

<http://htkz.cn>

引用格式:唐永庆,瞿胤,朱飞飞,等. 搭载时变负载的四旋翼无人机位置与姿态控制[J]. 航天控制, 2025, 43(1): 47-53.
(TANG Yongqing, Qu Yin, ZHU Feifei, et al. Position and attitude control for quadrotor uav carrying time-varying loads[J].
Aerospace Control, 2025, 43(1): 47-53.)

搭载时变负载的四旋翼无人机位置与姿态控制

唐永庆, 瞿胤, 朱飞飞, 陈大伟

国网浙江省电力有限公司丽水供电公司, 丽水 323000

摘 要 针对存在外部干扰与时变负载的四旋翼无人机位置与姿态控制问题, 基于参数自适应方法和滑模控制原理, 提出了一种参数自适应滑模控制方法。该方法通过采用参数自适应方法对四旋翼无人机存在的外部干扰和时变负载进行估计补偿, 使得四旋翼无人机具有抵抗时变负载变化造成扰动和实现高精度位置与姿态控制的能力。最后, 通过李雅普诺夫稳定性理论和仿真结果验证了所提方法能有效降低外部干扰与时变负载对控制系统造成的不利影响。

关键词 四旋翼无人机; 时变负载; 参数自适应方法; 滑模控制

中图分类号: TP273

文献标识码: A

文章编号: 1006-3242(2025)01-0047-07

Position and attitude control for quadrotor uav carrying time-varying loads

TANG Yongqing, QU Yin, ZHU Feifei, CHEN Dawei

Lishui Power Supply Company, State Grid Zhejiang Electric Power Co., Ltd. Lishui 323000, China

Abstract According to the position and attitude control problem of quadrotor unmanned aerial vehicle (UAV) with external disturbances and time-varying loads, a parameter adaptive sliding mode control method is proposed, which is based on the parameter adaptive method and sliding mode control theory. The external disturbances and time-varying loads of quadrotor UAV are estimated and compensated by using parameter adaptive method so that the quadrotor UAV can be enabled to resist the disturbances caused by changes in time-varying loads and the capability of high-precision position and attitude control can be achieved. In the end, the Lyapunov stability theory and simulation results fully verify that the proposed method can effectively degrade the adverse effects of unknown disturbances and time-varying loads on the control system.

Key words Quadrotor unmanned aerial vehicle; Time-varying loads; Parameter adaptive method; Sliding mode control

收稿日期: 2024-11-26

作者简介: 唐永庆(1977-), 男, 本科, 工程师, 主要研究方向为输电线路运行与检修、输电带电作业。

0 引 言

近年来,随着计算机科学和控制技术快速发展,无人机逐渐能够完成更具挑战性的任务^[1-2]。当使用无人机运送物资时,更常见的情况是将负载固定在无人机上,形成无人机搭载负载系统^[3]。而无人机搭载负载系统中,无人机主要是四旋翼无人机,因为与固定翼无人机相比,四旋翼无人机可以执行垂直起降、悬停和其他飞行任务,并且具有更好的灵活机动性^[4-5]。另一方面,四旋翼无人机更容易操作,具有更高的飞行安全性。搭载负载的四旋翼无人机相关控制问题是近年来研究的热点领域。

以固定模式携带负载的四旋翼无人机是一种更适合携带质量、体积和形状不变的负载方式。四旋翼无人机结构有两队对角相对的螺旋桨,在飞行过程中一对顺时针旋转,另一对逆时针旋转,4个螺旋桨产生4个控制输入,使得四旋翼无人机成为一个具有6个自由度的四执行器欠驱动系统。搭载负载的四旋翼无人机更是一个多自由度、非线性、强耦合和欠驱动的复杂系统,比不携带负载的四旋翼无人机更难设计控制系统。目前为全驱动系统开发的大多数现有控制技术不能直接适用于该系统。因此,四旋翼无人机本身具有的非线性、强耦合和欠驱动特性使得控制载重情形下的无人机位置与姿态更具有挑战性。

