

引用格式:王雯,王日俊,张健.基于观测器的四旋翼飞行器自适应滑模姿态控制[J].电光与控制,2019,26(6):75-79. WANG W, WANG R J, ZHANG J. Adaptive sliding mode attitude control for quad-rotor aircrafts based on observer[J]. Electronics Optics & Control, 2019, 26(6):75-79.

基于观测器的四旋翼飞行器自适应滑模姿态控制

王 雯¹, 王日俊², 张 健¹

(1. 太原工业学院, 太原 030008; 2. 中北大学机械工程学院, 太原 030051)

摘 要: 针对存在建模不确定性和外部干扰时四旋翼飞行器的姿态控制问题,提出一种基于观测器的自适应滑模控制算法。在建立四旋翼飞行器姿态误差动力学模型的基础上,通过全局渐近收敛观测器获取系统的未知状态反馈量,利用自适应滑模控制抑制系统的不确定性和干扰,构建一种基于观测器的自适应滑模姿态控制器。基于 Lyapunov 的稳定性分析表明,该方法的跟踪误差是一致最终有界的。数值仿真实验结果表明,与现有滑模控制方法相比,所提方法具有更好的姿态跟踪性能和较高的抗干扰鲁棒性,能有效保证飞行器的姿态跟踪控制性能。

关键词: 四旋翼飞行器; 滑模控制; 姿态跟踪; 稳定性

中图分类号: V294.1

文献标志码: A

doi:10.3969/j.issn.1671-637X.2019.06.015

Adaptive Sliding Mode Attitude Control for Quad-Rotor Aircrafts Based on Observer

WANG Wen¹, WANG Ri-jun², ZHANG Jian¹

(1. Taiyuan Industrial College, Taiyuan 030008, China;

2. School of Mechanical Engineering, North University of China, Taiyuan 030051, China)

Abstract: Aiming at the attitude control problem of quad-rotor aircraft with modeling uncertainties and external disturbances, an observer based adaptive sliding mode control algorithm is proposed. Based on the establishment of attitude error dynamics model of quad-rotor aircraft, the unknown state feedback of the system is obtained by the global asymptotic convergence observer, the adaptive sliding mode control is used to suppress the uncertainty and interference of the system. Finally, an adaptive sliding mode attitude controller based on observer is constructed. The stability analysis based on Lyapunov shows that the tracking error of the method is uniform and ultimately bounded. The results of numerical simulation show that, compared with the existing sliding mode control method, the proposed method has better attitude tracking performance and higher anti-disturbance robustness. It can effectively guarantee the attitude tracking control performance of the aircraft with higher robustness.

Key words: quad-rotor aircraft; sliding mode control; attitude tracking; stability

0 引言

四旋翼飞行器作为一种微型无人飞行器,具有垂直起降、悬停、快速机动等特点^[1]。作为典型的欠驱动系统,四旋翼飞行器的飞行控制方案一直是研究的重点。

在基于欧拉角表示法建立四旋翼飞行器动力学模型的基础上,提出了使四旋翼飞行器保证飞行性能的

各种先进控制方法,如 PID 控制^[2]、线性二次最优控制^[3]、基于平坦度的控制^[4]和基于模型参考的控制^[5]等。同时,为了抑制包括参数扰动、非线性和未知的外部干扰等在内的扰动,反演控制^[6]、模型预测控制^[7]、自适应控制^[8]、滑模控制^[9]、模糊控制^[10]等针对四旋翼飞行器的鲁棒控制方法得到广泛的应用。文献[11]提出了一种反馈滑模控制器,用于时变扰动下的四旋翼飞行器姿态稳定控制。在 LIU 等的研究中,不依赖于时间尺度分离假设和跟踪误差,设计了用于四旋翼飞行器以抵消内部和外部干扰的鲁棒运动控制器^[12]。然而,利用欧拉角描述的四旋翼飞行器旋转动力学存在奇异性问题,为了避免这个问题,出现了基于四元数的姿态控制方法来确保四旋翼飞行器的姿态跟

