

基于非线性干扰观测器的四旋翼无人机容错控制

吕腾飞¹ 苏彬² 钱宇³
Lǚ Tengfei SU Bin QIAN Yu

摘要

为更好地解决四旋翼无人机执行器发生故障时,实现高精度、鲁棒性强且安全飞行的问题,文章结合干扰观测器设计了一种滑模主动容错控制方案。首先,通过设计四旋翼无人机双闭环控制结构,将系统解耦为位置子系统和姿态子系统,结合双曲正切跟踪微分器构建非线性干扰观测器,实时估计并补偿多源外界干扰与执行器故障的集总扰动;其次,基于双幂次趋近律设计滑模容错控制器,以抑制系统抖振并提升收敛速度。仿真实验表明,所提控制策略能表现出更强的鲁棒性和容错性能,验证了其在复杂故障环境下的有效性和优越性,为四旋翼无人机的飞行安全提供了一套可行的控制方案。

关键词

四旋翼无人机; 执行器故障; 非线性干扰观测器; 滑模控制; 容错控制

doi: 10.3969/j.issn.1672-9528.2025.05.033

0 引言

随着“低空经济”时代的来临,四旋翼无人机展现出广阔的应用前景^[1]。然而,其执行器(如电机、螺旋桨)在复杂工况下易受机械磨损、电压扰动或外界冲击影响,导致效率下降或突发性故障,严重威胁飞行稳定性与任务可靠性^[2]。如何在执行器故障与多源外界干扰并存场景下实现鲁棒飞行

控制,成为四旋翼无人机控制领域的重大挑战。

现有研究大多围绕动力学建模、干扰抑制和容错控制展开。传统方法如PID控制依赖线性化模型设计,虽易于工程实现,但对非线性动力学特性与强耦合干扰的适应性不足^[3]。近年来,滑模控制(SMC)凭借其强鲁棒性被广泛用于抗干扰设计,但其固有的高频抖振问题易加剧执行器磨损,限制其实际应用^[4]。自适应控制可通过在线调节参数补偿模型不确定性,但面临收敛速度与稳态精度之间的权衡难题^[5]。在故障容错方面,文献[6]提出基于观测器的故障诊断策略,但其依赖精确故障模型,对复合故障的泛化能力有限。

针对多源干扰与执行器故障的协同抑制难题,文献[7]采用干扰观测器(DOB)通过估计集总扰动提升系统鲁棒性,

1. 中国民用航空飞行学院计算机学院 四川德阳 618307
 2. 中国民用航空飞行学院科研处 四川德阳 618307
 3. 中国民用航空飞行学院飞行技术学院 四川德阳 618307
- [基金项目] 国家自然科学基金民航联合基金重点项目(U2133209)

- [7] SUN S Y, KUANG Z H, SHENG L, et al. Optical flow guided feature: a fast and robust motion representation for video action recognition[C//2018 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE, 2018[2024-10-13]. <https://ieeexplore.ieee.org/document/8578249>. DOI: 10.1109/CVPR.2018.00151.
- [8] HE K M, ZHANG X Y, REN S Q, et al. Deep residual learning for image recognition[C//2016 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition(CVPR). Piscataway: IEEE, 2016: 770-778.
- [9] JI S W, XU W, YANG M, et al. 3D convolutional neural networks for human action recognition[J]. IEEE transactions on pattern analysis and machine intelligence, 2013, 35(1): 221-231.
- [10] SOOMRO K, ZAMIR A R, SHAH M. UCF101: a dataset

of 101 human actions classes from videos in the wild[EB/OL]. (2012-12-03)[2024-06-23]. <https://doi.org/10.48550/arXiv.1212.0402>.

- [11] KUEHNE H, JHUANG H, GARROTE E, et al. HMDB: a large video database for human motion recognition[C//2011 International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE, 2011: 2556-2563.

【作者简介】

罗伟(1994—),男,四川成都人,本科,研究实习员,研究方向:机器学习、图形图像处理。

陈俊(1994—),女,四川成都人,硕士,助理工程师,研究方向:机器学习、人体行为识别。

(收稿日期: 2024-12-31 修回日期: 2025-04-29)

但其设计常需扰动先验信息或需进行复杂的参数整定。文献[8]结合滑模控制与自适应律实现容错控制,但未有效解决抖动与动态响应速度的矛盾。文献[9]提出了一种基于干扰观测器的双幂次趋近滑模控制策略,并通过仿真实验验证了该策略对于干扰抑制的有效性,但并未结合故障情况进行深入研究。综上所述,本文设计了一种基于双曲正切干扰观测器的滑模主动容错控制策略(NDO-SMC),旨在实现四旋翼无人机在故障与干扰并发场景下的高精度鲁棒飞行控制。

