

状态约束与驱动饱和下多旋翼无人机 抗大气紊流干扰控制方法

罗翔

(中国人民解放军空军军医大学 基础医学院, 西安 710032)

摘要: 大气紊流会产生时变风场干扰, 诱发多旋翼无人机机体姿态振荡, 影响飞行轨迹跟踪精度; 为此, 文章设计了状态约束与驱动饱和下的多旋翼无人机抗大气紊流干扰控制方法; 先通过生成特定紊流序列并设计频谱函数, 完成大气紊流效应特征分析; 然后, 通过动力学坐标转换和模型运算实现约束条件下无人机的动力特性建模; 最后以此为基础, 设计状态约束与驱动饱和条件下的PID控制结构, 构建控制器, 通过变论域控制方程完成多旋翼无人机的抗干扰控制; 实验结果表明: 在弱、中强、强紊流及空载/满载工况下, 所提方法能有效控制无人机姿态与轨迹, 且其在强紊流满载工况下最大轨迹跟踪误差为4.9 m, 最大跟踪角误差为 1.8° , 优于对比方法, 其抗干扰性能提升显著。

关键词: 状态约束; 驱动饱和; 多旋翼无人机; 抗大气紊流; 干扰控制; PID控制器

Anti-Atmospheric Turbulence Interference Control Method for Multi-Rotor UAVs with State Constraints and Driven Saturation

LUO Xiang

(School of Medical Sciences, Air Force Medical University, PLA, Xi'an 710032, China)

Abstract: Atmospheric turbulence can generate time-varying wind field interference, which can induce attitude oscillations of multi-rotor unmanned aerial vehicles (UAVs) and affect the accuracy of flight trajectory tracking. Therefore, an anti-atmospheric turbulence interference control method for multi-rotor UAVs with state constraints and driven saturation is designed, which first generates specific turbulence sequences while designing a spectral function to analyze the characteristics of atmospheric turbulence effects. Then, through dynamic coordinate transformation and model operation, the dynamic characteristic modeling of UAVs with constraint conditions is achieved. Finally, based on this, a PID control structure with state constraints and driven saturation is designed, which constructs a constraint controller to achieve the anti-interference control of multi rotor UAVs through a variable domain control equation. Experimental results show with weak, medium, strong turbulence, and no-load/full-load conditions, the proposed method can effectively control the attitude and trajectory of UAVs, with a maximum trajectory tracking error of 4.9 m under strong turbulence and full-load conditions and a maximum tracking angle error of 1.8° , which is superior to those of the comparative method, thus significantly improving its anti-interference performance.

Keywords: state constraints; driven saturation; multi-rotor UAV; anti-atmospheric turbulence; interference control; PID controller

0 引言

大气紊流作为叠加在平均风上的随机性脉冲作用, 由大小不一的连续涡流构成, 表现为空气质点的不规则运动。虽然在理论上常被建模为均匀、平稳、各向同性的随机过程, 但在低于300 m的低空环境中, 受地表摩

擦、热力效应和地形扰动影响, 紊流表现出强烈的各向异性, 垂直脉动尤为显著。这种特性对低空飞行的无人机(UAV)构成严峻挑战: 紊流会引发剧烈颠簸, 导致飞行器姿态失控、航迹偏离、关键部件承受大幅波动的动态载荷, 变化幅度可达平均值的 $\pm 200\%$, 进而诱发结构变形、应力集中和疲劳损伤, 是飞行安全与结构

收稿日期: 2025-06-04; 修回日期: 2025-07-23。

基金项目: 空军军医大学基础医学院教学课题(2024-JCJXKT-YB-14)。

作者简介: 罗翔(1983-), 男, 硕士, 讲师。

引用格式: 罗翔. 状态约束与驱动饱和下多旋翼无人机抗大气紊流干扰控制方法[J]. 计算机测量与控制, 2026, 34(5): 180-186, 222.

完整性的主要威胁。行业研究表明近地垂直紊流标准差常在 0.5~2.0 m/s 以上, NASA 分析指出大气紊流在小型无人机事故原因中占比高达 30%~40%, 突显了其在实际应用中的关键影响。