针对四旋翼无人机控制系统在实际飞行过程中不可避免地遭受外部干扰影响的问题,国内外研究学者进行了大量研究。目前常用的抗干扰方法分为被动抗扰^[6]和主动抗扰^[7-9]两种。被动抗扰对执行机构具有不利影响,当要求抗干扰能力越高时,对执行机构的要求也会越高,而实际系统往往很难满足。主动抗扰主要是通过系统模型信息和传感器采集信息对外部干扰进行估计,并将估计信息通过前馈方式对控制系统进行干扰补偿,降低外部干扰对控制系统造成的不利影响^[10-13]。例如,文献^[10]通过采用基于频率的非线性扰动观测器来估计影响四旋翼无人机的阵风作为输入扰动,实现了对阵风频率的高精度估计。文献^[11]提出了一种用于具有外部干扰的四旋翼无人机的有限时间控制策略,设计了有限时间扰动观测器和非奇异终端滑模控制方法,实现了跟踪误差有限时间镇定。文献^[13]为具有切换通信拓扑的四旋翼无人机群

系统提出了一种分布式主动抗扰编队跟踪控制方法,实现了存在未知时变干扰情况下的姿态控制系统的稳定性。然而,针对时变负载情形下的四旋翼无人机相关控制问题,文献^[14]提出了一种基于Backstepping的自适应分数阶滑模控制方法,通过考虑时变质量参数中的自适应校正系数来估计时变质量,实现了无外界干扰情形下的四旋翼无人机路径跟踪控制。

为了进一步拓展文献^[14]中未考虑外界干扰问题,同时避免控制信号抖振现象,本文结合参数自适应方法和连续滑模控制设计思路,针对存在外部干扰与时变负载的四旋翼无人机位置与姿态控制问题,提出一种参数自适应滑模控制方法。本文所提方法的主要创新点归纳如下:1)实现位置、高度与姿态跟踪误差渐近收敛的同时,保证了控制信号的连续性;2)能够抑制各个通道存在的外界干扰和时变负载造成的扰动。

1 四旋翼无人机模型

假设四旋翼无人机是机体质量不变,几何中心与质心一致的刚体,飞行过程中总质量分布均匀。通过牛顿-欧拉方程建立四旋翼无人机的动力学模型^[15],其中 $[x, y, z]^T$ 为无人机质心在地面坐标系下的位置, $[\phi, \theta, \psi]^T$ 为机体坐标系中的姿态,分别是滚转角、俯仰角和偏航角, $[p, q, r]^T$ 为机体坐标系下的姿态角速度,同时为避免奇异问题,需限制姿态角范围 $\phi, \theta \in (-\pi/2, \pi/2), \psi \in (-\pi, \pi)$ 。四旋翼无人机动力学模型为

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{u_1}{m} (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) + d_1 \\ \ddot{y} = \frac{u_1}{m} (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) + d_2 \\ \ddot{z} = \frac{u_1}{m} (\cos \phi \cos \theta) - g + d_3 \\ \ddot{\phi} = \frac{l}{I_x} u_2 + qr \frac{I_y - I_z}{I_x} + d_4 \\ \ddot{\theta} = \frac{l}{I_y} u_3 + pr \frac{I_z - I_x}{I_y} + d_5 \\ \ddot{\psi} = \frac{u_4}{I_z} + pq \frac{I_x - I_y}{I_z} + d_6 \end{cases} \quad (1)$$

式中: $[\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}]^T$ 为四旋翼无人机位置 $[x, y, z]^T$ 对应的加速度, $[\ddot{\phi}, \ddot{\theta}, \ddot{\psi}]^T$ 为无人机姿态 $[\phi, \theta, \psi]^T$ 对应的加速度, m 为四旋翼无人机总质量,由无人机机体质量

m_0 和时变负载质量 M 组成, g 为重力加速度, I_x, I_y, I_z 为四旋翼无人机的转动惯量, l 为螺旋桨到无人机质心的距离, u_1 为螺旋桨产生的总升力, u_2, u_3, u_4 分别为螺旋桨在机体滚转、俯仰和偏航通道产生的控制力矩, $d_i (i = 1, 2, \dots, 6)$ 为各个通道存在的外部干扰。

2 控制器设计

为实现具有时变负载情形下的四旋翼无人机位置与姿态控制,本部分将分别就高度(z)、位置(x, y)和姿态角(ϕ, θ, ψ)对应的控制器进行设计。考虑到四旋翼无人机飞行过程中经常会遭受外部干扰的影响,而且这些外部干扰项通常是未知不可测的,为此,将采用自适应方法对各个通道存在的外部干扰进行估计。另外,因时变负载对四旋翼无人机高度控制存在直接影响,因此,需要通过虚拟输入来控制四旋翼无人机位置。