收稿日期:2018-07-09

修回日期:2018-08-14

基金项目:山西省留学回国人员科技活动项目(2013-68);“九七三”国家基础研究发展规划项目(2011CB612204);中北大学自然科学基金(XJJ2016006)

作者简介:王 雯(1984—),女,山西临汾人,硕士,讲师,研究方向为智能控制理论及应用。

踪。在 DJAMEL 等的研究中,基于反推控制和非线性 H_∞ 方法,设计了基于四元数表示的四旋翼姿态运动最优控制器^[13]。

以上控制器的设计均依赖于系统的全状态反馈,实际上,四旋翼飞行器的所有状态测量并不总是可用的。为了解决这个问题,基于观测器和滤波技术的状态量估计方法受到关注。文献[14]提出了一种神经网络观测器来抑制测量噪声,估计四旋翼飞行器的不可测量的状态量。针对未知输入增益矩阵,文献[15]中采用最优卡尔曼滤波器估计白高斯过程和测量噪声的状态向量。

基于以上文献综述,大多数控制器是通过施加全部状态反馈来设计的。鉴于此,设计不依赖于所有状态测量的四旋翼飞行器控制方法显得尤为重要。在没有全状态反馈的情况下,本文采用全局渐近收敛观测器来估计系统状态,利用单位四元数构造四旋翼飞行器的姿态误差动力学模型,用以解决奇异性问题。最终,构建了一种基于观测器的自适应滑模姿态控制器,用于解决四旋翼飞行器在建模不确定性和外部干扰条件下的姿态跟踪问题。

1 四旋翼飞行器姿态动力学建模

四旋翼飞行器的结构如图 1 所示。

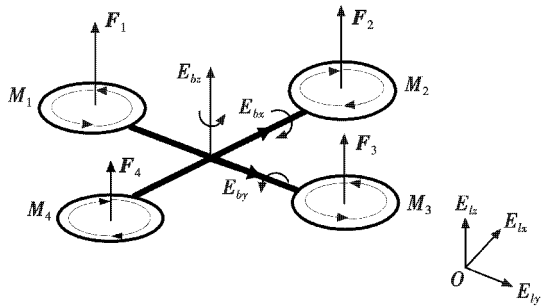


图 1 四旋翼飞行器结构

Fig. 1 Structure of quad-rotor aircraft

图中:原点为飞行器质心; $E_b = \{E_{bx} \ E_{by} \ E_{bz}\}$ 表示机体坐标系; $E_l = \{E_{lx} \ E_{ly} \ E_{lz}\}$ 表示惯性坐标系; $M_1 \sim M_4$ 表示 4 个旋翼; $F_1 \sim F_4$ 分别为 4 个旋翼的升力。采用欧拉角描述得到的四旋翼飞行器的动力学模型可表示为^[16]

$$J\dot{\omega} = -S(\omega)J\omega + T + D \quad (1)$$

式中: J 表示正定惯性矩阵; ω 表示机体坐标系下的角速度; T 表示控制转矩; D 表示包括建模不确定性和外部扰动在内的扰动项; $S(\cdot)$ 表示如下对称矩阵的一般形式,即

$$S(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\xi_3 & \xi_2 \\ \xi_3 & 0 & -\xi_1 \\ -\xi_2 & \xi_1 & 0 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

为了避免奇异性问题,采用单位四元数法描述从机体坐标系到惯性坐标系的旋转矩阵 R ,即

$$R = (q_0^2 - \mathbf{q}_v^T \mathbf{q}_v) \mathbf{I}_3 + 2\mathbf{q}_v \mathbf{q}_v^T - 2q_0 \mathbf{S}(\mathbf{q}_v) \quad (3)$$

式中:单位四元数 $\mathbf{q} = [q_0 \ \mathbf{q}_v^T]^T$,且满足 $q_0^2 + \|\mathbf{q}_v\|_2^2 = 1$; \mathbf{I}_3 表示 3×3 的单位矩阵。四元数 \mathbf{q} 与角速度 ω 之间的关系可用微分方程表示为