多旋翼无人机由动力系统、飞行控制器和通信系统三部分组成, 控制基站通过调整不同旋翼的转速差, 实现无人机的俯仰、横滚与偏航运动。对于多旋翼无人机在大气紊流下的控制, 李永福等人提出了基于改进扩展状态观测器控制方法, 借鉴改进扩展状态观测器观测四旋翼无人机系统存在的模型误差以及内外部扰动等不确定性因素, 结合无人机的姿态角误差、速度误差、姿态角速度误差以及轨迹误差构建积分滑模控制器模型, 并分析该模型提升无人机抗干扰能力方面的作用效果^[1]。多误差分析运算虽然设置了明确的积分控制标准, 但却没有定义具体的边界约束条件, 所以其控制效果相对有限。再如李壮举提出了基于改进 LESO 的控制方法, 参考 Levant 跟踪微分器与自适应调节线性自抗扰控制器参数定义二阶微分准则, 提取无人机位置及姿态角的关键信息, 并设置模糊控制器, 对紊流效应下的无人机飞行姿态进行有效控制^[2]。由于 Levant 跟踪器与 LESO 跟踪器所遵循的线性化控制标准具有细微差异, 所以在紊流效应等级较高的情况下, 该方法的控制效果受到影响。杜青峰等人提出了考虑滑块动态特性的控制方法, 通过定义八自由度运动模型, 分析滑块结构对无人机飞行状态的影响, 再根据各项附加干扰力矩的数值水平, 确定滑块结构的耦合作用效果, 进而实现对无人机飞行曲线的补偿与误差控制^[3]。大气紊流效应下附加干扰力矩的取值范围较为宽泛, 而耦合作用下滑块结构的活动范围较为局限, 这种不一致的界限标准则影响滑块模型对无人机飞行姿态的控制效果。马小梦等人提出了干扰组合序列生成算法下的控制方法, 基于马尔可夫决策过程与深度强化学习定义数学模型, 再通过多次训练紊流效应下的无人机飞行轨迹, 确定对抗效能对无人机飞行状态的影响, 以推导具体的控制参数运算表达式^[4]。在组合序列项时, 该方法没有对紊流效应机制与轨迹边界提出明确的约束标准, 所以控制效果并不能得到保障。

为解决现有方法在旋翼转速饱和、姿态角物理极限等工程实际约束条件下抗强紊流能力不足的问题, 保证多旋翼无人机在强紊流效应下的飞行稳定性, 本文设计了一种状态约束与驱动饱和下的多旋翼无人机抗大气紊流干扰控制方法。无人机飞行过程中, 状态约束是指飞行器关键状态变量需满足特定的物理安全限制或任务执行边界。例如, 横滚角、俯仰角需严格限定在避免失稳的安全范围内, 如通常不超过 $\pm 30^\circ$, 角速度也需限制在电机响应能力之内; 当涉及风切变与大气紊流等剧烈环境干扰时, 这些约束尤为重要, 在定义状态约束表达

式时, 必须设置明确的数值偏差容忍标准^[5]。驱动饱和则特指无人机执行器因输入控制指令超出其物理能力极限而无法完全跟随控制需求, 导致有效控制输出受限的现象^[6]。在强紊流下, 旋翼电机极易达到饱和状态, 无法提供足够的抗扰动力矩, 这是现有方法因未显式考虑此类约束而导致控制性能下降甚至失稳的核心痛点之一。本文方法通过将旋翼转速饱和边界与姿态角安全范围等关键工程约束条件显式纳入控制器设计框架, 构建相应的数学约束模型, 能够有效解决因执行器饱和或状态越界导致的控制效能下降问题, 确保实际输出在物理极限内最大限度地补偿状态偏差, 从而避免轨迹跟踪误差在强紊流下出现异常增大甚至失控的情况。

1 大气紊流效应分析

为实现对多旋翼无人机抗大气紊流干扰的有效控制, 根据具体紊流序列, 选取相应的频谱函数, 本章节针对大气紊流效应表现展开如下分析。

1.1 紊流序列的生成

大气紊流序列用来模拟无人机在真实大气环境中受到的随机干扰信号。在数值方面, 紊流序列与大气紊流效应相同, 都具有随机性与不规则性。基于一般运算模型生成紊流序列, 容易因这些输入参数本身取值波动过大且难以精确测量, 导致生成的序列计算失准, 无法稳定、可靠地反映大气紊流的统计特性。因此为实现对无人机抗大气紊流干扰的有效控制, 需要一种更稳健的生成方法, 可以根据大气紊流的频谱特性生成相应的紊流序列。这是因为, 频谱特性描述了大气中紊流运动能量在时间尺度与空间尺度上的统计分布特征^[7]。不同于一般的瞬时物理量(如速度、压强), 基于频谱特性可以从统计能量分布的角度出发, 有效忽略气体流动瞬时细节, 如流速、方向等对大气紊流统计效应的影响, 在保证序列数据集统计完整性的同时, 建立目标序列项与随机干扰信号之间的统计关联性。本次用 ϑ 表示目标频谱, 其在能量场均值 \bar{N} 下的公式如下所示:

$$\vartheta = \frac{\rho M_\vartheta}{2\pi m_\vartheta} \cdot \frac{1}{1 + \left(\frac{M_\vartheta}{\bar{N}}\right)} \quad (1)$$

