

非定常耦合关联的多旋翼无人机自适应—非奇异终端滑模串级控制方法

胡少华

(西安航空职业技术学院 通用航空学院, 西安 710089)

摘要: 多旋翼无人机在飞行过程中具有非定常耦合关联特性, 导致其执行飞行任务容易受到外部扰动及惯性不确定性因素影响, 难以保持良好的飞行平衡状态; 为此, 提出非定常耦合关联的多旋翼无人机自适应—非奇异终端滑模串级控制方法; 该方法先考虑扰动风场、无人机负载等非定常耦合关联关系, 检测无人机工作参数初初始值; 然后根据无人机飞行原理以及飞行任务, 求解非奇异终端滑模串级控制目标; 最后以构建的多旋翼无人机非奇异终端滑模面为外环控制、PID为内环控制, 设计多旋翼无人机串级控制结构, 根据飞行初始值与控制目标之间的偏差作为控制量, 自适应生成非奇异终端滑模串级控制律, 通过控制律的执行实现多旋翼无人机自适应—非奇异终端滑模串级控制; 通过性能测试得出结论: 在优化设计控制方法作用下, 其转速控制误差、抖振程度以及最小奇异值取值更小, 且在不同风场和负载工况下, 多旋翼无人机的控制误差波动指数更低; 优化设计方法在控制性能以及适应性性能方面具有明显优势。

关键词: 非定常耦合关联; 多旋翼无人机; 自适应控制; 非奇异终端滑模控制; 串级控制

Adaptive Non-Singular Terminal Sliding Mode Cascade Control Method for Multi-rotor UAV with Unsteady Coupling Correlation

HU Shaohua

(College of General Aviation, Xi'an Aeronautical Polytechnic Institute, Xi'an 710089, China)

Abstract: A multi-rotor unmanned aerial vehicle (UAV) has the characteristics of unsteady coupling and correlation during the flight, and susceptibility to external disturbance and inertial uncertain during mission operation, which makes it difficult to maintain a good flight balance. Therefore, an adaptive non-singular terminal sliding mode cascade control method for a multi-rotor UAV with unsteady coupling correlation is proposed. The method first considers the unsteady coupling relationship between disturbed wind fields and UAV loads, while detecting the initial values of UAV's operating parameters. Then, according to UAV flight principle and mission requirements, it solves the non-singular terminal sliding mode cascade control objectives. Finally, taking the constructed non-singular terminal sliding mode surface of multi-rotor UAV as the outer loop control and the PID as the inner loop control, a cascade control structure of multi rotor UAV is designed. According to the deviation between flight initial value and control objective as the control quantity, a non-singular terminal sliding mode cascade control law is adaptively presented, which achieves an adaptive non-singular terminal sliding mode cascade control of multi rotor UAV according to a control law. Performance test shows that the optimal design control method has smaller speed control error, buffeting degree and minimum singular value, and a lower control error fluctuation index for multi rotor UAV under different wind fields and loads. The optimal method has notable advantages in control performance and adaptive performance.

Keywords: unsteady coupling correlation; multi-rotor UAV; adaptive control; non-singular terminal sliding mode control; cascade control

收稿日期:2025-05-28; 修回日期:2025-07-29。

基金项目:陕西省教育厅科学研究计划重点项目(25JR091)。

作者简介:胡少华(1989-),男,硕士,讲师。

引用格式:胡少华. 非定常耦合关联的多旋翼无人机自适应—非奇异终端滑模串级控制方法[J]. 计算机测量与控制, 2026, 34(5):197-205,213.

0 引言

多旋翼无人机作为一种具有 3 个及 3 个以上旋翼轴的无人驾驶旋翼飞行器, 在飞行过程中利用内置电机驱动旋翼旋转, 将旋翼旋转产生的机械力转换成升力和推力, 为无人机起降、悬停及飞行任务的执行提供动力支持。与固定翼无人机相比, 多旋翼无人机能够产生和使用的驱动力更大, 具备良好的机动性和操控性, 且不易受到场地的限制。然而, 受到多旋翼无人机结构的限制, 在飞行时面临的干扰因素更多, 具体包括惯性不确定性、气动干扰、陀螺力矩干扰等复杂工况, 为应对无人机的不确定性与外部干扰, 保证飞行安全, 开展多旋翼无人机自适应控制方法研究非常重要。

现阶段应用较为广泛的控制方法中, 文献 [2] 提出的基于干扰观测器的非奇异终端滑模控制方法通过对系统内外部扰动进行整合, 将其等效为集总干扰项, 并引入线性扩展状态观测器来处理该干扰, 进而构建了仅包含车体侧向倾角变量的线性参数变化模型。此外, 设计了非奇异终端滑模面函数, 并基于优化后的线性参数变化模型推导了控制器的等效控制分量与非线性控制分量, 完成对控制目标的平衡控制。然而上述方法以无人自行车作为控制对象, 其组成结构、工作原理以及干扰项与多旋翼无人机均存在较大差异, 且仅针对平衡进行控制, 未考虑执行任务, 将其应用到无人机的控制工作中, 无法保证能够达到预期效果。再如文献 [3] 提出的采用模糊扩张状态观测器的无人机滑模控制方法基于双闭环控制架构, 针对姿态内环与位置外环分别嵌入模糊扩张状态观测器, 该观测器能够实现对系统外部综合扰动的实时在线估算, 依据模糊扩张状态观测器的反馈信息, 设计非奇异快速终端滑模控制器, 确保四旋翼无人机的状态参数在有限时间窗口内趋近于目标轨迹, 基于李亚普诺夫稳定性理论, 验证四旋翼无人机系统的闭环稳定性, 实现无人机控制目标。然而上述方法在运行过程中, 存在明显的奇异性问题, 即控制器增益趋于无穷大时, 会导致实际多旋翼无人机无法实现。文献 [4] 提出的基于分数阶扩展滑模扰动观测器的非奇异终端滑模控制方法构建永磁同步电机新型超局部模型架构, 融合该新型超局部模型与递归非奇异终端滑模控制理论, 构建应用于转速环的滑模控制器。同时, 开发一种分数阶扩展滑模扰动观测机制, 借助此观测器获取被控对象的初始控制参数, 在非奇异终端滑模控制器的调控下, 得出控制结果。该方法在控制过程中未考虑外界环境对控制对象产生的影响, 因此在该方法控制下依旧存在明显的抖振现象。文献 [5] 提出的基于有限时间观测器的无人机滑模控制方法将模型参数的变动性与外界扰动因素统一视为综合扰动项, 构建了四旋翼无人机的姿态