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{B}(\mathbf{q}) \omega \quad (4)$$

式中,矩阵 $\mathbf{B}(\mathbf{q}) = [\mathbf{B}_0^T \ \mathbf{B}_v^T] \in \mathbf{R}^{4 \times 3}$, $\mathbf{B}_0 = -\mathbf{q}_v^T \in \mathbf{R}^{1 \times 3}$, $\mathbf{B}_v = q_0 \mathbf{I}_3 + \mathbf{S}(\mathbf{q}_v) \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 。

定义期望的四元数和角速度分别由期望的机体坐标系 $E_{bd} = \{E_{bxd} \ E_{byd} \ E_{bzd}\}$ 下的 \mathbf{q}_d 与角速度 ω_d 来表示。从期望的机体坐标系到惯性坐标系的旋转矩阵由 \mathbf{R}_d 表示。从当前方位到期望方位的四元数跟踪误差由 \mathbf{q}_e 来表示,且 $\mathbf{q}_e \mathbf{q}_e^T = 1$, $\mathbf{q}_e = [q_{0e} \ \mathbf{q}_{ve}^T]^T$,其中, $q_{0e} = q_0 q_{0d} + \mathbf{q}_v^T \mathbf{q}_{vd}$, $\mathbf{q}_{ve} = \mathbf{S}(\mathbf{q}_v) \mathbf{q}_{vd} + q_{0d} \mathbf{q}_v - q_0 \mathbf{q}_{vd}$ 分别表示四元数 \mathbf{q}_e 的标量和向量部分。在机体坐标系 E_b 下,相对于 E_{bd} 的角速度为 $\omega_e = \omega - \mathbf{R}_e \omega_d$,其中, \mathbf{R}_e 表示旋转矩阵 \mathbf{R} 与旋转矩阵 \mathbf{R}_d 之间的误差,且 $\mathbf{R}_e = \mathbf{R} \mathbf{R}_d^T$ 。则四元数跟踪误差 \mathbf{q}_e 与角速度 ω 之间的关系可用微分方程表示为

$$\dot{\mathbf{q}}_e = \frac{1}{2} \mathbf{B}_e(\mathbf{q}_e) \omega_e \quad (5)$$

式中,矩阵 $\mathbf{B}_e(\mathbf{q}_e) = [\mathbf{B}_{0e}^T \ \mathbf{B}_{ve}^T] \in \mathbf{R}^{4 \times 3}$, $\mathbf{B}_{0e} = -\mathbf{q}_{ve}^T \in \mathbf{R}^{1 \times 3}$, $\mathbf{B}_{ve} = q_{0e} \mathbf{I}_3 + \mathbf{S}(\mathbf{q}_{ve}) \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 。

最终,得到基于四元数法的四旋翼飞行器姿态模型为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{q}}_{ve} = \frac{1}{2} \mathbf{B}_{ve}(\mathbf{q}_e) \omega_e \\ \omega_e = -\mathbf{J}^{-1} \mathbf{S}(\omega_e + \mathbf{R}_e \omega_d) \mathbf{J}(\omega_e + \mathbf{R}_e \omega_d) - \mathbf{R}_e (\mathbf{S}(\omega_e) \omega_d + \dot{\omega}_d) + \mathbf{J}^{-1} \mathbf{T} + \mathbf{J}^{-1} \mathbf{D} \end{cases} \quad (6)$$