1 数学建模

1.1 四旋翼无人机动力学建模

四旋翼无人机的坐标系示意图如图1所示,参考文献[10],可得其数学模型如式(1)所示。

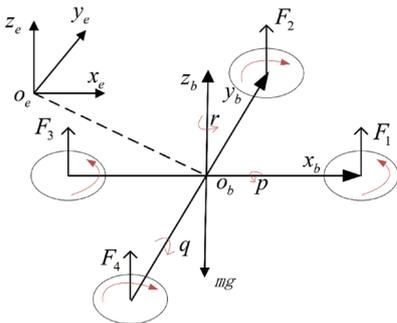


图1 四旋翼无人机坐标系

$$\begin{cases} \ddot{x} = -\frac{K_1}{m}\dot{x} + \frac{\cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi}{m}u_1 + d_1 \\ \ddot{y} = -\frac{K_2}{m}\dot{y} + \frac{\cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi}{m}u_1 + d_2 \\ \ddot{z} = -\frac{K_3}{m}\dot{z} - g + \frac{\cos\phi\cos\theta}{m}u_1 + d_3 \\ \ddot{\phi} = \frac{I_y - I_z}{I_x}\dot{\theta}\dot{\psi} - \frac{K_4}{I_x}\dot{\phi} + \frac{1}{I_x}u_2 + d_4 \\ \ddot{\theta} = \frac{I_z - I_x}{I_y}\dot{\phi}\dot{\psi} - \frac{K_5}{I_y}\dot{\theta} + \frac{1}{I_y}u_3 + d_5 \\ \ddot{\psi} = \frac{I_x - I_y}{I_z}\dot{\phi}\dot{\theta} - \frac{K_6}{I_z}\dot{\psi} + \frac{1}{I_z}u_4 + d_6 \end{cases} \quad (1)$$

式中: x 、 y 、 z 表示无人机地理位置坐标; I_x 、 I_y 、 I_z 表示无人机在机体坐标系下的三轴转动惯量; ϕ 、 θ 、 ψ 表示滚转、俯仰和偏航角; K_j 、 d_i ($j=1, 2, \dots, 6$) 表示无人机各通道的阻力系数和多源外界干扰; u_1 表示理想升力; m 表示质量; u_2 、 u_3 、 u_4 分别表示理想的滚转、俯仰、偏航力矩; g 表示重力加速度值。

1.2 执行器故障模型

执行器故障主要是由四旋翼无人机的桨叶损坏,以及设备电压发生偏差导致执行电机转速受到影响所产生的问题,本文所考虑的执行器故障为失效故障和偏置故障并发的情况,执行器故障模型可具体表示为:

$$u_i = U_i(1 - \rho_i) + \alpha_i f_i \quad (i=1, 2, 3, 4) \quad (2)$$

式中: u_i 为四旋翼无人机实际控制输入量; U_i 为理想情况下待设计的四个期望控制量; ρ_i 为各通道执行器效率因子,且满足 $\rho_i \in [0, 1]$; f_i 为偏置故障; α_i 取值为 0 或 1。

将执行器故障模型式(2)代入式(1)中可得到执行器故障的四旋翼无人机动力学模型为:

$$\begin{cases} \ddot{x} = f_{Ax} + b_x u_1 + D_x \\ \ddot{y} = f_{Ay} + b_y u_1 + D_y \\ \ddot{z} = f_{Az} + b_z u_1 + D_z \\ \ddot{\phi} = f_{A\phi} + b_\phi u_2 + D_\phi \\ \ddot{\theta} = f_{A\theta} + b_\theta u_3 + D_\theta \\ \ddot{\psi} = f_{A\psi} + b_\psi u_4 + D_\psi \end{cases} \quad (3)$$

为方便书写,可定义为:

$$\begin{aligned} f_{Ax} &= -\frac{K_1}{m}\dot{x}; f_{Ay} = -\frac{K_2}{m}\dot{y}; f_{Az} = -\frac{K_3}{m}\dot{z} - g; \\ f_{A\phi} &= \frac{I_y - I_z}{I_x}\dot{\theta}\dot{\psi} - \frac{K_4}{I_x}\dot{\phi}; \\ f_{A\theta} &= \frac{I_z - I_x}{I_y}\dot{\phi}\dot{\psi} - \frac{K_5}{I_y}\dot{\theta}; \\ f_{A\psi} &= \frac{I_x - I_y}{I_z}\dot{\phi}\dot{\theta} - \frac{K_6}{I_z}\dot{\psi}; \\ b_x &= \frac{\cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi}{m}; \\ b_y &= \frac{\cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi}{m}; \\ b_z &= \frac{\cos\phi\cos\theta}{m}; b_\phi = \frac{1}{I_x}; b_\theta = \frac{1}{I_y}; b_\psi = \frac{1}{I_z}. \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} D_x &= -b_x u_1 \rho_1 + b_x \alpha_1 f_1 + d_1; \\ D_y &= -b_y u_1 \rho_1 + b_y \alpha_1 f_1 + d_2; \\ D_z &= -b_z u_1 \rho_1 + b_z \alpha_1 f_1 + d_3; \\ D_\phi &= -b_\phi u_2 \rho_2 + b_\phi \alpha_2 f_2 + d_4; \\ D_\theta &= -b_\theta u_3 \rho_3 + b_\theta \alpha_3 f_3 + d_5; \\ D_\psi &= -b_\psi u_4 \rho_4 + b_\psi \alpha_4 f_4 + d_6; \end{aligned}$$