运动学与动力学分析模型, 并将该综合扰动项设定为扩展状态变量, 进而设计了一种具备有限时间收敛特性的扩展观测器, 以实现综合扰动的精确估算。此外, 其还提出了一种快速非奇异积分滑模控制策略, 通过对综合扰动的有效补偿, 达成了对四旋翼无人机姿态在限定时间内的精准跟踪控制。上述方法考虑了外界因素对无人机飞行以及控制产生的影响, 但影响无人机飞行的因素众多, 在实际控制过程中未考虑多种因素共同影响下无人机的飞行状态, 因此得出的控制结果不佳。

综上所述, 传统控制方法均存在明显的控制效果问题, 主要体现在外界扰动适应程度、奇异性、抖振以及控制精度等方面。为此, 本次引入非定常耦合关联技术。非定常耦合关联技术是指研究控制对象执行状态与工作环境或多个不同物理场、非定常条件相互作用与耦合关联关系的技术。该技术综合考虑了多种不同维度的影响因素及其在时空方面的动态变化情况。因此, 本次在非定常耦合关联技术支持下, 优化设计多旋翼无人机自适应—非奇异终端滑模串级控制方法, 以期能够在保证多旋翼无人机在不同场景下飞行安全的情况下, 最大程度提升无人机的任务执行效果。

1 多旋翼无人机自适应—非奇异终端滑模串级控制方法

本次设计方法融合了自适应控制、非奇异终端滑模控制和串级控制 3 个部分, 自适应控制能够实时估计并补偿系统模型不确定性及外部干扰, 非奇异终端滑模控制部分通过重构滑模面避免传统终端滑模的奇异性问题, 而串级控制则将多旋翼无人机的控制任务分解为外环与内环两个部分, 外环用来控制无人机的位置与速度参数, 而内环则控制无人机的姿态与力矩, 通过内外环协同工作, 保证多控制任务的同步执行。在此次研究中, 综合考虑多旋翼无人机飞行过程中负载状态、风向风速等非定量对飞行状态产生的影响, 及时调整控制律, 保证控制结果与控制目标一致, 具体设计如下。

1.1 确定多旋翼无人机非定常耦合关联关系

影响多旋翼无人机飞行状态的非定常因素包括风场、无人机负载等, 通过无人机非定常因素与无人机飞行产生气动力之间的耦合, 可确定多种非定常因素与多旋翼无人机飞行参数的关联关系, 为无人机控制律的生成与自适应调整提供支持。多旋翼无人机飞行状态下, 扰动风场和无人机负载非定常物理场如图 1 所示。

从图 1 (a) 中可以看出, 多旋翼无人机机身结构较为紧凑, 紊流风场施加于四旋翼无人机的作用效应主要聚焦于其 4 个动力旋翼组件。鉴于此, 在解析多旋翼无人机非定常气动特性与飞行状态之间的耦合机理时, 可忽略紊流风场对机身主体的直接作用, 转而将研究重

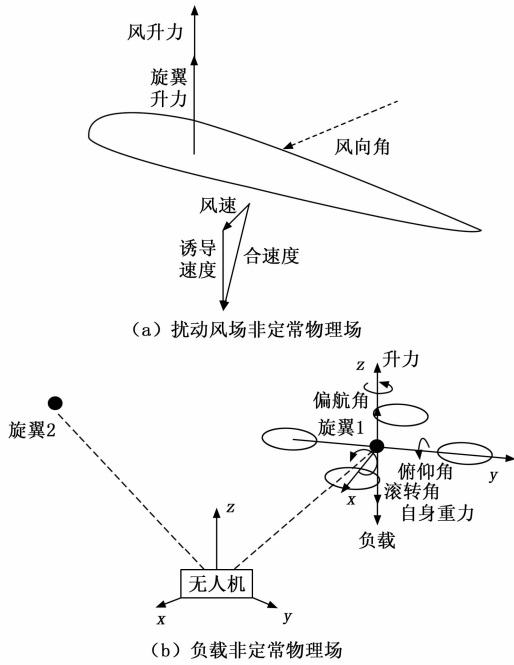


图 1 多旋翼无人机非正常物理场示意图

心置于 4 个旋翼所承受的紊流风场效应。按照图 1 (a) 中表示的非正常耦合作用原理, 得出扰动风场作用下无人机的实际飞行速度, 其可表示为:

$$v = [(v_{wind} \cos\theta + v_{induce})^2 + (v_{wind} \sin\theta)^2]^{1/2} \quad (1)$$

式中, v_{wind} 和 v_{induce} 分别为扰动风场中的风速值以及旋翼旋转过程中产生的诱导风速; θ 为风向角, 也就是扰动风场与旋翼之间的夹角。综合考虑多旋翼无人机的工作机理, 得出旋翼产生的诱导速度为:

$$v_{induce} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n_{rotor}} F_{lift}(i)}{2\rho A_{rotor}}} \quad (2)$$

式中, $F_{lift}(i)$ 为多旋翼无人机中第 i 个旋翼的升力值; n_{rotor} 为多旋翼无人机中包含的旋翼数量; ρ 和 A_{rotor} 对应的是无人机飞行环境的空气密度以及旋翼高速旋转扫过的面积, 空气密度 ρ 根据国际标准大气模型 (ISA) 计算得出, 对应实验当天的海拔和温度条件。公式 (2) 中变量 $F_{lift}(i)$ 的计算公式为:

$$F_{lift}(i) = \gamma(i)\xi^2(i) \quad (3)$$

式中, $\gamma(i)$ 和 $\xi(i)$ 分别表示第 i 个旋翼的升力系数和扭力系数, 二者通过实验辨识方法获取。在风洞实验中, 测量不同风速和负载条件下的旋翼升力和扭力, 结合理论计算公式反推得到升力系数和扭力系数。实验数据通过高精度传感器采集, 确保数据的准确性和可靠性。当紊流风场作用于四旋翼无人机的旋翼时, 旋翼所生成的总升力表现为旋翼自身拉力与由风力产生的升力所形成的矢量合力, 其可表示为:

$$F_z = 2\rho A v_{induce} \cdot v \quad (4)$$

当多旋翼无人机的飞行环境中无扰动风场时, 无人机总升力即为多旋翼高速旋转产生的升力, 根据力与力矩之间的关系, 可以得出多旋翼无人机的力矩求解结果。此外, 从图 1 (b) 中可以看出, 负载质量、重心位置及惯性参数的时变特性会直接改变无人机的动力学状态, 在垂直起降阶段, 负载质量的突变可能突破电机推力冗余阈值, 导致悬停稳定性下降, 水平飞行时, 负载重心的横向偏移会破坏旋翼力矩平衡, 触发横滚运动。无人机负载非正常与飞行升力之间的关联关系可量化表示为:

$$F_m = F_{lift} - (mg \cdot I_m) \quad (5)$$

式中, m 和 I_m 分别为无人机上的吊挂负载及转动惯量; g 为重力加速度。综合考虑多旋翼无人机扰动风场和负载非正常因素, 得出多旋翼无人机非正常耦合场景, 如图 2 所示。