2.1 高度控制器设计及稳定性分析

根据式(1),高度控制子系统为

$$\ddot{z} = \frac{u_1}{m} (\cos \phi \cos \theta) - g + d_3 \quad (2)$$

定义滑模流形为

$$s_z = \dot{e}_z + c_z e_z \quad (3)$$

式中: $e_z = z_d - z$ 为高度跟踪误差, z_d 为期望高度值,而且滑模流形系数 c_z 满足 $c_z > 0$ 。

对滑模流形进行求导得

$$\dot{s}_z = \ddot{e}_z + c_z \dot{e}_z = \ddot{z}_d - \left(\frac{u_1}{m} \cos \phi \cos \theta - g + d_3 \right) + c_z \dot{e}_z \quad (4)$$

选取如下趋近律:

$$\dot{s}_z = -k_z s_z - \eta_z \tanh s_z \quad (5)$$

式中:趋近律系数 k_z, η_z 分别满足 $k_z > 0, \eta_z > 0$ 。

注1. 与文献[14]不同的是,本文充分考虑了各个通道中的外界干扰项,而且选取的趋近律如式(5),采用双曲正切函数 $\tanh(\cdot)$ 替代常用指数趋近律中符号函数 $\text{sgn}(\cdot)$,能够解决传统滑模控制信号的不连续性问题,从而有效消除抖振现象。

根据式(2)~(5),设计自适应高度控制信号为

$$u_1 = \frac{m \lambda_z}{\cos \phi \cos \theta} \quad (6)$$

式中: $\lambda_z = \ddot{z}_d + g - \hat{d}_3 + c_z \dot{e}_z + k_z s_z + \eta_z \tanh s_z$,其中 \hat{d}_3 为高度通道中外部干扰的估计值,且对应的估计

误差定义为 $\tilde{d}_3 = \hat{d}_3 - d_3$,根据自适应控制技术^[11],假设外部干扰均是慢时变的,则有 $\dot{\hat{d}}_3 = \dot{\tilde{d}}_3$ 。利用下面的李雅普诺夫函数证明自适应高度控制器的稳定性:

$$V_{1z} = \frac{1}{2} s_z^2 + \frac{1}{2} \gamma_3 \tilde{d}_3^2 \quad (7)$$

式中: $\gamma_3 > 0$ 。

根据式(4),对式(7)两边求导可得

$$\dot{V}_{1z} = s_z (\ddot{z}_d - \left(\frac{u_1}{m} \cos \phi \cos \theta - g + d_3 \right) + c_z \dot{e}_z) + \gamma_3 \tilde{d}_3 \dot{\tilde{d}}_3 \quad (8)$$

将控制信号 u_1 代入式(8),李雅普诺夫函数的时间导数 \dot{V}_{1z} 满足

$$\dot{V}_{1z} = \tilde{d}_3 s_z - k_z s_z^2 - \eta_z s_z \tanh s_z + \gamma_3 \tilde{d}_3 \dot{\tilde{d}}_3 \quad (9)$$

选取外界干扰 d_3 的自适应律

$$\dot{\hat{d}}_3 = -\frac{1}{\gamma_3} s_z \quad (10)$$

将式(10)代入式(9)得

$$\dot{V}_{1z} = -k_z s_z^2 - \eta_z s_z \tanh s_z \leq 0 \quad (11)$$

由式(11)可知,李雅普诺夫函数的时间导数 \dot{V}_{1z} 为非正,因此,四旋翼无人机的高度是渐近稳定的,即 $\lim_{t \rightarrow \infty} e_z = 0$,证明完成。

假设无人机时变负载的实际质量为 \hat{m} ,且满足 $\hat{m} = \alpha m$,其中 $\alpha > 0$ 。为了使四旋翼无人机对时变负载具有鲁棒性,在新的控制信号中将系数 α 考虑为校正因子,则对应的高度子系统式(2)校正为

$$\ddot{z} = \frac{U_1}{\hat{m}} \cos \phi \cos \theta - g + d_3 \quad (12)$$

式中: $U_1 = \alpha u_1$ 。

因系数 α 未知,下面采用参数自适应方法对其进行估计。定义 α 估计误差为 $\tilde{\alpha} = \hat{\alpha} - \alpha$,设计如下自适应更新律:

$$\dot{\hat{\alpha}} = \frac{1}{\gamma_z} \lambda_z s_z \quad (13)$$

式中: γ_z 为自适应学习速率,满足 $\gamma_z > 0$,采用自适应方法对系数 α 进行估计后,修正后的控制信号 U_1 满足 $U_1 = \hat{\alpha} u_1 = \tilde{\alpha} u_1 + \alpha u_1$ 。