式中: D_i 定义为四旋翼无人机各控制通道所受多源外界干扰、执行器故障以及耦合作用所带来的集中扰动影响。

综上,可将复杂的非线性动力学模型式(1)解耦为一类典型的二阶非线性系统如式(3)所示。

2 容错控制器设计

2.1 基于双曲正切跟踪微分器的干扰观测器

针对四旋翼无人机解耦后的动力学模型式(3)设计非线性干扰观测器^[11]实时估计并补偿各控制通道所受集中扰动影响,以增强各通道的控制精度。以一类标准规范形式的二阶非线性系统为例,计算公式为:

$$\begin{cases} \dot{x}_1(t) = x_2(t) \\ \dot{x}_2(t) = f(x) + b(x)u(t) + d \end{cases} \quad (5)$$

文献 [11] 提供了一种新的干扰观测器通用设计方法如式 (6) 所示, 该方法可通过构造合适的跟踪微分器, 将其应用于干扰观测器的设计。

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_2 = f(x) + b(x)u(t) + \hat{d}; \\ \hat{d} = R^2 F(\hat{x}_2 - x_2, d / R). \end{cases} \quad (6)$$

作为跟踪微分器的核心设计函数, 双曲正切函数具备双重响应特性: 在平衡点邻域内保持准线性动态特性, 在远离平衡区域时呈现典型非线性特征。这种特殊属性使得所设计的跟踪微分器具有两大优势: 其一, 算法结构简单且参数整定便捷; 其二, 通过函数本身的连续可微性有效克服传统方法存在的输出抖振问题 [12]。因此, 基于双曲正切跟踪微分器的非线性干扰观测器相较于其他观测器的一大优点, 便是无须等待估计值的先验信息。

综上所述, 本文针对式 (3) 所示的四旋翼无人机解耦系统模型设计的非线性干扰观测器如式 (7) (8) 所示。

位置环非线性干扰观测器:

$$\begin{cases} \ddot{\hat{P}} = f_{AP} + b_P u_1 + D_P \\ \dot{\hat{D}}_P = R_P^2 \begin{bmatrix} -a_{1P} \tanh(w_{1P}(\dot{\hat{P}} - \dot{P})) \\ -a_{2P} \tanh(w_{2P} \hat{D}_P / R_P) \end{bmatrix} \end{cases} \quad (7)$$

式中: R_P 、 a_{1P} 、 a_{2P} 、 w_{1P} 、 w_{2P} ($P = x, y, z$) 为待设计的参数, 且均大于 0。

姿态环非线性干扰观测器:

$$\begin{cases} \ddot{\hat{\Theta}} = f_{A\Theta} + b_\Theta u_\Theta + D_\Theta \\ \dot{\hat{D}}_\Theta = R_\Theta^2 \begin{bmatrix} -a_{1\Theta} \tanh(w_{1\Theta}(\dot{\hat{\Theta}} - \dot{\Theta})) \\ -a_{2\Theta} \tanh(w_{2\Theta} \hat{D}_\Theta / R_\Theta) \end{bmatrix} \end{cases} \quad (8)$$

式中: R_Θ 、 $a_{1\Theta}$ 、 $a_{2\Theta}$ 、 $w_{1\Theta}$ 、 $w_{2\Theta}$ ($\Theta = \phi, \theta, \psi$) 为待设计的参数, 且均大于 0。

2.2 位置环控制器设计

针对式 (3) 可定义中间控制变量为:

$$\begin{cases} u_{1x} = b_x u_1 \\ u_{1y} = b_y u_1 \\ u_{1z} = b_z u_1 \end{cases} \quad (9)$$

则位置子系统可重写为:

$$\begin{cases} \ddot{x} = f_{Ax} + u_{1x} + D_x \\ \ddot{y} = f_{Ay} + u_{1y} + D_y \\ \ddot{z} = f_{Az} + u_{1z} + D_z \end{cases} \quad (10)$$

定义位置环三通道的跟踪误差为:

$$e_x = x - x_d, e_y = y - y_d, e_z = z - z_d \quad (11)$$

设计滑模面为:

$$s_x = c_{1x} e_x + \dot{e}_x, s_y = c_{1y} e_y + \dot{e}_y, s_z = c_{1z} e_z + \dot{e}_z \quad (12)$$

对滑模面求导可得:

$$\begin{cases} \dot{s}_x = c_{1x} \dot{e}_x + \ddot{e}_x \\ \dot{s}_y = c_{1y} \dot{e}_y + \ddot{e}_y \\ \dot{s}_z = c_{1z} \dot{e}_z + \ddot{e}_z \end{cases} \quad (13)$$