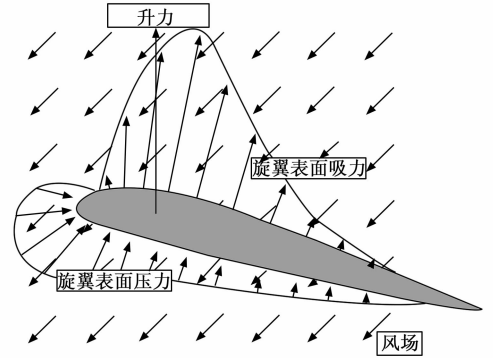


图 2 多旋翼无人机非正常耦合场景图

依据图 2, 可以得出非正常耦合关联关系的量化结果为:

$$F = F_z \oplus F_m \quad (6)$$

式中, \oplus 为耦合符号。按照上述方式可以得出不同负载和风场作用下, 对应多旋翼无人机升力的具体取值。

1.2 考虑非正常耦合场景检测无人机工作参数初始值

不同负载和风场作用下对应多旋翼无人机升力的具体取值可影响无人机的动态响应特性与气动效率, 进而导致飞行轨迹偏离或姿态失稳。接下来, 为保证多旋翼无人机能够按照既定轨迹稳定飞行, 以此为基础, 对无人机转速、位置、姿态以及力矩等多飞行参数进行控制。为给控制指令的生成提供初始值, 在非正常耦合场景下, 对无人机当前工作参数的初始值进行检测。任意时刻无人机姿态角初始值的检测结果为:

$$\begin{cases} \varphi_0 = \varphi\psi \frac{I_y - I_z}{I_x} + \frac{d}{I_x} F - \frac{\mu_x d}{I_x} + R \\ \psi_0 = \varphi\psi \frac{I_y - I_x}{I_x} + \frac{d}{I_x} F - \frac{\mu_y d}{I_x} + R \\ \phi_0 = \varphi\psi \frac{I_x - I_y}{I_z} + \frac{d}{I_z} F - \frac{\mu_z d}{I_z} + R \end{cases} \quad (7)$$

式中, φ 、 φ 和 ψ 分别表示滚转角、俯仰角、偏航角的额定值; I_x 、 I_y 和 I_z 分别表示无人机绕 x 、 y 、 z 轴的转动惯量; μ_x 、 μ_y 和 μ_z 为 3 个坐标方向上的空气阻力系数; d 为旋翼与无人机中心之间的距离; R 为无人机所受的外界扰动, 也就是当前无人机负载与扰动风场耦合量的具体取值。另外, 多旋翼无人机位置初始值的检测结果为:

$$\begin{cases} x_0 = \frac{1}{m_{\text{UAV}}}(\cos\varphi\sin\varphi\cos\psi + \sin\varphi\sin\psi)F - \frac{\mu_x}{m_{\text{UAV}}} + R \\ y_0 = \frac{1}{m_{\text{UAV}}}(\cos\varphi\sin\varphi\cos\psi - \sin\varphi\cos\psi)F - \frac{\mu_y}{m_{\text{UAV}}} + R \\ z_0 = \frac{1}{m_{\text{UAV}}}(\cos\varphi\cos\varphi)F - \frac{\mu_z}{m_{\text{UAV}}} + R \end{cases} \quad (8)$$

式中, m_{UAV} 为多旋翼无人机质量。另外, 多旋翼无人机初始转速的检测结果为:

$$\omega_0 = \frac{n_{\text{rotate}}}{\Delta t} \quad (9)$$

式中, n_{rotate} 为单位时间 Δt 内无人机旋翼的旋转次数。根据无人机升力与转速之间的关系, 可以得出无人机的实际升力为:

$$F_0 = \kappa_{\text{lift}}\omega_0^2(i) \quad (10)$$

式中, κ_{lift} 为升力系数; $\omega_0(i)$ 为多旋翼无人机第 i 个电机的当前转速。在非正常耦合关联场景下, 确定外界扰动项, 进而得出当前多旋翼无人机各工作参数初始值检测结果。

1.3 求解多旋翼无人机非奇异终端滑模串级控制目标

得到的多旋翼无人机各工作参数初始值检测结果可反映当前系统的气动特性与动力匹配状态, 使得控制系统的基准工作点得以量化标定。接下来, 以此为基础, 根据多旋翼无人机的飞行目标, 确定无人机飞行位置和姿态角的控制目标, 综合考虑外界干扰因素的作用机理, 确定无人机转速以及升力控制目标。假设多旋翼无人机的最终飞行目标地点位置坐标为 (x_b, y_b, z_b) , 由此可以得出多旋翼无人机的目标飞行轨迹, 其可表示为:

$$l = \frac{x - x_0}{x_b - x_0} = \frac{y - y_0}{y_b - y_0} = \frac{z - z_0}{z_b - z_0} \quad (11)$$

公式 (11) 表示的飞行轨迹规划结果中距离当前位置最近的轨迹点, 即为多旋翼无人机的位置控制目标。根据前后两个轨迹点之间的位置关系, 可以得出姿态角控制目标的求解结果, 其可表示为:

$$\begin{cases} \varphi_b = \frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1} \\ \varphi_b = \frac{z_2 - z_1}{x_2 - x_1}, (x_1, y_1, z_1), (x_2, y_2, z_2) \in l \\ \psi_b = \frac{z_2 - z_1}{y_2 - y_1} \end{cases} \quad (12)$$

式中, (x_1, y_1, z_1) 和 (x_2, y_2, z_2) 表示规划飞行轨迹中的两个相邻轨迹点位置坐标, 将相关数据代入到公式 (12) 中, 即可得出无人机姿态角控制目标的求解结果。此外, 多旋翼无人机升力和转速控制目标的求解结果为:

$$\begin{cases} F_b = \frac{1}{2}\rho_h\kappa_{\text{lift}}A(v_h + v_{\text{wind}}) \\ \omega_b = \sqrt{\frac{F_b}{\kappa_{\text{lift}}}} \end{cases} \quad (13)$$