2 基于观测器的自适应滑模控制器设计

定义变量 $\hat{\mathbf{x}}_1, \hat{\mathbf{x}}_2$ 分别为状态变量 \mathbf{q}_{ve} 和 ω_e 的估计值,则其估计误差可分别表示为 $\mathbf{e}_1 = \hat{\mathbf{x}}_1 - \mathbf{q}_{ve}$ 和 $\mathbf{e}_2 = \hat{\mathbf{x}}_2 - \omega_e$,设计用于估计四旋翼飞行器姿态的观测器为

$$\begin{cases} \dot{\hat{\mathbf{x}}}_1 = \frac{1}{2} \mathbf{B}_{ve} \hat{\mathbf{x}}_2 - \mathbf{L}_1 |\mathbf{e}_1|^{\alpha_1} \text{sgn}(\mathbf{e}_1) - \mathbf{e}_1 \\ \dot{\hat{\mathbf{x}}}_2 = -\mathbf{L} \text{sgn}(\mathbf{e}_1) - \mathbf{L}_2 |\mathbf{e}_1|^{\alpha_2} \text{sgn}(\mathbf{e}_1) - \frac{n \mathbf{L} \mathbf{B}_{ve}}{2} \mathbf{e}_1 + \mathbf{J}^{-1} \mathbf{T} \end{cases} \quad (7)$$

式中: $L > 0$ 为观测器的增益; $0 < \alpha_1 < 1$; $0 < \alpha_2 < 1$; n 为姿态角度值; \mathbf{L}_1 和 \mathbf{L}_2 表示对角线为常数的正矩阵。

估计误差 \mathbf{e}_1 和 \mathbf{e}_2 可以写成

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = \frac{1}{2} B_{ve} e_2 - L_1 |e_1|^{\alpha_1} \operatorname{sgn}(e_1) - e_1 \\ \dot{e}_2 = -L \operatorname{sgn}(e_1) - L_2 |e_1|^{\alpha_2} \operatorname{sgn}(e_1) - \frac{nLB_{ve}}{2} e_1 - G \end{cases} \quad (8)$$

式中, $G = -J^{-1}S(\omega_e + R_e \omega_d)J(\omega_e + R_e \omega_d) - R_e(S(\omega_e)\omega_d + \dot{\omega}_d) + J^{-1}D$ 。

对于如式(6)所描述的有界不确定性系统,若观测器的增益 L 满足条件 $L > |G(t)| + |\dot{G}(t)|$, 根据文献[17]并结合 Barbalat 引理^[18]可知,所设计的观测器能够保证估计误差是渐近收敛的,即当 $t \rightarrow \infty$ 时, $e_1(t) \rightarrow 0, e_2(t) \rightarrow 0$ 。

姿态控制的目标是在无法测量获取角速度值的前提下,通过一个控制器来稳定准确地跟踪期望的姿态轨迹。定义 \bar{q}_{ve} 为状态变量 q_{ve} 的参考值,且假设其一阶和二阶导数存在有界,则姿态跟踪误差分别为 $z_1 = \bar{q}_{ve} - \hat{x}_1$ 和 $z_2 = \dot{\bar{q}}_{ve} - \hat{x}_2$ 。

在控制器设计过程中,状态变量 q_{ve} 和 ω_e 分别由观测器的状态估计值 \hat{x}_1 和 \hat{x}_2 代替。定义滑模变量为 $s = z_2 + k_s z_1$, 为了补偿系统的非线性和扰动,利用滑模控制方法设计控制器为

$$T = -J\hat{G} + J(\ddot{\bar{q}}_{ve} + k_s z_1 + \beta S) \quad (9)$$

式中: $\hat{G} \approx G(t - \tau) = \hat{x}_2(t - \tau) - J^{-1}T(t - \tau)$, τ 表示采样时间; $k_s = \operatorname{diag}\{k_{s1}, k_{s2}, \dots, k_{sn}\}$; β 为正常数。

将所定义的滑模变量 s 代入式(9)有

$$\dot{z}_2 + (k_s + \beta I)z_2 + \beta k_s z_1 + \dot{e}_2 + G - \hat{G} = 0 \quad (10)$$

为了提高滑模控制器的跟踪精度和自适应性,所设计的自适应滑模控制器为

$$T = -J\hat{G} + J(\ddot{\bar{q}}_{ve} + k_s z_1 + \beta S) + J(k \tanh(s)) \quad (11)$$