式中, ρ 表示能量场线的分布密度, 表征单位尺度内紊流能量的空间聚集程度, 在海平面的基准值为 1.2 kg/m³, 在城市 100 m 低空中的取值为 1.56 kg/m³, 在海面低空中的取值为 0.96 kg/m³; M_ϑ 表示时间尺度上的分布特征, 反映紊流能量衰减速率, 由风速主导, 近地面取 100 m, 城市近地面取 50 m; m_ϑ 表示空间尺度上的分布特征, 其与涡旋尺寸相关, 在低于 100 m 的空中取值 0.063 rad/m, 在大于 100 m 且低于 500 m 的空中取值为 0.013 rad/m。在公式 (1) 的基础上, 联立大气紊流波动参数 θ , 可将紊流序列生成标准定义为:

$$B = \theta \sqrt{\frac{V_{\vartheta}}{\pi \vartheta b_{\vartheta}}} \quad (2)$$

式中, b_{ϑ} 表示 ϑ 频谱下的气体流动, 其决定序列扰动幅度, 一般取值为 0.35; V_{ϑ} 表示参与紊流效应的大气样本体积, 需满足统计独立性条件, 其需满足 $V_{\vartheta} > L^3$, L 代表高空海拔。基于此, 依据目标频谱生成大气紊流序列。无人机飞行环境面临不同程度的紊流, 因此需对上述公式进行针对性调整, 其调整规则如下:

当处于弱紊流环境中, 直接采用公式 (1) (2), 参数取基准值。

当处于中强紊流环境中, 动态调整空间尺度 $m_{\vartheta} = 100 \cdot \left(\frac{U}{5}\right)^{-0.3}$, 并扩大样本体积 V_{ϑ} 至 $V_{\vartheta} \geq (5L)^3$ 。

当处于强紊流环境中, 在公式 (1) 中添加指数衰减项, 其为:

$$\vartheta = \frac{\rho M_{\vartheta}}{2\pi m_{\vartheta}} \cdot \frac{1}{1 + \left(\frac{M_{\vartheta}}{N}\right)} + e^{-\langle 1/k_{\max} \rangle^2} \quad (3)$$

式中, k_{\max} 代表截止波数, 一般取 6 280 rad/m。

基于此, 完成紊流序列的生成。

1.2 基于频谱函数的大气紊流特征分析

基于生成的紊流序列能够精准模拟真实大气环境中紊流的复杂动态变化, 为后续研究提供高度逼近实际情况的数据基础, 有效避免因数据失真导致的分析偏差。接下来, 需要完成频谱函数设计, 并以此为基础实现大气紊流特征分析, 以为无人机的飞行稳定控制奠定基础。频谱函数作为分析大气紊流效应的核心数学工具, 其精确性直接决定了无人机飞行环境模拟的可靠性。传统的大气紊流频谱分析方法存在 3 个主要局限: 首先, 采用单一能量尺度难以准确描述边界层与旋翼区的多尺度特征; 其次, 忽略了大气稳定度的动态变化特性; 最后, 各向同性假设导致旋翼扰动区的模拟出现显著偏差。为此, 本研究在公式 (2) 的理论基础上进行了重要创新, 通过构建双尺度能量表征机制, 实现了从宏观大气环境到微观飞行扰动的多尺度耦合, 并创新性引入风速剖面特征, 建立了动态响应的大气紊流频谱模型, 以显著提升了模型对实际紊流环境的刻画能力。基于此, 本研究最终推导出新型的大气紊流效应分析频谱函数如下:

$$\varphi(\bar{\omega}_1, \bar{\omega}_2) = B \cdot U_z C [a_1(\bar{\omega}_1) + a_2(\bar{\omega}_2)] \cdot f(\bar{\omega}_1, \bar{\omega}_2) \quad (4)$$

式中, $\bar{\omega}_1$ 表示紊流序列中气体频谱的横频波数, $\bar{\omega}_2$ 表示纵频波数, U_z 表示风速剖面特征参数, C 表示频谱拟合参数, $f()$ 代表各向异性修正函数; a_1 表示频谱低频阶段的气体能量输入, a_2 表示频谱高频阶段的气体能量输入。基于此, 可依据改进的频谱函数完成大气紊流效应

特征分析, 具体如下:

1) 当频谱低频能量输入显著 (即 a_1 占主导), 且频谱形态平缓时, 表征弱大气紊流环境, 无人机主要受低频、小幅度的随机扰动影响;

2) 当频谱中双尺度能量 (a_1 与 a_2) 均显著且耦合作用明显时, 表征中强大气紊流环境, 无人机将承受多尺度、中等强度的复合干扰;

3) 当频谱高频能量输入突增 (即 a_2 剧增), 并伴随明显的指数衰减特征时, 表征强大气紊流环境, 无人机易受高频、大幅度的剧烈扰动冲击, 稳定性面临严峻挑战。

2 基于状态约束与驱动饱和的无人机动力特性研究

大气紊流序列可用来模拟无人机在真实大气环境中所受到的随机干扰信号, 为评估无人机在复杂大气条件下的飞行性能与稳定性提供数据支撑, 而上文设计的频谱函数可完成大气紊流效应特征的精准分析。在此基础上, 结合大气紊流效应特征分析内容, 完成状态约束与驱动饱和分析, 进行无人机动力学坐标转换, 以推导动力学模型的数学运算式, 为后续无人机运动稳定控制奠定基础, 具体设计如下。