式中, ρ_h 和 v_h 分别为飞行高度为 h 位置上的空气密度值以及空气流速度。按照上述方式, 即可得出多旋翼无人机在位置、转速、升力、姿态角等方面的非奇异终端滑模串级控制目标求解结果。

1.4 实现多旋翼无人机自适应—非奇异终端滑模串级控制

设计多旋翼无人机自适应—非奇异终端滑模串级控制方法时, 1.1 节确定的非正常耦合关联关系至关重要, 贯穿控制方法架构及各环节设计。在考虑非正常耦合关联场景的情况下, 以检测的无人机工作参数初始值为初始控制项, 以多旋翼无人机非奇异终端滑模串级控制目标的求解结果为控制目标, 采用串级控制结构生成并执行控制律, 外环位置和速度控制部分采用自适应、非线性控制方式, 生成平滑的姿态角指令, 以避免环境干扰影响下引发的无人机振荡。内环姿态与力矩控制任务的执行则基于非奇异终端滑模控制律, 结合自适应律在线估计系统参数不确定性和外部干扰的边界。通过多旋翼无人机自适应—非奇异终端滑模串级控制, 保证控制对象在任意干扰和飞行工况下, 能够在保持稳定的基础上, 完成相应的控制任务, 具体设计如下。

1.4.1 构建多旋翼无人机非奇异终端滑模面

为达成多旋翼无人机系统的快速收敛目标, 构建多旋翼无人机状态非奇异终端滑模面, 该滑模面具备在限定时间区间内迅速趋近平衡态的特性, 可有效契合四旋翼无人机对参考指令实施快速追踪的性能需求, 并且保留了滑模控制所固有的高鲁棒性优势。构建滑模面时, 非正常耦合关联关系影响参数选择与结构确定。无人机飞行中, 风场、负载等非正常因素耦合, 使不同工况下动力学特性差异大。如复杂工况下, 姿态和位置变化规律与简单工况不同。

构建的多旋翼无人机状态非奇异终端滑模面如图 3 所示。

如图 3 所示, 构建的非奇异终端滑模面用来控制多旋翼无人机的位置和转速, 根据检测位置与转速参数初始值与控制目标之间的偏差, 确定多旋翼无人机的位置与转速控制量分别为:

$$\begin{cases} K_{\text{position}} = |x_l - x_0| + |y_l - y_0| + |z_l - z_0|, \\ (x_l, y_l, z_l) \in l \\ K_{\text{speed}} = \omega_b - \omega_0 \end{cases} \quad (14)$$

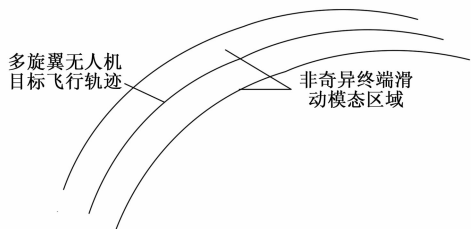


图 3 非奇异终端滑模面示意图

以控制量计算结果作为组成内容，构建的终端滑模面为：

$$Q = K_{\text{position}} + \frac{1}{\delta} |K_{\text{speed}}|^{\frac{p}{q}} \quad (15)$$

式中， δ 为趋近律系数， p 和 q 分别表示终端滑模面在水平和竖直方向上的结构系数。初始设计的终端滑模面需耗费大量时间才能收敛至平衡位置。为确保多旋翼无人机位置与转速的精准控制，需将初始终端滑模面优化为非奇异形式，从而兼顾有限时间收敛与加速收敛速率，同时规避奇异性问题。构建的多旋翼无人机非奇异终端滑模控制面可以量化表示为：

$$Q_f = Q + \left(2 - \frac{p}{q}\right) K_{\text{position}}^{\frac{p}{q-1}} + \left(\frac{p}{q} - 1\right) K_{\text{speed}}^{\frac{p}{q-2}} \quad (16)$$

式中， $\left(2 - \frac{p}{q}\right) K_{\text{position}}^{\frac{p}{q-1}} + \left(\frac{p}{q} - 1\right) K_{\text{speed}}^{\frac{p}{q-2}}$ 为滑模面切换函数，其导数是连续的，保证非奇异终端滑模面的平滑切换。

李雅普诺夫稳定性理论是分析非线性动态系统稳定性的强有力工具。对于动态系统，若存在正定的李雅普诺夫函数 $V(x)$ ，且其沿着系统轨迹的导数 $\dot{V}(x)$ 为负定，则系统是渐近稳定的。基于李雅普诺夫稳定性理论，对非奇异终端滑模面进行严格的稳定性分析，以确保所提出的控制方法的理论严谨性。

考虑非奇异终端滑模面的设计，则有：

$$\dot{s} = -\alpha s - \beta |s|^{\frac{p}{q}} \quad (17)$$

其中： s 表示所设计的非奇异终端滑模面，由系统状态误差及其导数构成 0； \dot{s} 表示滑模面 s 对时间 t 的一阶导数； α, β 表示滑模面的收敛系数， p, q 为避免 $1 < p/q < 2$ 的正奇数，其可保证滑移面的有限时间收敛特性，同时规避奇异性问题。

定义李雅普诺夫函数候选为：

$$V(s) = \frac{1}{2} s^2 \quad (18)$$

计算其导数：

$$\dot{V}(s) = \frac{\partial V}{\partial s} \cdot \dot{s} \quad (19)$$

将滑模面动态 \dot{s} 代入上式，得到：

$$\dot{V}(s) = s \cdot \dot{s} \quad (20)$$

为了保证系统的稳定性，需要 $\dot{V}(s)$ 为负定。由于 s 为滑模面，希望 s 能够使 $V(s)$ 减少，即：

$$\dot{s} = -k \cdot s \quad (21)$$

其中， k 是正常数。因此， $\dot{V}(s) = -k \cdot s^2$ ，显然为负定。

为了确保非奇异性，需要参数 p 和 q 满足一定条件。通过分析滑模面的设计，可以得到：

$$\dot{s} = -\frac{p}{q} \cdot s \quad (22)$$

为了保证 \dot{s} 连续且非奇异， p 和 q 应满足 $p > q$ 。这样，滑模面的设计可以确保在有限时间内收敛到平衡点，同时避免奇异性问题。

通过上述分析，证明了非奇异终端滑模面在给定的参数条件下是稳定的，并且满足非奇异性要求。这为所提出的控制方法提供了坚实的理论基础，确保了其在实际应用中的有效性和可靠性。