式中: $\tanh(s) \approx (e^{\mu s} - e^{-\mu s}) / (e^{\mu s} + e^{-\mu s})$, μ 为正增益; $k = \operatorname{diag}\{k_1, k_2, \dots, k_n\}$ 为正切换矩阵。自适应控制律为

$$\dot{\hat{k}}_i = \dot{\varphi}_i (\alpha_i^{-1} |s_i|)^{\tanh(\|s_i\|_\infty - \xi)} \cdot \tanh(\|s_i\|_\infty - \xi) \quad (12)$$

式中: $\dot{\varphi}_i$ 和 α_i 为正增益; ξ 为自适应增益。

考察所设计控制器的稳定性与收敛性,于是有如下定理。

定理 1 考虑式(6)给出的四旋翼飞行器姿态动力学模型,在依赖于系统的全状态反馈的条件下,由式(11)给出的自适应滑模控制器能够保证在有限时间 τ_e 内姿态跟踪误差是一致最终有界的,即 $\|s\|_2 < \sqrt{\sum_{i=1}^n \xi^2 + \Gamma_M}$ 。其中, $\tau_e > 0$, Γ_M 为 $\sum_{i=1}^n \alpha_i / \varphi_i (\bar{G}_i - \hat{k}_i)^2$ 的最大值。

证明 考虑 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2} s^T s + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \frac{\alpha_i}{\varphi_i} (\bar{G}_i - \hat{k}_i)^2 \quad (13)$$

两边对时间进行积分,得到

$$\dot{V} = s^T \dot{s} - \sum_{i=1}^n \frac{\alpha_i}{\varphi_i} (\bar{G}_i - \hat{k}_i) \dot{\hat{k}}_i \quad (14)$$

将式(6)和滑模变量 s 代入式(14)中,则有

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s^T (\ddot{\bar{q}}_{ve} - G - J^{-1}T + k_s z_1) - \sum_{i=1}^n \frac{\alpha_i}{\varphi_i} (\bar{G}_i - \hat{k}_i) \dot{\hat{k}}_i = \\ &= \sum_{i=1}^n s_i (-G_i + \hat{G} - \beta s_i - \hat{k}_i \tanh(s_i)) - \sum_{i=1}^n \frac{\alpha_i}{\varphi_i} (\bar{G}_i - \hat{k}_i) \dot{\hat{k}}_i \leq \\ &= \sum_{i=1}^n |s_i| |G_i - \hat{G}| - \sum_{i=1}^n |s_i| |\dot{\hat{k}}_i| - \beta \sum_{i=1}^n s_i^2 - \sum_{i=1}^n \frac{\alpha_i}{\varphi_i} (\bar{G}_i - \hat{k}_i) \dot{\hat{k}}_i = \\ &= \sum_{i=1}^n (|s_i| - \frac{\alpha_i}{\varphi_i} \dot{\hat{k}}_i) (\bar{G}_i - \hat{k}_i) - \beta \sum_{i=1}^n s_i^2 \end{aligned} \quad (15)$$

注意到,当 $\|s_i\|_\infty \geq \xi$ 时,由式(15)可知

$$\dot{V} \leq -\beta \sum_{i=1}^n s_i^2 \leq -\beta \xi^2 \quad (16)$$

由此可知, Lyapunov 函数呈递减趋势且有界。滑动变量 s 在有限时间 τ_e 内能够到达 $\|s_i\|_\infty < \xi$ 区域。但是滑动变量 s 可以进入该区域,而 \dot{V} 的值不能一直保持为负。如果滑动变量 s 进入 $\|s_i\|_\infty \geq \xi$ 区域, \dot{V} 的值为负,由于滑动变量 s 第一次到达 $\|s_i\|_\infty < \xi$ 区域,可以得到 $\|s\|_2$ 的上界。Lyapunov 函数是有界的,且有如下不等式

$$\frac{1}{2} \|s\|_2^2 < V \leq \frac{1}{2} \|s\|_2^2 + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \frac{\alpha_i}{\varphi_i} (\bar{G}_i - \hat{k}_i)^2 \quad (17)$$