2.1 无人机状态约束与驱动饱和分析

为了保证抗大气紊流干扰控制不违反多旋翼无人机的动力特性, 本次开展无人机状态约束与驱动饱和条件分析。状态约束是指在多旋翼无人机行进过程中, 针对无人机状态变量所施加的限制性条件^[8-9]。基于状态约束可以准确定义优化控制策略, 以确保目标对象在满足约束条件下能够落实最优控制性能。通过状态约束可以更好限制可行解的取值范围, 从而获得较为理想的控制效果。本次研究的多旋翼无人机状态向量 $\mathbf{x} = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T$ 需满足 3 类约束。

1) 状态依赖性约束:

定义状态间耦合关系, 其表达式如下:

$$\delta(x) = \theta - kh \quad (5)$$

式中, θ 代表俯仰角, h 代表高度。

2) 时变约束:

通过 $\gamma(t)$ 反映飞行阶段差异, 其公式如下:

$$\gamma(t) = \begin{cases} 0.5 & t \in [t_{\text{land}} - 10, t_{\text{land}}] \\ 1 & \text{other} \end{cases} \quad (6)$$

式中, t_{land} 代表着陆时刻。

3) 边界约束:

对无人机滚转角进行限制, 具体如下:

$$\chi(x) \leq 30^\circ \quad (7)$$

综上, 得到状态约束表达式如下:

$$\chi(x) \cdot \gamma(t) - \delta(x) = \Gamma \quad (8)$$

式中, Γ 为安全裕度常数, 其大小与 $\bar{\omega}_1, \bar{\omega}_2, a_1, a_2$ 相关。

驱动饱和条件的定义参考目标对象在外部干扰下的不确定性, 当所输出控制信号超过执行器能力范围时, 默认存在驱动饱和情况, 而执行器当前输出能力即为满足目标对象驱动需求的饱和设限值^[10]。设控制器输出指令为 u , 执行器物理极限为 u_{\max} , 则其饱和和触发条件如下:

$$\kappa(u) = \begin{cases} 1 & \text{if } |u| < u_{\max} \\ 0 & \text{other} \end{cases} \quad (9)$$

由此, 得到其驱动饱和表达式:

$$u_s = \kappa(u) \cdot \text{sign}(u) \cdot u_{\max} + [1 - \kappa(u)] \cdot u \quad (10)$$

2.2 无人机动力学坐标转换

完成状态约束与驱动饱和条件分析后, 在多旋翼无人机的机体坐标系中, 以状态约束与驱动饱和条件为输入, 根据大气紊流效应对无人机运行行为的影响, 定义目标轨迹点的对应坐标值。机体坐标可以用于描述无人机在地面参考系中的位置, 以起飞点作为坐标原点、正东方向为 X 轴正方向、正北方向为 Y 轴正方向、垂直地面向上的方向为 Z 轴正方向; 动力学坐标系可以用于描述无人机自身的运动姿态, 以无人机质心作为坐标原点、以机头所指方向为 X 轴正方向、机身右侧所指方向为 Y 轴正方向、垂直于机体向上的方向为 Z 轴正方向^[11]。对于PID控制模型下无人机动力学坐标转换关系见图1。

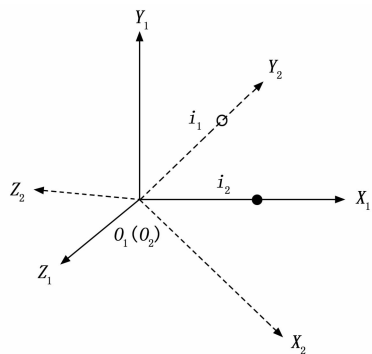


图1 动力学坐标转换原则

图1中, $O_1 - X_1 Y_1 Z_1$ 表示机体坐标系, $O_2 - X_2 Y_2 Z_2$ 表示动力学坐标系, i_1 表示机体坐标系中的参考目标, i_2 表示动力学坐标系中的参考目标。抗大气紊流干扰下, 转换体现在机体坐标与无人机动力学坐标的对应代换。本次将坐标轴与参考目标之间的对应关联作为被控运算变量^[12], 其动力学坐标转换表达式为:

$$F = f \times \frac{\sin\sigma_X \frac{X_1}{X_2} + \cos\sigma_Y \frac{Y_1}{Y_2} + \tan\sigma_Z \frac{Z_1}{Z_2}}{\frac{i_1}{i_2} \Gamma u_s} \quad (11)$$