设计三通道的指数趋近律为:

$$\begin{cases} \dot{s}_x = -\varepsilon_x s_x - \eta_x \operatorname{sgn}(s_x) \\ \dot{s}_y = -\varepsilon_y s_y - \eta_y \operatorname{sgn}(s_y) \\ \dot{s}_z = -\varepsilon_z s_z - \eta_z \operatorname{sgn}(s_z) \end{cases} \quad (14)$$

式中: ε_x 、 ε_y 、 ε_z 、 η_x 、 η_y 、 η_z 均为正的待设计参数。

根据式 (9) ~ (14) 所示, 可设计位置环三通道基于指数趋近律的滑模控制器:

$$\begin{cases} u_{1x} = -c_{1x} \dot{e}_x - f_{Ax} - \hat{D}_x + \ddot{x}_d - \varepsilon_x s_x - \eta_x \operatorname{sgn}(s_x) \\ u_{1y} = -c_{1y} \dot{e}_y - f_{Ay} - \hat{D}_y + \ddot{y}_d - \varepsilon_y s_y - \eta_y \operatorname{sgn}(s_y) \\ u_{1z} = -c_{1z} \dot{e}_z - f_{Az} - \hat{D}_z + \ddot{z}_d - \varepsilon_z s_z - \eta_z \operatorname{sgn}(s_z) \end{cases} \quad (15)$$

式中: 由于 \hat{D}_x 、 \hat{D}_y 、 \hat{D}_z 为位置环三通道的集总扰动估计值, 可通过非线性干扰观测器获取。

位置控制器的稳定性证明如下:

选取位置三通道的 Lyapunov 函数为:

$$V = \frac{1}{2} s^T s \quad (s = s_x, s_y, s_z) \quad (16)$$

求导可得:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s^T \dot{s} = s^T (-Ms - L \operatorname{sgn}(s)) \\ &= -Ms^T s - L |s| \leq 0 \end{aligned} \quad (17)$$

可见, \dot{V} 关于 s 负定, 根据此稳定性理论可证明系统稳定性, 保证 s_x 、 s_y 、 s_z 指数收敛, 即四旋翼无人机位置环 6 个状态量 $x, \dot{x}, y, \dot{y}, z, \dot{z}$ 分别指数收敛于期望值 $x_d, \dot{x}_d, y_d, \dot{y}_d, z_d, \dot{z}_d$ 。

2.3 姿态环控制器设计

根据式 (3) 可知, 四旋翼无人机姿态子系统可重写为:

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = f_{A\phi} + b_\phi u_2 + D_\phi \\ \ddot{\theta} = f_{A\theta} + b_\theta u_3 + D_\theta \\ \ddot{\psi} = f_{A\psi} + b_\psi u_4 + D_\psi \end{cases} \quad (18)$$

定义姿态环的三通道跟踪误差为:

$$e_\phi = \phi_d - \phi, e_\theta = \theta_d - \theta, e_\psi = \psi_d - \psi \quad (19)$$

针对四旋翼无人机的三个姿态角控制通道, 分别选取滑模面为:

$$\begin{cases} s_\phi = c_{1\phi} e_\phi + \dot{e}_\phi \\ s_\theta = c_{1\theta} e_\theta + \dot{e}_\theta \\ s_\psi = c_{1\psi} e_\psi + \dot{e}_\psi \end{cases} \quad (20)$$

设计姿态角控制通道的双幂次趋近律为:

$$\begin{aligned} \dot{s}_\phi &= -\alpha_\phi |s_\phi|^{k_{1\phi}} \operatorname{sgn}(s_\phi) - \beta_\phi |s_\phi|^{k_{2\phi}} \operatorname{sgn}(s_\phi); \\ \dot{s}_\theta &= -\alpha_\theta |s_\theta|^{k_{1\theta}} \operatorname{sgn}(s_\theta) - \beta_\theta |s_\theta|^{k_{2\theta}} \operatorname{sgn}(s_\theta); \\ \dot{s}_\psi &= -\alpha_\psi |s_\psi|^{k_{1\psi}} \operatorname{sgn}(s_\psi) - \beta_\psi |s_\psi|^{k_{2\psi}} \operatorname{sgn}(s_\psi). \end{aligned} \quad (21)$$