又因 \bar{G}_i 为常数, \hat{k}_i 有界,结合式(16)可知

$$V \leq \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \xi^2 + \Gamma_M \quad (18)$$

根据式(17)和式(18)得到

$$\|s\|_2^2 < \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \xi^2 + \Gamma_M \quad (19)$$

由式(19)可以看出, $\|s\|_2 < \sqrt{\sum_{i=1}^n \xi^2 + \Gamma_M}$ 表明滑动变量 s 是一致最终有界的,且其上限可通过 α_i, φ_i 以及 ξ 来调整。

证毕。

综上所述,在定理的证明过程中,显然滑模变量 $s = z_2 + k_s z_1$ 是渐近稳定且有界的,姿态跟踪误差 z_1 和 z_2 也是有界的。

3 仿真实验与结果分析

为了验证所提出的四旋翼飞行器自适应滑模控制算法的有效性,以四旋翼飞行器为研究对象,在 Matlab/Simulink 环境下对其进行仿真实验。四旋翼飞行器的具体参数如表 1 所示。

表 1 四旋翼飞行器参数
Table 1 Parameters of the quad-rotor aircraft

物理参数	值
空机重量/kg	2
执行单元与中心的距离/m	0.45
惯性矩 $I_x/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.0156
惯性矩 $I_y/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.0156
惯性矩 $I_z/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.0283

姿态观测器的初始值 $\hat{x}_1 = (0 \ 0 \ 0)^T$, $\hat{x}_2 = (0 \ 0 \ 0)^T$, 其他相关参数分别为 $L_1 = (86 \ 86 \ 92)^T$, $L_2 = (200 \ 200 \ 510)^T$, $\alpha_1 = (0.75 \ 0.75 \ 0.8)^T$, $\alpha_2 = (0.83 \ 0.83 \ 0.92)^T$, $L = 12$, $n = 3$ 。

控制器的参数设置为 $k_s = [6 \ 6 \ 5]$, $\beta = [10 \ 10 \ 23]$, $\varphi = [0.25 \ 0.25 \ 0.5]$ 。给定的四元数 $q_d = (1 \ 0 \ 0 \ 0)^T$, 当 $t = 0$ 时, $q = (1 \ 0 \ 0 \ 0)^T$ 。当 $t = 0.1 \text{ s}$ 时, $q = (0.7 \ -0.358 \ 0.346 \ -0.512)^T$ 。四旋翼飞行器姿态跟踪的目标是 $\lim_{t \rightarrow \infty} q_{re}(t) = 0$, 因此期望的 q_{re} 参考值可以设为 $q_{re} = (0 \ 0 \ 0)^T$ 。角速度初始值设定为 $\omega = [0 \ 0 \ 0]^T$, 单位 rad/s 。期望的角速度设定为 $\omega_d = [0.5 \cos t \ 0.5 \cos t \ 0.5 \cos t]^T$, 单位 rad/s 。扰动项 D 是幅值为 $5 \text{ N} \cdot \text{m}$ 的随机扰动。为了验证所提出的控制算法的鲁棒性, 从 $t = 2 \text{ s}$ 开始, 将幅值为 $15 \text{ N} \cdot \text{m}$ 的连续噪声引入到 q_{re1} 中, 从 $t = 3 \text{ s}$ 开始, 将时变扰动 $20 \cos(t) \text{ N} \cdot \text{m}$ 引入到 q_{re2} 中。同时, 为了比较控制算法的有效性, 与现有自适应滑模控制算法进行了对比仿真实验。