1.4.2 设计多旋翼无人机串级控制结构

在构建多旋翼无人机非奇异终端滑模面支持下，采用双环嵌套设计方式构建串级控制结构，并保证输出的控制律能够直接作用到多旋翼无人机上。设计串级控制结构时，充分考虑非正常耦合关联关系是关键。无人机飞行中，位置、姿态、升力等参数受多种非正常因素耦合影响，参数间动态联系紧密。设计的多旋翼无人机串级控制结构，如图 4 所示。

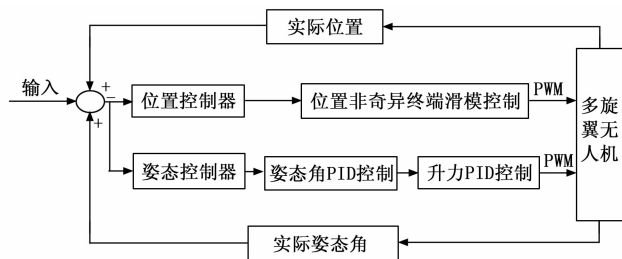


图 4 多旋翼无人机串级控制结构图

图 4 表示的多旋翼无人机串级控制结构中，外环以期望位置与速度为输入，采用非奇异终端滑模控制生成期望姿态角与升力指令。内环以期望姿态角与升力为输入，采用 PID 控制算法生成电机控制指令。该架构通过解耦位置与姿态控制，提升多旋翼无人机抗干扰能力与动态响应速度。

1.4.3 自适应生成并执行非奇异终端滑模串级控制律

在控制律设计阶段，通过非奇异终端滑模面确保系统状态在有限时间内收敛至平衡点，同时避免传统终端滑模的奇异性问题，控制输入结合自适应估计的干扰值、线性反馈项及符号函数项，以实现多旋翼无人机的鲁棒控制。根据串级控制结构的设计，外环的位置与转速控制律采用非奇异终端滑模生成，内环的升力与姿态角控制律则采用 PID 控制方式实现。自适应生成并执行控制律时，非正常耦合关联关系为自适应调整提供信息。无人机飞行中，风场、负载等使动力学参数和外部

干扰不断变化。在实际的控制过程中,将无人机的所有工作参数输入到设计的多旋翼无人机串级控制结构中,在非奇异终端滑模面支持下,生成能够作用到多旋翼无人机上的控制律,控制律的生成结果可以量化表示为:

$$u = u_{\text{position}} + u_{\text{speed}} + u_F + u_{\text{attitude}} \quad (23)$$

式中, u_{position} 、 u_{speed} 、 u_F 和 u_{attitude} 分别表示无人机位置、转速、升力以及姿态角控制律分量,其中位置控制律分量的生成结果为:

$$u_{\text{position}} = -Q_f(x_0, y_0, z_0) - \frac{\delta q_s^{2-\tau}}{p} \quad (24)$$

式中, s 为非奇异终端滑模面中的非奇异区域面积。按照上述方式可得出转速控制律分量的生成结果。此外升力和姿态角控制律采用 PID 控制方式,以升力为例,升力控制律分量的生成结果为:

$$u_F = \kappa_P(F_b - F_0) + \kappa_I \int_0^t (F_b - F_0) dt + \kappa_D \frac{dt}{d(F_b - F_0)} \quad (25)$$

式中, κ_P 、 κ_I 和 κ_D 分别表示比例增益、积分增益和微分增益。同理,可以得出姿态角控制律的生成结果,将各控制律分量的生成结果输入到公式(23)中,即可得出非奇异终端滑模串级控制律的生成结果。在实际的控制过程中,将串级控制结构输出的控制律转换为电机的 PWM 信号,通过电机驱动控制电机转速,实现多旋翼无人机位置、姿态角、升力以及转速的控制,在非定常耦合关联作用下,多旋翼无人机的飞行状态以及飞行环境存在动态变化特征,因此需要对执行在无人机上的控制信号进行自适应更新,更新结果为:

$$u(t+1) = g_{\text{PWM}}[\kappa_{\text{ass}} u(t)] \quad (26)$$

式中, κ_{ass} 为非定常耦合关联系数,综合考虑风场、负载等因素,根据多旋翼无人机非定常耦合关联关系的确定结果,确定变量 κ_{ass} 的具体取值。 $g_{\text{PWM}}[\]$ 为控制律到电机 PWM 信号的转换函数。将实时检测的飞行数据输入到公式(23)中,即可实现实时生成控制律的更新,并通过公式(26)进行自适应调整,保证作用在多旋翼无人机上的控制指令符合当前飞行工况与控制需求。

2 性能测试实验分析

以测试优化设计非定常耦合关联的多旋翼无人机自适应—非奇异终端滑模串级控制方法的控制性能和环境适应性为目的,设计性能测试实验,根据实验目的将实验分成两个部分,第一部分测试优化设计方法控制作用下,无人机实际飞行参数与控制目标之间的大小关系,并对无人机的飞行稳定程度进行测定,由此得出优化设计方法在控制性能方面的测试结果。第二部分则是在不同的飞行干扰环境以及负载工况下,对控制参数偏差的变化情况进行测定,通过不同工况下控制精度指标的比对,证明优化设计方法在适应度方面的测试结果。

2.1 实验测试条件

实验对象: Phantom 4 Pro V2.0 型多旋翼无人机,该无人机具有良好的机动性和操控性,适用于多种飞行任务。该无人机使用碳纤维与镁合金复合材料,采用四轴布局方式,包含 4 组无刷电机与电调,配合 9 455 S 快拆螺旋桨,单轴最大推力约 2.5 kg,支持垂直起降与悬停。选择的控制对象机身全长 0.8 m,空载状态下的总质量为 5 kg,前后翼掠角均为 50° ,扭转角为 0° ,旋翼弦长为 0.38 m, x 、 y 、 z 三个方向上的转动惯量均为 $0.004 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。

实验环境: 在室内飞行实验室进行,实验室配备了高精度的定位系统和数据采集设备,能够实时监测无人机的飞行状态。

实验工况:

无扰动风—无负载工况: 无人机在无风环境下飞行,不携带任何额外负载。

有扰动风—无负载工况: 无人机在风速为 20 m/s 的风场中飞行,不携带任何额外负载。

无扰动风—有负载工况: 无人机在无风环境下飞行,携带 10 kg 的负载。

有扰动风—有负载工况: 无人机在风速为 20 m/s 的风场中飞行,携带 10 kg 的负载。

多梯度风速工况: 无人机在不同风速梯度 (10 m/s、20 m/s、30 m/s) 下飞行,分别测试无负载和 10 kg 负载的情况。

在飞行过程中,多旋翼无人机先后执行垂直起飞、爬升、悬停、自主航线飞行、转向、垂直降落等任务。

2.2 控制方法应用过程

根据多旋翼无人机动力学特性,构建包含风场与负载耦合作用的数学模型,该模型需综合考量无人机的质量、惯性矩、空气动力学参数以及风场和负载对无人机动力学的影响,同时引入时空动态变化参数以描述风场和负载随时间和空间的动态变化,提升模型准确性与实时性;在此基础上,基于李雅普诺夫稳定性理论设计非奇异终端滑模面,确保系统状态在有限时间内收敛至滑模面并规避奇异性问题,且滑模面设计需契合无人机动力学特性和控制性能要求,保证其在系统动态变化中保持稳定;针对无人机动力学模型中的不确定性和外部干扰,设计具备快速响应能力和高精度估计能力的自适应控制律,以实时估计和补偿系统不确定性和外部干扰,确保无人机在复杂环境下保持稳定飞行性能;最后,将非奇异终端滑模控制与自适应控制相结合构建串级滑模控制结构,外环采用非奇异终端滑模控制实现无人机位置与速度的快速稳定控制,内环采用 PID 控制处理姿态与力矩的跟踪任务,提高无人机抗干扰能力和鲁棒性,并确保串级控制结构实现内外环之间的有效协调,

使无人机在复杂环境下保持稳定飞行状态。

为给多旋翼无人机的自适应—非奇异终端滑模串级控制方法提供硬件支持，在控制对象上安装控制器。在多旋翼无人机控制对象中要求安装的控制器能够接收无人机的实时运行数据并进行动态更新，并同时实现对升力、姿态、位置等多参数的同步控制。在实验开始之前，首先对无人机的控制目标进行设定，并将控制目标以数据形式进行记录，以此作为测试无人机控制精度的比对标准。优化设计的非正常耦合关联的多旋翼无人机自适应—非奇异终端滑模串级控制方法选用 MATLAB/Simulink 作为开发工具，该功能能够实现控制方法向控制程序的转换，并将控制结果以可视化形式输出。对无人机的所有飞行参数进行初始化，输入设定的飞行控制目标，在不同飞行工况下，利用优化设计方法对飞行状态下的多旋翼无人机进行控制，并得出控制结果如图 5 所示。

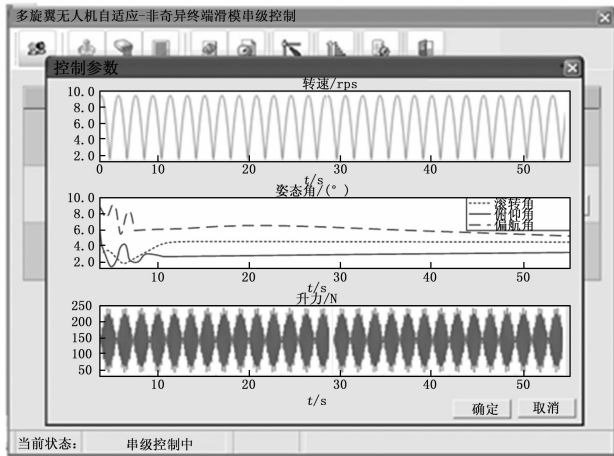


图 5 无人机自适应—非奇异终端滑模串级控制结果

按照上述方式可以得出该控制方法作用下无人机在其他飞行工况下的控制结果。实验设置传统的基于干扰观测器的非奇异终端滑模控制方法和基于分数阶扩展滑模扰动观测器的非奇异终端滑模控制方法作为实验对比方法，在相同的实验工况下对相同的多旋翼无人机执行控制任务，记录对比方法控制下无人机的实际飞行数据，以此作为对比实验结果数据。

为实现对控制性能以及适应性能的量化测试，从上述两个方面设置测试指标，其中控制性能的测试指标为转速控制误差、抖振程度以及最小奇异值，其中转速控制误差的测试结果为：

$$\epsilon_\omega = \omega_b - \omega_{\text{control}} \quad (27)$$

式中， ω_{control} 表示控制方法作用下无人机的实际转速值。抖振程度的测试结果为：

$$\alpha = r_{\text{max}} - r_{\text{min}} \quad (28)$$

式中， r_{min} 和 r_{max} 分别表示的是控制方法作用下多旋翼无

人机抖振振幅的最小值和最大值。另外，最小奇异值指的是矩阵奇异值分解中的最小值，在无人机控制任务中用来衡量控制的“病态程度”，该指标的测试结果如下：

$$\vartheta = \min(J_E) \quad (29)$$

式中， J 为无人机飞行参数的奇异值， E 为奇异值矩阵的秩。奇异值趋近于零可能导致控制输入发散，从而影响无人机的控制稳定性。最小奇异值适当增大，表明系统的可控性增强，控制输入越稳定。通过优化设计方法，能够有效降低最小奇异值，从而提高无人机在复杂工况下的控制稳定性。

最终计算得出转速控制误差、抖振程度以及最小奇异值取值越小，证明对应方法的控制性能越优。此外，控制方法的适应性能测试指标为误差波动系数，该指标的测试结果为：

$$\eta = \frac{\sum_{i=1}^{n_g} \epsilon_\omega(i) - \epsilon_\omega(i-1)}{n_g} \quad (30)$$

式中， $\epsilon_\omega(i)$ 为 i 工况下的转速控制误差， n_g 为实验设定的工况数量。计算得出误差波动系数越大，证明对应方法的适应性能越差。