根据式(18)和式(21),可设计如下姿态环三通道基于双幂次趋近律的滑模控制器:

$$\begin{aligned} u_2 &= I_x \cdot \begin{bmatrix} c_{1\phi} \dot{\phi}_d + \ddot{\phi}_d - f_{A\phi} - \hat{D}_\phi \\ +\alpha_\phi |s_\phi|^{k_{1\phi}} \operatorname{sgn}(s_\phi) + \beta_\phi |s_\phi|^{k_{2\phi}} \operatorname{sgn}(s_\phi) \end{bmatrix} \\ u_3 &= I_y \cdot \begin{bmatrix} c_{1\theta} \dot{\theta}_d + \ddot{\theta}_d - f_{A\theta} - \hat{D}_\theta \\ +\alpha_\theta |s_\theta|^{k_{1\theta}} \operatorname{sgn}(s_\theta) + \beta_\theta |s_\theta|^{k_{2\theta}} \operatorname{sgn}(s_\theta) \end{bmatrix} \\ u_4 &= I_z \cdot \begin{bmatrix} c_{1\psi} \dot{\psi}_d + \ddot{\psi}_d - f_{A\psi} - \hat{D}_\psi \\ +\alpha_\psi |s_\psi|^{k_{1\psi}} \operatorname{sgn}(s_\psi) + \beta_\psi |s_\psi|^{k_{2\psi}} \operatorname{sgn}(s_\psi) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (22)$$

式中:与位置环同理, \hat{D}_ϕ 、 \hat{D}_θ 、 \hat{D}_ψ 分别为四旋翼无人机姿态环三通道集总扰动的估计值,现实中不可直接获取,可用观测器的估计值替代。

稳定性证明以滚转角为例,选取 Lyapunov 函数为:

$$V_\phi = \frac{1}{2} (S_\phi^2 + \hat{D}_\phi^2) \quad (23)$$

对其求导可得:

$$\begin{aligned} \dot{V}_\phi &= S_\phi \dot{S}_\phi + \hat{D}_\phi \dot{\hat{D}}_\phi \\ &= S_\phi \left(\hat{D}_\phi - D_\phi - \alpha_\phi |S_\phi|^{k_{\phi 1}} \operatorname{sgn}(S_\phi) \right) - n_\phi \hat{D}_\phi^2 \\ &= -\hat{D}_\phi S_\phi - \alpha_\phi |S_\phi|^{k_{\phi 1}+1} - \beta_\phi |S_\phi|^{k_{\phi 2}+1} - n_\phi \hat{D}_\phi^2 \end{aligned} \quad (24)$$

式中: $\alpha_\phi \geq |D_\phi|_{\max}$ 、 $\beta_\phi \geq |D_\phi|_{\max}$ 。

由于无人机的角度偏差量在控制过程中会逐渐趋于零,

可令 $|\hat{D}_\phi(0)| = |D_\phi|_{\max}$ 。

因此,所设计的干扰观测器满足收敛条件。

$$\begin{aligned} \dot{V}_\phi &= -\hat{D}_\phi S_\phi - \alpha_\phi |S_\phi|^{k_{\phi 1}+1} - \beta_\phi |S_\phi|^{k_{\phi 2}+1} - n_\phi \hat{D}_\phi^2 \\ &\leq -\alpha_\phi |S_\phi|^{k_{\phi 1}+1} - \beta_\phi |S_\phi|^{k_{\phi 2}+1} - n_\phi \hat{D}_\phi^2 \\ &\leq \alpha_\phi |S_\phi|^2 - \beta_\phi |S_\phi| - n_\phi \hat{D}_\phi^2 \\ &\leq \alpha_\phi |S_\phi|^2 - n_\phi \hat{D}_\phi^2 \\ &\leq -M_\phi \left(\frac{1}{2} (S_\phi^2 + \hat{D}_\phi^2) \right) = -M_\phi V_\phi \end{aligned} \quad (25)$$

同理可得: $\dot{V}_\theta \leq -M_\theta V_\theta$, $\dot{V}_\psi \leq -M_\psi V_\psi$ 。其中:

$$\begin{aligned} M_\phi &= 2 \min \{ \alpha_\phi, n_\phi \} \\ M_\theta &= 2 \min \{ \alpha_\theta, n_\theta \} \\ M_\psi &= 2 \min \{ \alpha_\psi, n_\psi \} \end{aligned}$$

综上所述可得: $\dot{V}_\phi \leq 0, \dot{V}_\theta \leq 0, \dot{V}_\psi \leq 0$, 因此无人机姿态子系统满足稳定条件,即系统误差 e_ϕ, e_θ, e_ψ 和 $\dot{e}_\phi, \dot{e}_\theta, \dot{e}_\psi$ 一致有界。

3 仿真实验

为验证本文基于干扰观测器的滑模主动容错控制策略(NDO-SMC)的有效性和优越性,基于 Matlab/Simulink 仿真平台与文献[9]所提基于内外环的PID控制方案进行了对比(PID),相关参数设置均保持一致,不再赘述。另为了凸显本文所选非线性干扰观测器的有效性,在不加观测器的情况下,仅基于滑模控制方案进行了实验(SMC)。