式中, σ_X 表示 X 轴转换夹角, σ_Y 表示 Y 轴转换夹角,

σ_Z 表示 Z 轴转换夹角, f 表示无人机数值转换参量。动力学坐标转换可消除大气紊流效应下多旋翼无人机行进轨迹与预设轨迹的误差, 保障模型的控制作用能力。

2.3 无人机动力学模型构建

动力学模型意在描述多旋翼无人机在大气紊流干扰下的运动表现。通过动力学坐标转换函数进行数学运算时, 可将多旋翼无人机直接简化为刚体对象, 所以通过简单的数学运算可以准确分析无人机的动力特性^[13]。由于无人机旋翼升力与其实时转速的平方保持正比关系, 所以在进行数学运算前, 应确定动力学坐标转换过程旋翼升力与旋翼转速的具体数值。根据伯努利方程效应可知, 旋翼旋转时, 桨叶上表面气流加速导致压力降低, 下表面气流缓慢形成高压区, 压力差与气流速度平方成正比; 而桨叶叶尖速度使气流速度与转速线性相关, 以此为基础, 设 g 表示无人机旋翼升力, ζ 表示旋翼转速, 基于动力学坐标转换条件, 将二者之间的数学关系表示为:

$$g = F\zeta^2 - \tau H \quad (12)$$

式中, τ 表示阻力系数, H 表示阻力强度。

由于大气紊流建模是一个随机行为过程, 且其所造成阻力作用的负荷方向也不固定, 所以在定义动力学模型的数学运算式时, 应判断紊流效应与无人机行进方向是否一致^[14]。本次通过多传感器融合闭环实现判定紊流效应方向与无人机行进方向的相对关系。首先融合无人机姿态角与GPS速度矢量解算无人机航向角; 同时通过气压计和超声波传感器采集紊流脉动信号, 经快速傅里叶变换(FFT)提取频谱主导波数, 进而计算紊流能量传播方向; 最终实时计算夹角差。当夹角差小于等于 45° 时判定其为顺向紊流(加剧纵向失稳), 当夹角差大于 45° 且小于 135° 时, 为侧向紊流, 当夹角差大于 135° 时为逆向紊流。基于此, 结合公式(12), 推导状态约束与驱动饱和下无人机动力学模型的数学运算式为:

$$G = \begin{cases} \nu g + \tau F \zeta^2 + \frac{1}{2\nu H}, \nu > 0 \\ 2\nu H + \left(-\frac{\nu g}{\tau F \zeta^2}\right), \nu < 0 \end{cases} \quad (13)$$

式中, ν 表示紊流效应方向, ν 表示无人机行进方向。状态约束与驱动饱和下对于无人机动力特性的准确分析, 确保执行器在部分饱和的情况下, 仍然能够调整剩余旋翼的转速水平, 使其维持姿态稳定^[15]。因此基于动力学模型数学运算式设计的控制实施方案, 能够有效抵抗大气紊流效应对多旋翼无人机的干扰。

3 多旋翼无人机抗大气紊流干扰控制方法设计

完成状态约束与驱动饱和下无人机动力学模型构建, 使得该模型能够准确反映系统在物理限制下的动态

特性, 接下来, 以此为基础, 设计 PID 控制器结构, 构建补偿控制器, 求解变论域控制方程, 完成多旋翼无人机抗大气紊流干扰控制方法设计, 具体如下:

将状态约束与驱动饱和同时作为 PID 组件的给定输入条件, 结合无人机动力学模型, 设计 PID 控制器结构如图 2 所示。

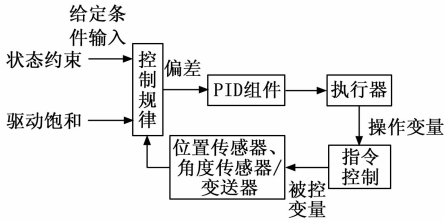


图 2 状态约束与驱动饱和下的 PID 控制器结构

如图 2 所示, 该控制系统以设定值输入为起点, 接收无人机目标状态指令作为控制基准。系统核心是抗紊流补偿器, 其基于大气紊流频谱分析结果生成前馈补偿信号, 通过动态调整参数来提前抵消不同强度的紊流干扰。PID 核心控制器随后根据设定值与传感器反馈的偏差生成基础控制指令, 包含比例、积分和微分 3 个作用分量。姿态角误差检测通过实时比较期望姿态角 (由目标状态指令解析得出) 与传感器反馈的实际姿态角 (滚转角、俯仰角、偏航角) 实现, 计算出姿态角误差信号^[16]。系统配置了状态约束模块实时监控无人机状态量, 当预测到姿态角等参数即将超出安全边界时, 立即输出校正信号强制状态回稳。同时集成的积分反馈机制能智能调节积分作用: 在驱动饱和时冻结积分器防止指令累积, 大偏差时自动衰减积分系数避免超调^[17]。所有控制指令最终经过驱动饱和和模块处理, 通过严格的幅值限制确保输出指令始终在执行器物理极限范围内。闭环系统通过传感器/变送器组件实时采集无人机状态数据, 经滤波处理后反馈至控制器。最终指令由执行器转换为电机转速或舵机偏转动作, 驱动无人机的同时将实际动力学响应作为系统输出, 形成完整的感知—决策—执行控制循环。整个设计通过前馈补偿、状态约束和饱和抑制三重保障机制, 确保无人机在紊流环境下的稳定飞行^[18]。在此基础上, 为了克服大气紊流引起的非线性和滞后效应, 实施逆误差补偿: 利用构建的动力学模型预测大气紊流干扰下无人机的姿态变化趋势, 并基于预测的逆动态特性生成补偿信号, 提前叠加到 PID 控制器的输出或前馈通道中, 主动抵消即将发生的姿态偏差, 从而显著减小实际飞行过程中的逆动态跟踪误差。本次规定 ϵ 表示大气紊流效应所设置的前馈调节参数, r_ϵ 表示 ϵ 调节条件下的无人机抗大气紊流干扰状态约束向量, r_0 表示驱动饱和条件下无人机抗大气紊流干扰状态约束向量的初始取值, φ 表示收敛控制系数, 联立动