通过不同控制方法作用下，多旋翼无人机飞行转速数据的统计，得出转速控制误差的测试结果，如图 6 所示。

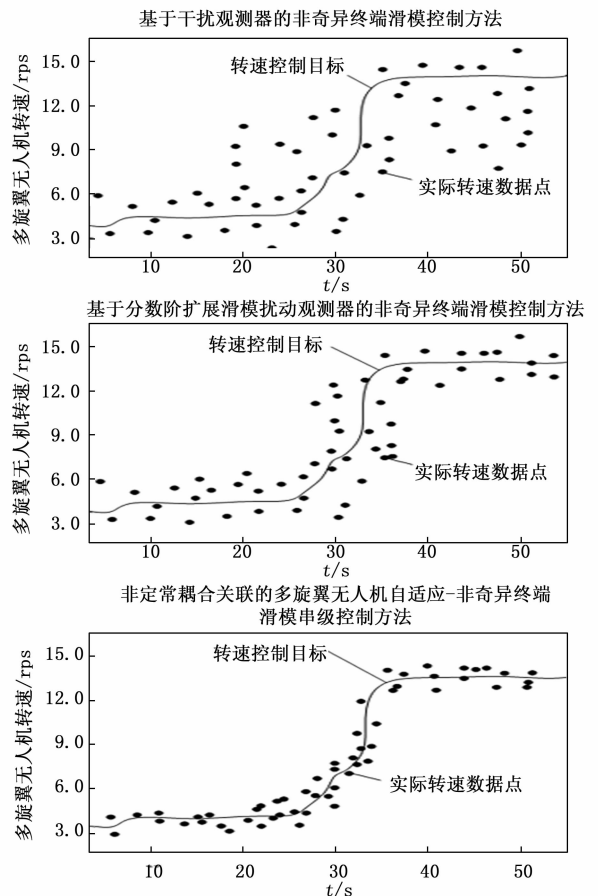


图 6 多旋翼无人机转速控制误差测试结果

从图 6 中可以直观看出, 与两种传统方法相比, 在优化设计方法控制下, 多旋翼无人机的实际转速与转速控制目标更接近, 将图 6 中的数据输入到公式 (27) 中, 计算得出优化设计方法的转速控制误差取值更小。另外, 3 种控制方法下无人机抖振程度与最小奇异值的测试结果, 如图 7 所示。

从图 7 (a) 表示的无人机抖振信号中可以看出, 在优化设计方法控制下无人机基本无抖振现象, 而在两种传统方法控制下, 无人机控制对象的抖振现象较为明显。将图 7 (a) 中的抖振信号数据输入到公式 (28) 中, 通过公式计算得出优化设计方法对应的无人机抖振程度更低。另外, 奇异性测试过程中, 构建的多旋翼无人机奇异矩阵表示无人机飞行状态变量对输入信号的响应强度, 从图 7 (b) 中可以看出, 与两种传统方法相比, 优化设计方法控制下无人机奇异矩阵中的非零奇异值数量相同, 但与传统方法相比优化设计方法的最小奇异值取值更小。

通过横向对比 3 种工况下的无人机飞行参数数据, 得出控制方法适应性性能的测试结果, 如图 8 所示。

从图 8 中可以看出, 与无扰动风一无负载工况相

比, 在相同控制方法作用下无人机在有扰动风一无负载工况和无扰动风一有负载工况中的转速控制误差均存在不同程度的升高, 但与两种传统方法相比, 优化设计方法在非正常耦合工况下的转速控制误差较为相似, 误差波动幅度能够控制在 ± 0.5 rps 以内, 而通过两种传统方法的控制, 无人机的转速控制误差波动幅度均超过 1.0 rps, 由此证明优化设计控制方法的误差波动指数更小。综合上述指标的测试结果, 证明优化设计方法具有更优的控制性能与适应性能。

为了全面评估所提出的控制方法与传统方法在多工况下的性能差异, 选取文献 [3] 方法、文献 [5] 方法作为对照组, 进行对比实验。详细测试了转速控制误差、抖振程度关键性能指标。表 1 汇总了实验结果, 清晰展示了不同控制策略在面对动态环境挑战时的适应性和鲁棒性。

实验结果分析表明, 在无风无负载的条件下, 所提出的控制方法在转速控制误差、抖振程度和最小奇异值方面均优于文献 [3] 和文献 [5] 中的方法, 显示出更高的控制精度和稳定性。在有风无负载的条件下, 即使在 20 m/s 的风速下, 该方法的转速控制误差和抖振程