仿真所使用的参数如表1所示。

表1 UAV 本体结构参数

参数	符号	数值/单位
四旋翼无人机质量	m	1.2 kg
重力加速度	g	9.8 m/s ²
绕机体坐标系 x_b 轴的转动惯量	I_x	0.009 1 kg·m ²
绕机体坐标系 y_b 轴的转动惯量	I_y	0.009 6 kg·m ²
绕机体坐标系 z_b 轴的转动惯量	I_z	0.018 9 kg·m ²
x_e 轴方向上的空气阻力系数	K_1	0.01 N·s/m
y_e 轴方向上的空气阻力系数	K_2	0.012 N·s/m
z_e 轴方向上的空气阻力系数	K_3	0.019 N·s/m
绕 x_e 轴的空气阻力矩系数	K_4	0.002 2 N·m·s/rad
绕 y_e 轴的空气阻力矩系数	K_5	0.002 4 N·m·s/rad
绕 z_e 轴的空气阻力矩系数	K_6	0.003 1 N·m·s/rad

无人机的初始状态设置为:

$$\begin{aligned} x(0) &= 1; y(0) = 2; z(0) = 0; \\ \phi(0) &= 0.05; \theta(0) = 0.05; \psi(0) = 0.1. \end{aligned} \quad (26)$$

位置环控制器参数为:

$$\begin{aligned} c_{1x} &= c_{1y} = c_{1z} = 5; \\ \varepsilon_x &= \varepsilon_y = \varepsilon_z = 2; \\ \eta_x &= \eta_y = \eta_z = 5. \end{aligned} \quad (27)$$

位置环非线性干扰观测器参数为:

$$\begin{aligned} R_x &= R_y = R_z = 60; \\ a_{1x} &= a_{1y} = a_{1z} = 15; a_{2x} = a_{2y} = a_{2z} = 1.5; \\ w_{1x} &= w_{1y} = w_{1z} = 1; w_{2x} = w_{2y} = w_{2z} = 2; \end{aligned} \quad (28)$$

姿态环控制器参数为:

$$\begin{aligned} c_{1\phi} &= c_{1\theta} = c_{1\psi} = 5; \\ \alpha_\phi &= \alpha_\theta = \alpha_\psi = 2; k_{1\phi} = k_{1\theta} = k_{1\psi} = 2; \\ \beta_\phi &= \beta_\theta = \beta_\psi = 2; k_{2\phi} = k_{2\theta} = k_{2\psi} = 0.2; \end{aligned} \quad (29)$$

姿态环非线性干扰观测器参数为:

$$\begin{aligned} R_\phi &= R_\theta = R_\psi = 60; \\ a_{1\phi} &= a_{1\theta} = a_{1\psi} = 15; a_{2\phi} = a_{2\theta} = a_{2\psi} = 1.5; \\ w_{1\phi} &= w_{1\theta} = w_{1\psi} = 1; w_{2\phi} = w_{2\theta} = w_{2\psi} = 2; \end{aligned} \quad (30)$$

3.1 理想工况下飞行仿真实验

为公平对比3种控制方案的控制性能,先在理想工况下

对四旋翼无人机的自主飞行控制进行仿真实验，即不考虑多源外界干扰的影响以及执行器故障的影响，仿真结果如图 2 所示。

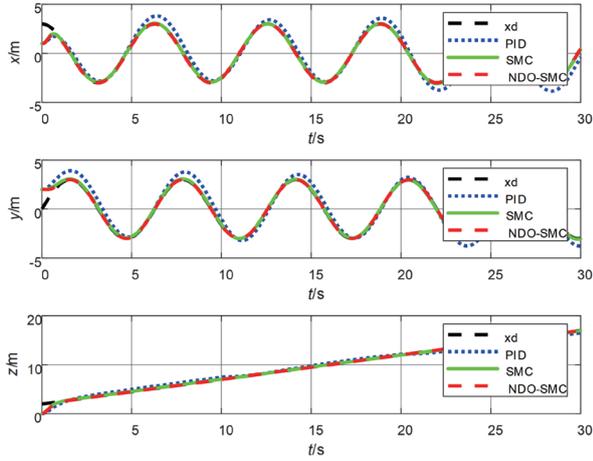


图 2 四旋翼无人机三轴轨迹跟踪图

从图 2 中明显可以看出：3 种控制方案均能有效实现四旋翼无人机的轨迹跟踪控制，PID 控制在快速性方面弱于滑模控制，而有无非线性干扰观测器的两种滑模控制方案的控制性能相当，收敛快速性以及控制精度均保持一致。

3.2 特殊工况下飞行仿真实验

考虑四旋翼无人机在飞行过程中同时遭受执行器故障以及多源外界干扰所带来的影响，其中执行器故障的具体故障参数设置为：

$$\begin{aligned} \rho_1 = 0.15; \rho_2 = \rho_3 = \rho_4 = 0.36; \\ \alpha_1 = \alpha_2 = \alpha_3 = \alpha_4 = 1; \\ f_1 = f_2 = f_3 = f_4 = 0.1\sin(0.1\pi t); \end{aligned} \quad (31)$$