为进行自适应估计系数 α ,定义新的李雅普诺夫函数

$$V_{2z} = \frac{1}{2} s_z^2 + \frac{1}{2\alpha} \gamma_z \tilde{\alpha}^2 + \frac{1}{2} \gamma_3 \tilde{d}_3^2 \quad (14)$$

式中: $\gamma_z > 0$ 。

根据式(6)和(12),对式(14)两边求导可得

$$\begin{aligned}\dot{V}_{2z} = & s_z \dot{s}_z + \frac{\gamma_z}{\alpha} \tilde{\alpha} \dot{\alpha} + \gamma_3 \tilde{d}_3 \dot{d}_3 = \\ & s_z \left(-\frac{\tilde{\alpha} u_1}{\alpha m} \cos \phi \cos \theta - \frac{u_1}{m} \cos \phi \cos \theta + g - \right. \\ & \left. d_3 + \ddot{z}_d + c_z \dot{e}_z \right) + \frac{\gamma_z}{\alpha} \tilde{\alpha} \dot{\alpha} + \gamma_3 \tilde{d}_3 \dot{d}_3 = \\ & -\frac{\tilde{\alpha} \lambda_z s_z}{\alpha} + \tilde{d}_3 s_z - k_z s_z^2 - \eta_z s_z \tanh s_z + \\ & \frac{1}{\alpha \gamma_z} \tilde{\alpha} \dot{\alpha} + \gamma_3 \tilde{d}_3 \dot{d}_3\end{aligned}\quad (15)$$

将自适应律式(10)、(13)代入式(15),李雅普诺夫函数的时间导数 \dot{V}_{2z} 满足

$$\dot{V}_{2z} = -k_z s_z^2 - \eta_z s_z \tanh s_z \leq 0 \quad (16)$$

由式(16)可知,李雅普诺夫函数的时间导数 \dot{V}_{2z} 为非正,因此,时变负载下四旋翼无人机的高度是渐近稳定的,即 $\lim_{t \rightarrow \infty} e_z = 0$,证明完成。

2.2 姿态控制器设计

与自适应高度控制器设计相同,自适应姿态控制器 u_2, u_3, u_4 设计如下,使用姿态角的跟踪误差 e_ϕ, e_θ, e_ψ 构造与滑模流形 s_z 相同结构的滑模流形 s_ϕ, s_θ, s_ψ ,同时利用类似的李雅普诺夫函数。

$$u_2 = \frac{I_x}{l} \left(\ddot{\phi}_d - q r \frac{I_y - I_z}{I_x} - \hat{d}_4 + c_\phi \dot{e}_\phi + k_\phi s_\phi + \eta_\phi \tanh s_\phi \right) \quad (17)$$

$$u_3 = \frac{I_y}{l} \left(\ddot{\theta}_d - p r \frac{I_z - I_x}{I_y} - \hat{d}_5 + c_\theta \dot{e}_\theta + k_\theta s_\theta + \eta_\theta \tanh s_\theta \right) \quad (18)$$

$$u_4 = I_z \left(\ddot{\psi}_d - p q \frac{I_x - I_y}{I_z} - \hat{d}_6 + c_\psi \dot{e}_\psi + k_\psi s_\psi + \eta_\psi \tanh s_\psi \right) \quad (19)$$