力学模型相关公式, 将无人机补偿控制器定义为:

$$R = r_0 + \varphi G \int_0^t [r_\epsilon(t) - r_0(t)] dt \quad (14)$$

基于此补偿控制器, 对无人机飞行逆误差进行针对性控制, 旨在消除大气紊流干扰对多旋翼无人机飞行性能的影响: 一方面通过模型预测未来飞行过程中的姿态变化趋势 (逆误差源), 另一方面据此提前动态调整控制输入 (补偿信号), 实现精准的逆误差补偿。然而, 多旋翼无人机抗大气紊流干扰的传统约束控制方法存在固有矛盾: 当依据状态约束与驱动饱和条件提升控制精度时, 需通过增加控制等级数量实现, 导致控制规则数量随等级数线性增长, 严重降低算法执行速度并增大响应延迟, 使控制器难以有效应对快速变化的紊流干扰^[19-20]。为此, 本文提出本质创新的变论域控制方法, 通过保持控制规则数量恒定并实时动态调整输入变量论域范围以突破上述矛盾。具体而言, 当无人机接近姿态边界时联动压缩论域提升局部控制精度, 当执行器饱和时触发论域偏移维持指令有效性, 最终在控制资源最优分配的前提下解决了高精度要求导致响应速度下降的瓶颈问题^[21]。在补偿控制器控制规则数量恒为 e 的情况下, 联立公式 (14), 设计抗大气紊流干扰的变论域控制方程为:

$$Q_R = \sum_{i=1}^e \mu_i \frac{\xi(t) - c_i(t)}{d_i(t)} \cdot \frac{\partial b_i}{\partial \xi} \quad (15)$$

式中, $d_i(t)$ 表示第 i 条控制规则输入控制变量 $\xi(t)$ 的变论域范围定义值, $c_i(t)$ 表示变论域范围调相值, $b_i(t)$ 表示变论域基函数, $\mu_i(\cdot)$ 表示变论域基函数在实数范围内的隶属度^[22]。

为精确描述紊流能量的空间衰减特性, 在有限论域内构成正交基, 避免控制规则间的耦合干扰, 本次变论域基函数选用贝塞尔函数, 其函数如下:

$$b_i = J_0(\lambda_i \eta) \quad (16)$$

式中, η 为归一化后的输入变量, λ_i 为第 i 阶贝塞尔函数的特征根, J_0 为零阶第一类贝塞尔函数。基于上述变论域控制方程, 通过实时自适应调整 $d_i(t)$ 和 $c_i(t)$, 在保持 e 恒定的前提下, 动态优化控制精度与响应速度, 最终完成多旋翼无人机在强紊流干扰下的飞行稳定性控制。

4 实验分析与研究

本次实验采用重复测量方法, 在 3 种不同紊流强度 (弱紊流风速为 0~5 m/s, 中强紊流风速为 5~10 m/s, 强紊流风速为 >10 m/s) 和两种载重条件 (空载: 仅无人机自重, 满载: 增加 4 kg 配重) 下分别进行 5 次重复实验, 测试结果取均值。统计方法采用两因素方差分析 (紊流强度、载重条件) 评估主效应及交互作用, 事后检验采用 Bonferroni 校正。首先, 统计 90 天内实验

区域内的大气紊流情况，如图 3 所示。

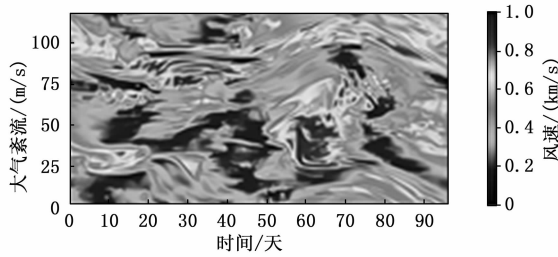


图 3 实验区域大气紊流效应图

分析图 3 可知，在 90 天的监测周期内，目标实验区域内大气紊流效应的表现相对较为平稳，大多数情况下，风速水平保持在 0~0.6 km/s 的数值区间内；随着大气紊流强度的增大，风速变化并没有表现出明显的规律性。并且分析无人机在不同航速下大气紊流场强的变化情况，不同航速周期与航速水平下，大气紊流场强度的数值水平并没有表现出明显的差异性，即无人机航速的改变不会影响后续实验结果。以此为基础，本次实验覆盖了轻度、中度及重度紊流场景。其中图 3 所示的 90 天监测数据中，轻度紊流占比为 62.3%，中度紊流占比为 28.9%，重度紊流占比为 8.8%。实验中的紊流环境通过风洞系统精准复现，包括 12 m/s 的极端风速条件（强紊流）。

