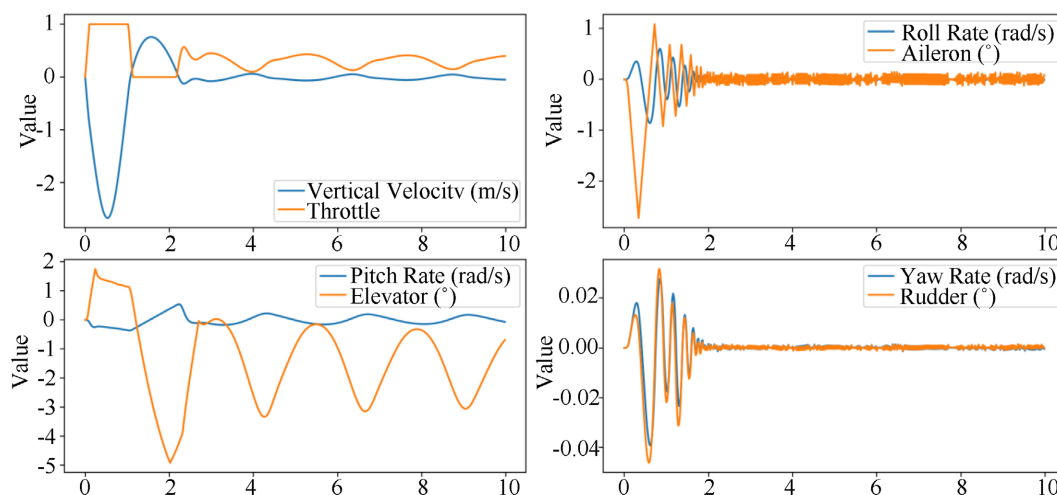


Figure 5. Simulation result diagram of adaptive dynamic inverse control

图 5. 自适应动态逆控制仿真结果图

5. 结论

本文提出一种新型的单动力固定翼无人机悬停飞行策略，设计自适应动态逆控制器并且对单动力固定翼无人机建模仿真，根据实验数据的分析，本文提出的控制策略对于单动力固定翼无人机悬停飞行有着良好的控制效果，给单动力固定翼无人机悬停飞行提供一种新思路。

6. 局限性与未来工作

尽管本研究在目标方向上取得了阶段性突破，所提出的理论框架与初步仿真结果已验证了核心思路的可行性，为后续相关领域的探索提供了基础参考，但从研究的完整性与实际应用价值角度审视，当前成果仍存在多方面可完善的空间。

一方面，为简化初期模型构建与计算流程，研究过程中对部分复杂实际场景进行了理想化处理，这种简化虽降低了初期研究的复杂度，却可能导致模型与真实应用环境存在偏差。另一方面，现有研究尚未系统考虑实际工程应用中传感器自身特性带来的噪声干扰因素。

后续研究将进一步校准模型参数、修正简化假设，确保研究结论的真实性与可信度；后续将针对性开展抗风扰动专项测试，模拟不同风速、风向动态变化下的复杂工况，推动研究成果向实际工程应用落地。

参考文献

- [1] 崔勇平, 邢清华. 从俄乌战争看无人机对野战防空的挑战和启示[J]. 航天电子对抗, 2022, 38(4): 1-3.
- [2] 史兴隆, 王立峰. 固定翼无人机的滑模控制方法研究[J]. 动力系统与控制, 2016, 5(3): 114-123.
- [3] 李增辉. 手抛式固定翼无人机设计与飞行控制[D]: [硕士学位论文]. 长沙: 中南大学, 2022.
- [4] 姜亚中, 王立峰. 基于PX4的双系统复合式垂直起降无人机过渡态控制算法改进研究[J]. 动力系统与控制, 2018, 7(3): 245-252.
- [5] Green, W.E. and Oh, P.Y. (2006) Autonomous Hovering of a Fixed-Wing Micro Air Vehicle. *Proceedings of 2006 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Orlando, 15-19 May 2006, 2164-2169. <https://doi.org/10.1109/robot.2006.1642024>
- [6] Myrand-Lapierre, V., Desbiens, A., Gagnon, E., Wong, F. and Poulin, E. (2010) Transitions between Level Flight and Hovering for a Fixed-Wing Mini Aerial Vehicle. *Proceedings of the 2010 American Control Conference*, Baltimore, 30 June-2 July 2010, 530-535. <https://doi.org/10.1109/acc.2010.5530875>
- [7] Matsumoto, T., Kita, K., Suzuki, R., Oosedo, A., Go, K., Hoshino, Y., *et al.* (2010) A Hovering Control Strategy for a Tail-

Sitter VTOL UAV That Increases Stability against Large Disturbance. 2010 *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Anchorage, 3-7 May 2010, 54-59. <https://doi.org/10.1109/robot.2010.5509183>

- [8] 谢颖, 石永康, 吕玉龙. 尾座式无人机多旋翼模式下水平抗风方法研究[J]. 计算机仿真, 2025, 42(5): 507-512.
- [9] 李震洋, 吴学森, 王维军. 基于改进 ADRC 的某尾座式无人机风场扰动下的悬停控制[J]. 飞机设计, 2023, 43(1): 33-37.
- [10] 章志翔, 王立峰, 郝丛奎. 基于自适应动态逆的四旋翼机器人控制器设计[J]. 动力系统与控制, 2014, 3(1): 1-7.
- [11] 董晓婉, 王立峰. 模型直升机非线性动力学建模与控制仿真[J]. 建模与仿真, 2016, 5(2): 57-66.
- [12] 何依从, 王立峰, 姬生伟. 基于模型参考动态逆的四旋翼机器人轨迹跟踪控制研究[J]. 建模与仿真, 2015(4): 8-16.
- [13] 董宁, 王立峰. 基于增量式非线性动态逆的四旋翼无人机姿态控制[J]. 动力系统与控制, 2018, 7(4): 253-261.
- [14] 朱培, 王立峰. 四旋翼飞行器自适应滑模控制方法研究[J]. 动力系统与控制, 2015(4): 7-16.