式中: $e_\phi = \phi_d - \phi, e_\theta = \theta_d - \theta, e_\psi = \psi_d - \psi$ 为姿态角跟踪误差, ϕ_d, θ_d, ψ_d 为姿态角期望值,滑模流形系数满足 $c_i > 0 (i = \phi, \theta, \psi)$,而且趋近律系数满足 $k_i > 0, \eta_i > 0 (i = \phi, \theta, \psi)$,另外, $\hat{d}_4, \hat{d}_5, \hat{d}_6$ 为姿态各个通道中外部干扰的估计值,估计误差定义为 $\tilde{d}_i = \hat{d}_i - d_i (i = 4, 5, 6)$,同样假设外部干扰是慢时变的,则有 $\dot{\tilde{d}}_i = \dot{\hat{d}}_i (i = 4, 5, 6)$,对应的自适应律为

$$\begin{cases} \dot{\hat{d}}_4 = -\frac{1}{\gamma_4} s_\phi \\ \dot{\hat{d}}_5 = -\frac{1}{\gamma_5} s_\theta \\ \dot{\hat{d}}_6 = -\frac{1}{\gamma_6} s_\psi \end{cases} \quad (20)$$

式中: $\gamma_i > 0 (i = 4, 5, 6)$ 。

2.3 位置控制器设计

考虑到四旋翼无人机是一个欠驱动系统,四旋翼无人机的4种状态指的是高度和姿态 (z, ϕ, θ, ψ) 由输入 u_1, u_2, u_3, u_4 直接控制。但是,没有独立的输入来控制位置状态 (x, y) 。因此,引入虚拟输入用于解决欠驱动子系统控制问题。同样使用位置的跟踪误差 e_x, e_y 构造与滑模流形 s_z 相同结构的滑模流形 s_x, s_y ,对应的自适应位置控制信号可设计为

$$u_x = \frac{m}{u_1} (\ddot{x}_d - \hat{d}_1 + c_x \dot{e}_x + k_x s_x + \eta_x \tanh s_x) \quad (21)$$

$$u_y = \frac{m}{u_1} (\ddot{y}_d - \hat{d}_2 + c_y \dot{e}_y + k_y s_y + \eta_y \tanh s_y) \quad (22)$$

式中: $e_x = x_d - x, e_y = y_d - y$ 为位置跟踪误差, x_d, y_d 为位置期望值,且滑模流形系数满足 $c_x > 0, c_y > 0$,趋近律系数满足 $k_i > 0, \eta_i > 0 (i = x, y)$,另外, \hat{d}_1, \hat{d}_2 为位置各个通道中外部干扰的估计值,估计误差定义为 $\tilde{d}_i = \hat{d}_i - d_i (i = 1, 2)$,同样假设外部干扰均是慢时变的,则 $\dot{\tilde{d}}_i = \dot{\hat{d}}_i (i = 1, 2)$,对应自适应律为

$$\begin{cases} \dot{\hat{d}}_1 = -\frac{1}{\gamma_1} s_x \\ \dot{\hat{d}}_2 = -\frac{1}{\gamma_2} s_y \end{cases} \quad (23)$$

式中: $\gamma_i > 0 (i = 1, 2)$ 。

根据自适应位置控制信号如式(21)~(22),姿态控制部分的期望参考指令如下:

$$\phi_d = \arcsin(u_x \sin \psi_d - u_y \cos \psi_d) \quad (24)$$

$$\theta_d = \arcsin\left(\frac{u_x \cos \psi_d + u_y \sin \psi_d}{\cos \psi_d}\right) \quad (25)$$

3 仿真校验

为验证本文所提方法的有效性,本部分将针对具有外部干扰和时变负载下的四旋翼无人机动力学模型,基于所提出的参数自适应滑模控制方法进行控制系统设计和如下仿真验证。四旋翼无人机模型参数设置为: $l = 1.0 \text{ m}, I_x = I_y = 122 \text{ Ns}^2/\text{rad}, I_z = 220 \text{ Ns}^2/\text{rad}, J_r = 2.0 \text{ Ns}^2/\text{rad}, g = 9.81 \text{ m/s}^2$ 。系统初始状态设定为 $x(0) = 0, y(0) = 0, z(0) = 0, \phi(0) = 0, \theta(0) = 0, \psi(0) = 0, p(0) = 0, q(0) = 0, r(0) = 0$ 。控制器参数设定为 $k_x = 20, k_y = 20, k_z = 10, k_\phi = 10, k_\theta = 30, k_\psi = 10, \gamma_j = 100 (j = 1, 2, 4, 5, 6), \gamma_3 = 1, \eta_x = 10, \eta_y = 10, \eta_z = 30, \eta_\phi = 5, \eta_\theta = 20, \eta_\psi = 5, c_x = 1, c_y = 1, c_z = 10, c_\phi = 1, c_\theta = 1, c_\psi = 10$ 。四