为模拟飞行过程中的来自多源外界干扰的影响，6 个控制通道的外界干扰具体设置为：

$$\begin{aligned} d_x = d_y = d_z = \begin{cases} 2m, 0 \leq t < 10; \\ 0.6m + m \cdot \sin(0.5t), 10 \leq t < 20; \\ -2m, t \geq 20. \end{cases} \\ d_\phi = d_\theta = d_\psi = \begin{cases} 0.3, 0 \leq t < 10; \\ 0.2 + 0.2 \cdot \sin(0.5t), 10 \leq t < 20; \\ -0.3, t \geq 20. \end{cases} \end{aligned} \quad (32)$$

图 3 给出了四旋翼无人机在同时遭受执行器故障以及外界多源干扰影响的情况下进行轨迹跟踪的三轴位置响应曲线。从图 3 中可以看出传统 PID 控制算法的效果最差，受影响情况最为严重。为更直观地对比有无非线性干扰观测器的两种滑模控制方案的性能，图 4 给出了三轴轨迹跟踪的误差响应曲线。从图 4 中可以看出，有非线性干扰观测器的滑模控制方案（NDO-SMC）在控制精度上优于无观测器的滑模控制（SMC）方案。

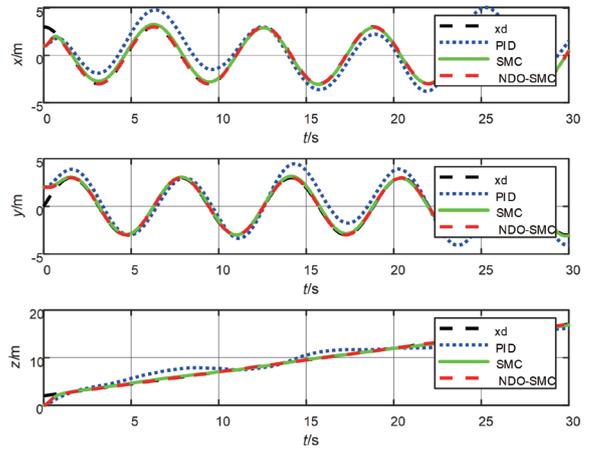


图 3 四旋翼无人机三轴轨迹跟踪图

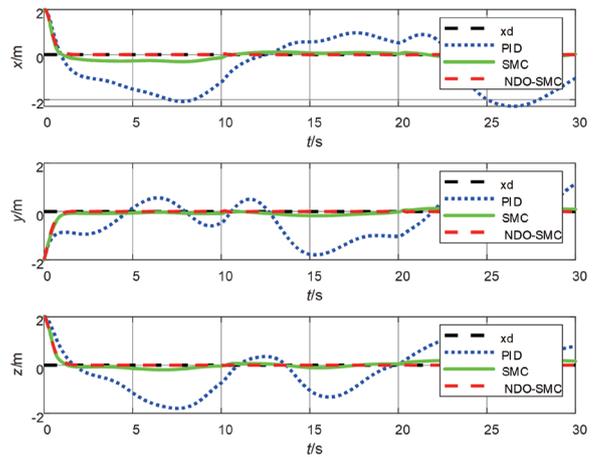


图 4 四旋翼无人机三轴轨迹跟踪误差曲线

从图 5 可以看出，在 3 种控制方案作用下，四旋翼无人机均在小角度范围内运动，符合四旋翼无人机飞行的实际工况，验证了所提控制方案的实用性。由于四旋翼无人机的偏航角控制能力最弱，在实际飞行过程中极易受到干扰影响，再加上执行器故障的影响，传统 PID 控制和未融合干扰观测器的滑模控制方案均表现出了较差的控制性能，本文提出的 NDO-SMC 方案表现优异，实现了四旋翼无人机在故障和干扰叠加影响下对偏航角的精准控制。

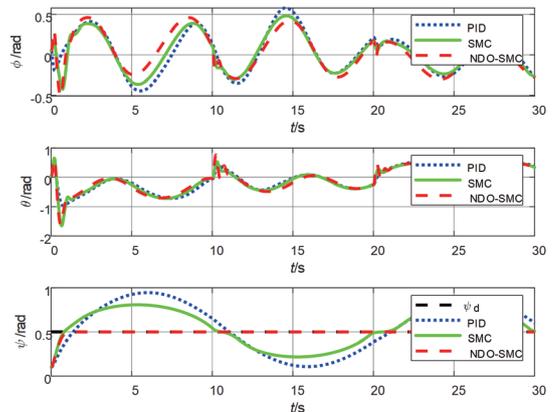


图 5 四旋翼无人机姿态角变化曲线

图 6 给出了四旋翼无人机在飞行过程中的控制量响应曲线, 从图中可以看出: 3 种控制方案的曲线均较为平稳, 且处于同一量级内, 表明在实际应用中 3 种控制方案的旋翼转速在同一量级内, 能耗相当。且两种滑模控制方案均未出现明显抖振现象, 验证了双幂次趋近律在降低抖振方面具有明显的优势。