由于本文方法不依赖于特定无人机的动力学参数，而是通过建立的通用动力学模型框架和设计的变论域控制律来实现鲁棒控制，因此本次不考虑其机型对其控制性能的影响，选择 DJ 经纬 M300RTK 多旋翼无人机作为研究对象，其相关实验参数的设置如表 1 所示。

表 1 多旋翼无人机实验参数

参数	取值	参数	取值
旋翼中心与无人机重心的距离	横轴:0.35 m 纵轴:0.30 m	尾翼中心与无人机重心的距离	横轴:0.65 m 纵轴:0.15 m
无人机重量	9 kg	转动惯量	横向: 0.82 kg·m ²
主旋翼扭矩系数	0.15		纵向: 0.68 kg·m ²
力矩系数	俯仰力矩: 285 N·m/rad 滚转力矩: 410 N·m/rad	最高时速	23 m/s

为验证不同负载下的控制鲁棒性，实验设置两种载重条件：空载（仅无人机自重 9 kg）和满载（增加 4 kg 配重，总重 13 kg）。配重固定于无人机重心位置，避免引入额外转动惯量变化。此外，本次设置目标车辆与多旋翼无人机对接，其数据采集频率为 100 Hz，通过车载局域网实时记录无人机位置与姿态角数据，其实物

图如图 4 所示。



图 4 实验原理图

先开展所提方法应用性能测试，得到不同工况下无人机的控制效果，具体如表 2 所示。

表 2 不同工况下无人机运动控制效果

工况	最大轨迹跟踪误差/m	最大跟踪角误差/°
弱紊流+空载	1.2	0.6
弱紊流+满载	0.8	0.4
中强紊流+空载	2.5	1.2
中强紊流+满载	1.9	0.9
强紊流+空载	5.1	2.0
强紊流+满载	4.9	1.8

如表 2 所示，应用所提方法进行控制，无人机在弱紊流且空载时，最大轨迹跟踪误差为 1.2 m，最大跟踪角误差为 0.6°；弱紊流且满载时，最大轨迹跟踪误差降至 0.8 m，最大跟踪角误差为 0.4°；中强紊流且空载时，最大轨迹跟踪误差达到 2.5 m，最大跟踪角误差为 1.2°；中强紊流且满载时，最大轨迹跟踪误差为 1.9 m，最大跟踪角误差为 0.9°；强紊流且空载时，最大轨迹跟踪误差高达 5.1 m，最大跟踪角误差为 2.0°；强紊流且满载时，最大轨迹跟踪误差为 4.9 m，最大跟踪角误差为 1.8°。如表 2 所示，应用所提方法可以在不同紊流强度和载荷条件下对无人机的运动进行有效控制，尽管随着紊流强度的增加和载荷的变化，最大轨迹跟踪误差和最大跟踪角误差会有所增大，但整体上仍能在一定范围内保持相对稳定的控制效果，验证了所提方法在不同工况下的有效性和适应性。

然后，为深入验证所提方法的先进性能，探究其在极端工况下的适用性，本次设本文提出的基于状态约束与驱动饱和下的多旋翼无人机抗大气紊流干扰控制方法（方法 1）、基于改进扩展状态观测器控制方法（方法 2）与基于改进 LESO 的控制方法（方法 3）进行对比实验设计，测试在强紊流（风速 12 m/s）、满载条件工况下无人机的轨迹跟踪误差与跟踪角误差变化情况，具体如图 5 所示。

分析图 5 可知，应用方法 1 进行控制，其轨迹跟踪误差最大为 4.9 m，跟踪角误差最大为 1.8°；而应用方法 2 和方法 3 进行控制，其轨迹跟踪误差均大于 5 m，

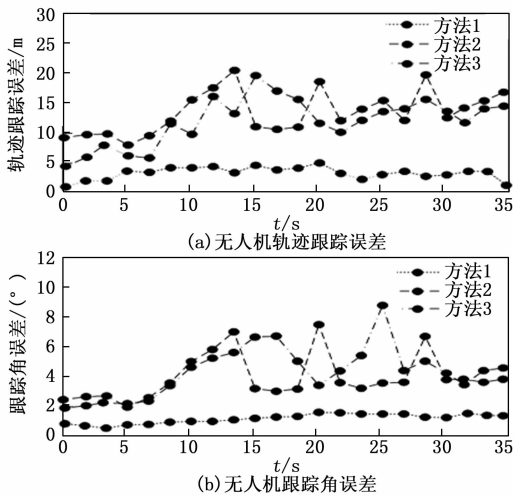


图 5 抗大气紊流干扰下的无人机运行情况

跟踪角误差均大于 2° 。由此可证明，所提方法的应用性能最好。造成这一现象的原因在于所提方法充分考虑了状态约束与驱动饱和条件，通过将旋翼转速饱和和边界与姿态角安全范围等关键工程约束条件显式纳入控制器设计框架，构建相应的数学约束模型，有效解决了因执行器饱和或状态越界导致的控制效能下降问题，确保实际输出在物理极限内最大限度地补偿状态偏差，从而避免了轨迹跟踪误差在强紊流下出现异常增大甚至失控的情况。