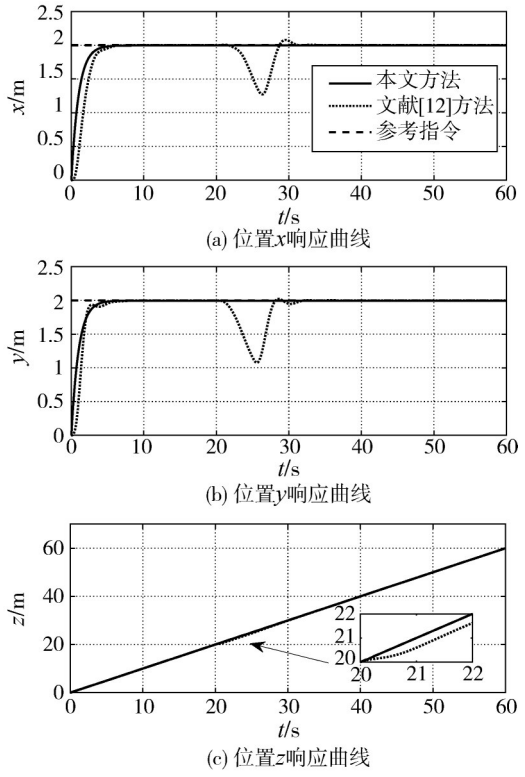


图 1 位置与高度响应曲线

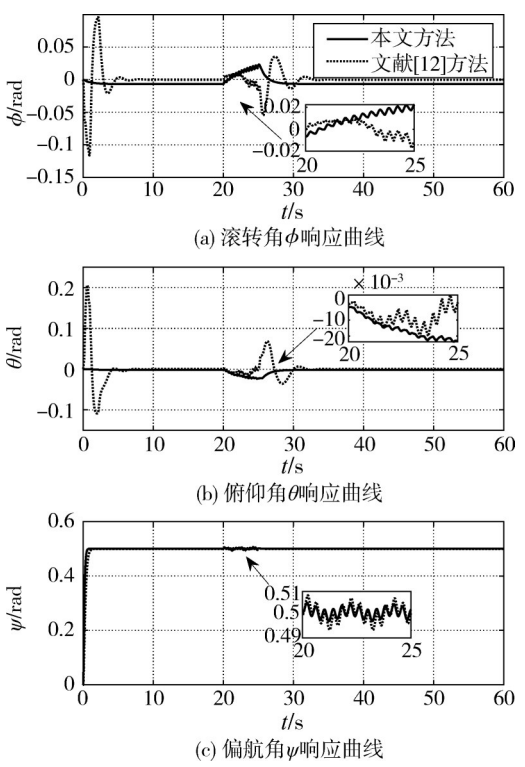


图 2 姿态角响应曲线

旋翼无人机期望指令设定为时变形式: $x_d = 2.0 \text{ m}$, $y_d = 2.0 \text{ m}$, $z_d = t \text{ m}$, $\psi_d = \pi/6.28 \text{ rad}$ 。根据式 (24) 和 (25) 可知, 滚转角和俯仰角期望指令与偏航角期