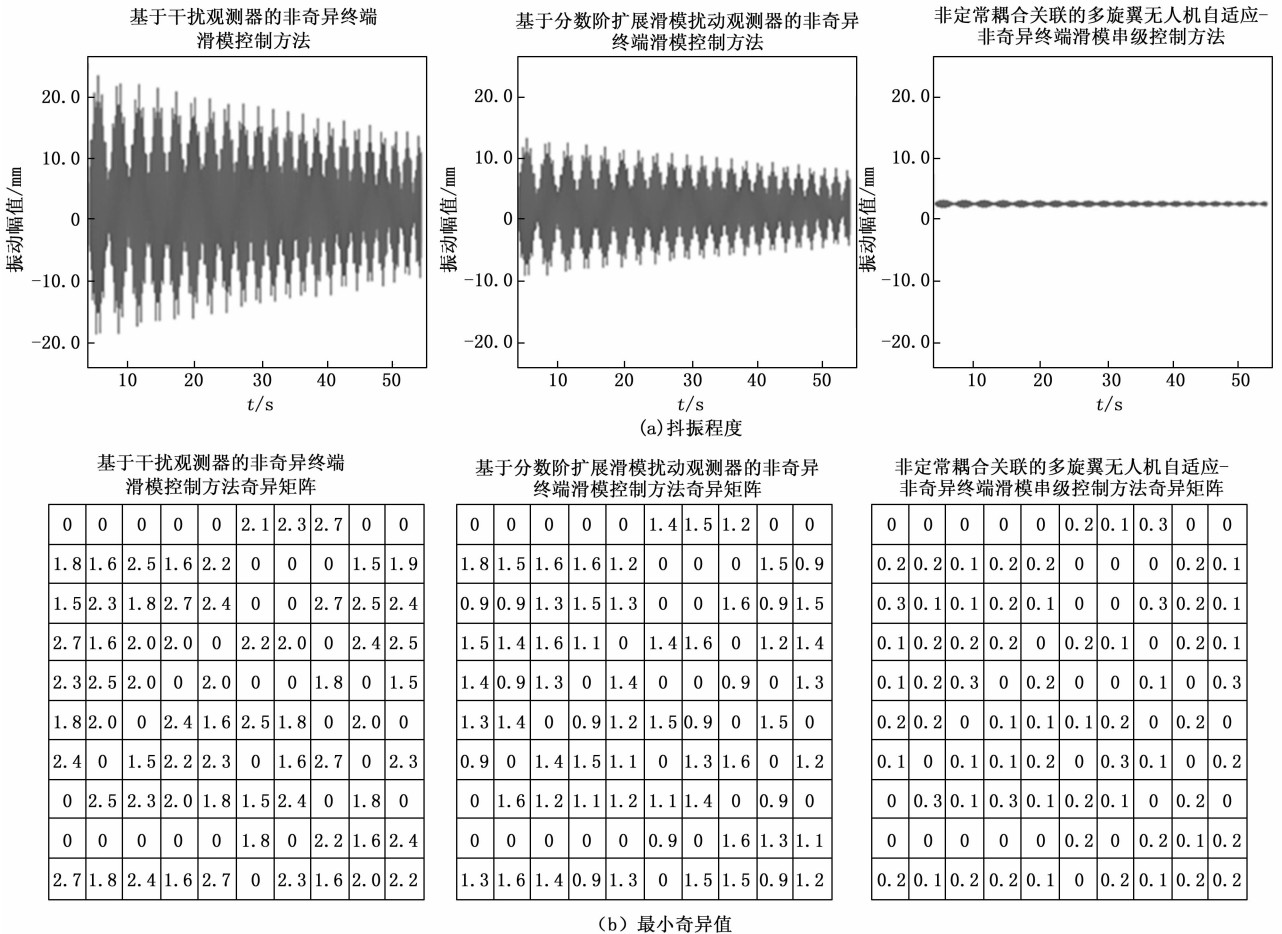


图 7 无人机抖振程度与最小奇异值测试结果

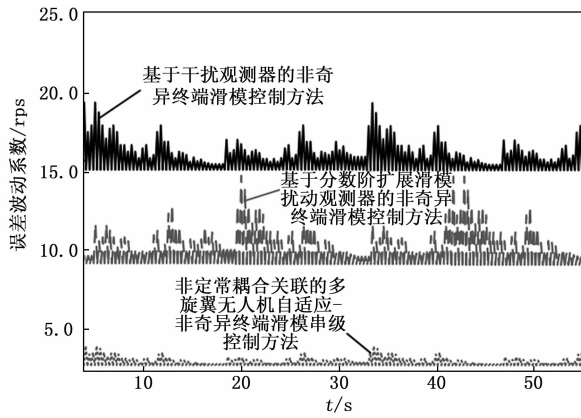


图8 控制方法适应性测试结果

表1 不同方法在不同工况下的控制性能对比

工况	方法	转速控制误差/rps	抖振程度/m
无风无负载	文献[3]方法	±0.3	±0.2
	文献[5]方法	±0.2	±0.15
	所提方法	±0.1	±0.01
有风无负载 (20 m/s)	文献[3]方法	±0.5	±0.3
	文献[5]方法	±0.4	±0.25
	所提方法	±0.2	±0.1
无风有负载 (10 kg)	文献[3]方法	±0.4	±0.3
	文献[5]方法	±0.3	±0.2
	所提方法	±0.2	±0.1
有风有负载 (20 m/s, 10 kg)	文献[3]方法	±0.6	±0.4
	文献[5]方法	±0.5	±0.35
	所提方法	±0.3	±0.15

度也明显低于传统方法，证明了其在强风扰动下的鲁棒性更强。在无风有负载的条件下，该方法面对额外的负载依然保持了较低的转速控制误差和抖振程度，显示出良好的适应性。而在有风有负载的复合干扰条件下，该方法的控制误差和抖振程度仍然保持在较低水平，最小奇异值也远低于传统方法，进一步证明了其在多干扰环境下的优越性能。综上所述，实验结果验证了所提出的“非正常耦合关联 自适应—非奇异终端滑模串级控制”方法在不同工况下，尤其是在复杂的有风有负载条件下的优异控制性能和适应性，这验证了该方法在时空动态耦合建模上的独特性和有效性，为多旋翼无人机在复杂环境下的控制提供了一种新的解决方案。

为了全面评估所提出的非正常耦合关联的多旋翼无人机自适应—非奇异终端滑模串级控制方法在不同飞行条件下的性能表现，设计相关实验，涵盖了从无风无负载到复杂复合干扰等多种工况。实验中重点关注4个关键性能指标：转速控制误差、抖振程度、最小奇异值以及误差波动系数，这些指标能够综合反映控制系统的精度、稳定性以及对复杂环境的适应能力。以下是实验结果的详细对比，通过表2可以清晰地看到各工况下控制方法的具体性能表现：

表2 不同风速和负载条件下控制方法性能对比

风速/ (m/s)	负载 /kg	转速控制 误差/rps	抖振程 度/m	最小奇 异值	误差波 动系数
0	0	±0.2	±0.02	0.01	0.02
0	10	±0.3	±0.03	0.01	0.03
10	0	±0.25	±0.025	0.01	0.03
10	10	±0.35	±0.035	0.01	0.04
20	0	±0.3	±0.03	0.01	0.04
20	10	±0.4	±0.04	0.01	0.05
30	0	±0.4	±0.04	0.01	0.05
30	10	±0.5	±0.05	0.01	0.06

从表2可以看出，所提出的非正常耦合关联的多旋翼无人机自适应—非奇异终端滑模串级控制方法在不同的风速和负载条件下均表现出良好的控制性能。随着风速和负载的增加，转速控制误差和抖振程度略有增加，但仍然保持在较低水平。最小奇异值在所有工况下均保持在0.01，表明控制系统的稳定性和可靠性。误差波动系数也随着工况的复杂性增加而略有上升，但在所有测试条件下均保持在合理范围内。这表明所提方法能够有效应对多种复杂工况，具有较高的适应性和鲁棒性。

3 结束语

多旋翼无人机以其独特的技术优势和广阔的应用前景，已经成为促进低空经济发展的重要力量。在此次研究中，将自适应控制和非正常终端滑模控制相结合，对多旋翼无人飞行器在复杂、非稳态条件下的动力学耦合和参数不确定等问题进行研究。本次优化设计的控制方法通过对系统内、外环进行解耦，并利用自适应机制对外界扰动和模型误差进行在线补偿，并基于非奇异性末端滑模的有限时间收敛性，保证多旋翼无人机具有快速响应和消除奇异点的能力，应用效果较好。

参考文献：

- [1] 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.
- [2] 黄用华, 梁子彦, 郭 磊, 等. 基于干扰观测器的无人自行车非奇异终端滑模平衡控制 [J]. 北京邮电大学学报, 2024, 47 (5): 135-143.
- [3] 林 哲, 李 平. 采用模糊扩张状态观测器的四旋翼无人机滑模轨迹跟踪控制 [J]. 华侨大学学报 (自然科学版), 2023, 44 (2): 141-149.
- [4] 张会林, 林新才, 张建平. 基于分数阶扩展滑模扰动观测器的PMSM转速环无模型递归非奇异终端滑模控制 [J]. 信息与控制, 2024, 53 (2): 261-272.
- [5] 祝文星, 王立辉, 田栢苓. 基于有限时间观测器的四旋翼无人机积分滑模控制方法 [J]. 中国惯性技术学报, 2023, 31 (12): 1244-1253.

(下转第213页)