5 结束语

本研究提出的基于状态约束与驱动饱和的多旋翼无人机抗大气紊流干扰控制方法，通过对大气紊流效应的分析，构建 PID 控制器结构的闭环模型，以确定状态约束与驱动饱和下的无人机动力特性。结合飞行模型中的姿态角，进行逆误差补偿运算，从而定义抗大气紊流干扰的变论域控制方程。相较于其他方法，应用本文方法能有效控制无人机姿态与轨迹，且其在强紊流满载工况下最大轨迹跟踪误差为 4.9 m，最大跟踪角误差为 1.8° ，证明其在大气紊流干扰下，飞行器轨迹跟踪曲线依然不会明显偏离预设线路，既有利于弥补无人机行进过程中的姿态角误差，也能够保障无人机在强紊流干扰下的飞行稳定性。随着控制理论算法的快速升级，多旋翼无人机在复杂环境中的自主飞行能力将对硬件体系提出更高的要求，包括采用 FPGA+GPU 混合计算平台实现 μs 级实时响应、结合毫米波雷达与 MEMS 惯性集群的多源数据融合系统可为控制算法提供亚厘米级的环境扰动观测数据，而这将作为状态约束与驱动饱和控制算法未来的发展方向。

参考文献:

[1] 李永福, 文跃洲, 黄龙旺. 基于改进扩展状态观测器的四

旋翼无人机轨迹鲁棒跟踪控制 [J]. 仪器仪表学报, 2023, 44 (4): 129-139.

[2] 李壮举, 杜朋达, 王宁. 基于改进 LESO 的四旋翼无人机模糊线性自抗扰控制方法 [J]. 电子学报, 2024, 52 (9): 3185-3194.

[3] 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.

[4] 马小梦, 高梅国, 于默涵, 等. 智能对抗无人机的干扰组合序列生成算法研究 [J]. 西安电子科技大学学报, 2023, 50 (6): 44-61.

[5] 王宇梁, 李一平, 李良. 考虑状态约束与执行器饱和的水下机器人轨迹跟踪控制 [J]. 控制与决策, 2024, 39 (6): 1778-1786.

[6] 宋传明, 杜钦君, 冯晗, 等. 考虑误差和时间最优的柔性关节驱动电机抗饱和控制 [J]. 电机与控制学报, 2023, 27 (1): 148-158.

[7] 杨智博, 程奔, 朱齐丹, 等. 基于大气紊流的四旋翼无人机智能控制策略 [J]. 电光与控制, 2023, 30 (4): 17-22.

[8] 郑潇, 文颖, 丁佳雨, 等. 饱和输入下四旋翼无人机滑模轨迹跟踪控制 [J]. 计算机测量与控制, 2023, 31 (1): 86-92.

[9] DJAMEL DHAHBANE, SAMIR SAKHI, ABDELKRIM NEMRA. Hardware implementation of attitude estimation methods using multiple GPS receivers [J]. Unmanned Systems, 2023, 11 (4): 301-315.

[10] HUANG Z G, CHEN M, SHI P. Disturbance Utilization-Based tracking control for the Fixed-Wing UAV with disturbance estimation [J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems, I. Regular Papers: A Publication of the IEEE Circuits and Systems Society, 2023, 70 (3): 1337-1349.

[11] 赵辉, 郭春喜, 孟静娟, 等. 加权总体最小二乘和 RBF 神经网络的三维坐标转换 [J]. 大地测量与地球动力学, 2023, 43 (1): 29-33.

[12] 赵振华, 李婷, 姜斌, 等. 四旋翼无人机姿态系统复合连续快速非奇异终端滑模控制 [J]. 控制理论与应用, 2023, 40 (3): 459-467.

[13] 刘砚菊, 李景泉, 冯迎宾. 基于多级 MEKF 的微型无人机状态估计 [J]. 火力与指挥控制, 2024, 49 (7): 36-43.

[14] 王泽宇, 骆鑫, 庞思洋, 等. 基于天际线检测算法的多旋翼无人机姿态解算 [J]. 兵工自动化, 2023, 42 (6): 89-91.

[15] 弋英民, 王柯颖, 苑易伟, 等. 基于扩展卡尔曼滤波的固定翼无人机姿态解算方法 [J]. 小型微型计算机系统, 2023, 44 (11): 2384-2391.

(下转第 222 页)