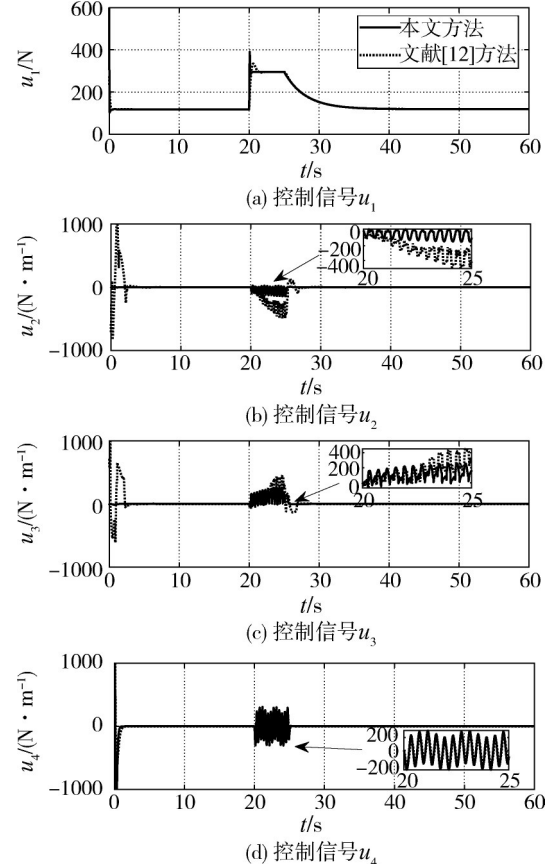


图 3 控制信号

望指令相关。其中, 本文所考虑无人机总质量变化情况见表 1 所示。另外, 系统遭受的外界非线性时变有界扰动设定如表 2 所示, 其中 $k_i = 1.0 (i = 1, 2, 3)$, $k_i = 1.2 (i = 4, 5, 6)$ 为空气阻力系数。

表 1 四旋翼无人机总质量的变化情况

参数	取值/kg	t/s
m	12	$0 \leq t < 20$
	30	$20 \leq t < 25$
	$18e^{-0.33(t-25)} + 12$	$25 \leq t$

表 2 外界时变干扰设定

t/s	$t < 20$	$20 \leq t < 25$	$25 \leq t$
d_1	0	$-k_1 \dot{x}/m$	$-k_1 \dot{x}/m$
d_2	0	$-k_2 \dot{y}/m$	$-k_2 \dot{y}/m$
d_3	0	$-k_3 \dot{z}/m$	$-k_3 \dot{z}/m$
d_4	0	$-k_4 l \dot{\phi}/I_x + 0.2 \cos(\pi t) + \sin(5\pi t)$	$-k_4 l \dot{\phi}/I_x$
d_5	0	$-k_5 l \dot{\theta}/I_y + 0.2 \cos(\pi t) + \sin(5\pi t)$	$-k_5 l \dot{\theta}/I_y$
d_6	0	$-k_6 \dot{\psi}/I_z + 0.2 \cos(\pi t) + \sin(5\pi t)$	$-k_6 \dot{\psi}/I_z$

图 1~3 给出了不同控制方法下四旋翼无人机位置与姿态控制仿真结果。图 1 给出了位置与高度

的响应曲线,从图中可看出本文所提出的参数自适应滑模控制方法和文献[12]中滑模控制方法均实现了悬挂时变负载和外界干扰情况下位置与高度期望指令的跟踪,文献[12]中滑模控制方法只能保证无悬挂时变负载情况下位置与高度期望指令的高精度跟踪,当四旋翼无人机悬挂时变负载和存在不同频率正余弦信号作为干扰源时,参数自适应滑模控制方法实现了位置与高度的高精度跟踪,甚至从各个子图中可以看出,参数自适应滑模控制方法能够很好地抵制悬挂时变负载和外界干扰对四旋翼位置与高度造成的影响,而文献[12]中滑模控制方法作用下的位置与高度跟踪精度出现显著减低。

图2给出了姿态角的响应曲线,从图中可以看出本文所提出的参数自适应滑模控制方法和文献[12]中滑模控制方法均实现了悬挂时变负载和外界干扰情况下姿态角期望指令的跟踪,文献[12]中滑模控制方法虽然能够保证姿态角收敛到姿态角期望指令,但是在0~5 s内的滚转角和俯仰角均出现了较大幅度的波动,而且当四旋翼无人机搭载时变负载和存在不同频率正余弦信号作为干扰源时,滚转角和俯仰角也均出现了较大幅度的波动。与其形成对比的是,参数自适应滑模控制方法在0~5 s内的滚转角、俯仰角和偏航角均能够很顺利地收敛到姿态角期望指令,而且当四旋翼无人机搭载时变负载和存在不同频率正余弦信号作为干扰源时,姿态角即使出现了较小幅度的波动,也能很快地收敛到姿态角期望指令,其控制性能优越于文献[12]中的滑模控制方法。

图3给出了控制信号的对比变化曲线,可以看出,本文所提控制方法既保证了控制信号的连续性,又确保了控制信号的波动幅值明显比文献[12]中的小。

4 结 论

针对存在外部干扰和搭载时变负载影响下的四旋翼无人机动力学系统,研究了多种干扰和时变负载未知情况下的位置与姿态跟踪控制问题,提出了一种参数自适应滑模控制方法。仿真结果表明,所提方法在保证控制量连续的情况下实现了位置与姿态的高精度跟踪,通过参数自适应方法实现了对时变负载的快速高精度估计。考虑到执行器故障广泛存在于实际飞行环境中,在未来研究工作