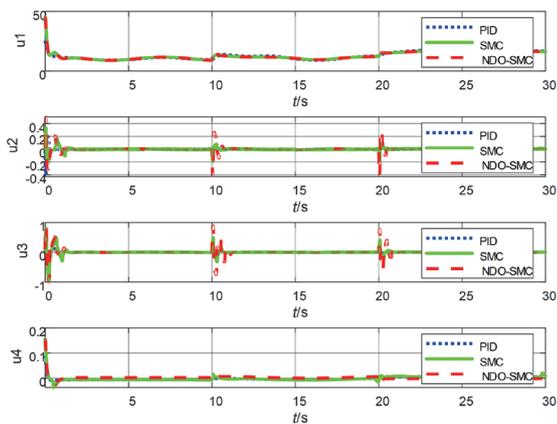


图 6 四旋翼无人机控制量响应曲线

图 7 给出了四旋翼无人机轨迹跟踪过程的三维示意图, 从图中可以明显看出本文所提控制方案的优越性, 即使四旋翼无人机遭受执行器故障以及外界多源干扰的叠加影响, 也依然可以保证四旋翼无人机具有良好的控制性能, 能实现较为精准的轨迹跟踪控制。

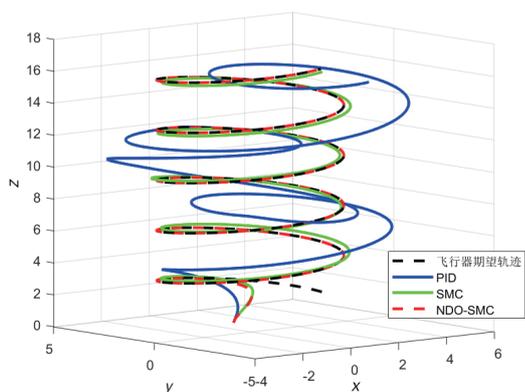


图 7 四旋翼无人机轨迹跟踪三维示意图

4 结论

针对具有执行器故障的四旋翼无人机通过解耦动力学模型设计基于双曲正切跟踪微分器的非线性干扰观测器, 实时估计并补偿多源干扰与执行器故障的集中扰动影响; 结合双幂次趋近律滑模控制, 有效抑制系统抖振并加速误差收敛, 提升系统动态性能; 通过仿真实验验证了本文所提控制策略的有效性, 为四旋翼无人机的可靠飞行控制提供一套新的解决方案, 对推动无人机在复杂环境下的智能化应用具有一定理论价值与工程意义。

参考文献:

- [1] FLOREANO D, WOOD R J. Science, technology and the future of small autonomous drones[J]. Nature, 2015, 521: 460-466.
- [2] 全权, 戴训华, 王帅. 多旋翼飞行器设计与控制实践 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2020.
- [3] LOPEZ-SANCHEZ I, MORENO-VALENZUELA J. PID control of quadrotor UAVs: a survey[J]. Annual reviews in control, 2023, 56: 100900.
- [4] 王家胜. 基于滑模理论的四旋翼无人机容错控制 [D]. 西安: 西安理工大学, 2023.
- [5] 任朝晖, 刘玉麟, 姜泽宇, 等. 基于模糊增益滑模四旋翼无人机自适应容错控制 [J]. 东北大学学报 (自然科学版), 2024, 45(2): 209-216.
- [6] MAO J, YEOM J, NAIR S, et al. From propeller damage estimation and adaptation to fault tolerant control: enhancing quadrotor resilience[J]. IEEE robotics and automation letters, 2024, 9(5): 4297-4304.
- [7] 徐婷婷. 基于干扰观测器的四旋翼无人机滑模控制方法研究 [D]. 西安: 西安理工大学, 2022.
- [8] 张思洁, 吴怀宇, 郑秀娟. 具有执行器故障的四旋翼无人机有限时间容错控制 [J]. 控制理论与应用, 2023, 40(7): 1270-1276.
- [9] 黄一帆, 刘汉忠, 洪陵成. 基于干扰观测器的四旋翼无人机轨迹跟踪控制 [J]. 自动化与仪表, 2024, 39(5): 130-136.
- [10] 胡盛斌. 非线性欠驱动四旋翼飞行器控制方法设计 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2021.
- [11] 杨光宇, 陈思溢, 王雨轩, 等. 基于非线性干扰观测器的解耦时变快速终端滑模控制 [J]. 计算机集成制造系统, 2022, 28(6): 1802-1813.
- [12] 毛海杰, 李炜, 冯小林. 基于双曲正切的非线性跟踪微分器设计 [J]. 计算机应用, 2016, 36(S1): 305-309.

【作者简介】

吕腾飞 (1995—), 男, 山西运城人, 硕士研究生, 研究方向: 无人机智能控制。

苏彬 (1968—), 男, 四川遂宁人, 硕士, 研究员, 研究方向: 交通运输工程以及飞行器设计与制造等。

钱宇 (1981—), 男, 四川资中人, 博士, 教授, 研究方向: 飞行动力学与控制、飞行数据与民航安全等。

(收稿日期: 2025-03-08 修回日期: 2025-05-06)