中,将针对受执行器故障影响的四旋翼无人机容错控制方法展开研究。

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. (ZHAO Zhenhua, LI Ting, JIANG Bin, et al. Composite continuous fast non-singular terminal sliding mode control for quadrotor UAV attitude systems [J]. Control Theory & Applications. 2023, 40(3): 459-467.)
- [2] 伍鹏,卢朝成,颜真,等. 无人机巡检的全生命周期闭环数据融合方法[J]. 信息技术, 2023, 11: 51-56. (WU Peng, LU Chaocheng, YAN Zhen, et al. Full life cycle closed loop data fusion method for UAV patrol inspection [J]. XinXiJiShu, 2023, 11: 51-56.)
- [3] LUO Y H, YU H, ZHANG H G, et al. Anti-swing control for a quadrotor UAV carrying a slung load [J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2024, 54(4): 2266-2275.
- [4] 吴跃文,郑柏超,李惠. 四旋翼无人机的滑模自抗扰姿态控制器设计[J]. 电光与控制, 2022, 29(1): 93-98. (WU Yuewen, ZHENG Baichao, LI Hui. Attitude controller for quadrotor via active disturbance rejection control and sliding mode control [J]. Electronics Optics & Control, 2022, 29(1): 93-98.)
- [5] 李胜铭,邱世豪,吕宗阳,等. 基于扰动观测器的四旋翼无人机自适应姿态控制方法[J]. 实验室研究与探索, 2024, 43(3): 1-5. (LI Shengming, QIU Shihao, LYU Zongyang, et al. Adaptive attitude control method of quadrotor based on disturbance observer [J]. Research and Exploration in Laboratory, 2024, 43(3): 1-5.)
- [6] NGUYEN N P, OH H, MOON J. Continuous nonsingular terminal sliding-mode control with integral-type sliding surface for disturbed systems: application to attitude control for quadrotor UAVs under external disturbances [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2022, 58(6): 5635-5660.
- [7] 孙曼忆,张安,胡树欣,等. 基于自抗扰的四旋翼无人机控制方法[J]. 电光与控制, 2024, 31(1): 33-39+68. (SUN Manyi, ZHANG An, HU Shuxin, et al. A quadrotor control method based on active disturbance rejection [J]. Electronics Optics & Control, 2024, 31(1): 33-39+68.)
- [8] 季晓明,文怀海. 自适应神经网络四旋翼无人机有限时间轨迹跟踪控制[J]. 智能系统学报, 2022, 17

- (3): 540-546. (JI Xiaoming, WEN Huaihai. Finite-time trajectory tracking control based on an adaptive neural network for a quadrotor UAV[J]. CAAI Transactions on Intelligent Systems, 2022, 17(3): 540-546.)
- [9] ASIGNACTION A, SUZUKI S, NODA R, et al. Frequency-based wind gust estimation for quadrotors using a nonlinear disturbance observer[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2022, 7(4): 9224-9231.
- [10] WANG F, GAO H M, WANG K, et al. Disturbance observer-based finite-time control design for a quadrotor UAV with external disturbance[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2021, 57(2): 834-847.
- [11] HOU Y H, CHEN D K, YANG S M. Adaptive robust trajectory tracking controller for a quadrotor UAV with uncertain environment parameters based on backstepping sliding mode method[J]. IEEE Transactions on Automation Science and Engineering, doi: 10.1109/TASE. 2023. 3324434.
- [12] YU H P, WANG M Y, YANG J Q H, et al. A parallel-structure-based sliding mode control for trajectory tracking of a quadrotor UAV[J]. Journal of Electrical Engineering & Technology, 2023, 18: 3911-3924.
- [13] XU L X, WANG Y L, WANG X F, et al. Distributed active disturbance rejection formation tracking control for quadrotor UAVs[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2024, 54(8): 4678-4689.
- [14] VAHDANIPOUR M, KHODABANDEH M. Adaptive fractional order sliding mode control for a quadrotor with a varying load[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 86: 737-747.
- [15] XIONG J J, GUO N H, MAO J, et al. Self-tuning sliding mode control for an uncertain coaxial octocopter UAV[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2023, 53(2): 1160-1171.