图 2 和图 3 分别为使用所提出的姿态观测器对状态量 q_{re} 和角速度 ω_e 的估计结果。

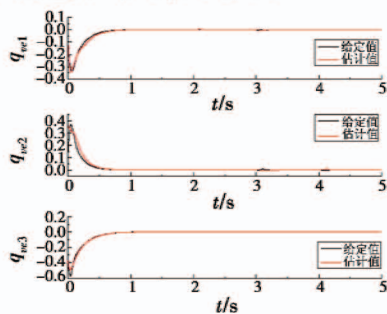


图 2 状态量 q_{re} 的估计结果

Fig. 2 Estimated results of quaternion q_{re}

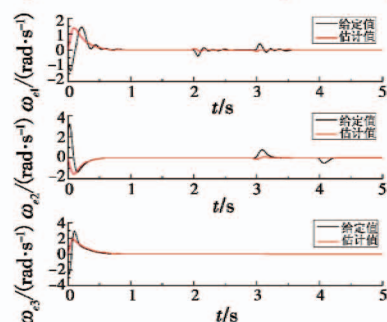


图 3 角速度 ω_e 的估计结果

Fig. 3 Estimated results of angular velocity ω_e

由图可以清楚地看出, 所设计的姿态观测器在估计过程中表现出良好的性能。当系统受到严重干扰时, 对 q_{re} 和 ω_e 的估计值基本保持不变, 从而能够为控制器的设计提供可靠的估计值。图 4 为系统的控制输入。观察到控制输入 T 在 $t < 0.5 \text{ s}$ 时具有稳定的值, 当存在干扰时, 自适应地改变控制输入的值以抑制干扰。

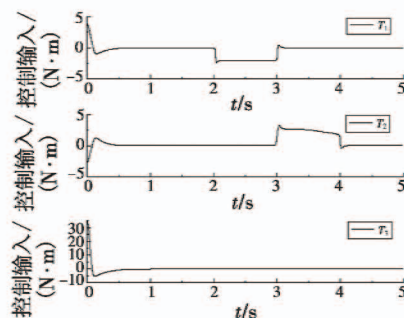


图 4 系统的控制输入

Fig. 4 Control input of the system of system

图 5 和图 6 分别为采用本文方法和传统 ASMC 方法对 q_{re} 和角速度 ω_e 的跟踪对比实验结果。

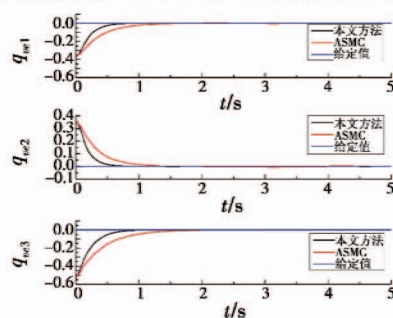


图 5 对状态量 q_{re} 的跟踪对比结果

Fig. 5 Comparison of tracking results of state q_{re}

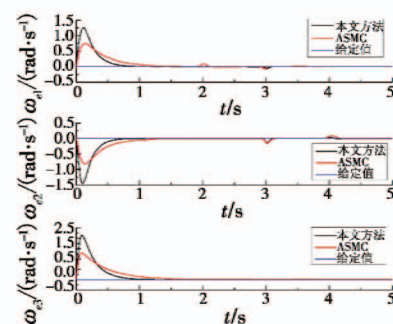


图 6 对角速度 ω_e 的跟踪对比结果

Fig. 6 Comparison of tracking results of angular velocity ω_e

从图中可以看出, 与现有的 AMSC 方法相比, 当系统受到扰动时, 本文方法能够在 $t < 1 \text{ s}$ 时实现对参考轨迹精确跟踪, 波动较小, 且跟踪误差约为 ± 0.005 。而传统的 ASMC 方法在 1.5 s 左右完成对给定轨迹的跟踪, 存在较大的波动, 其跟踪误差约为 ± 0.01 。

通过姿态角跟踪实验进一步验证本文方法在四旋翼飞行器姿态控制上的跟踪性能。姿态角跟踪指令为

余弦信号,姿态角 $[\phi_d \ \theta_d \ \varphi_d]^T$ 的初始值为 $[0 \ 0 \ 0]^T$ (单位 $(^\circ)$)。系统存在干扰力矩,设定为 $[\sin t \ \cos t \ \sin(2t)]^T$ (单位 $N \cdot m$)。姿态跟踪实验的结果如图7所示。从图中可以看出,即使外界存在力矩扰动,本文方法仍能保持快速准确的姿态跟踪性能。

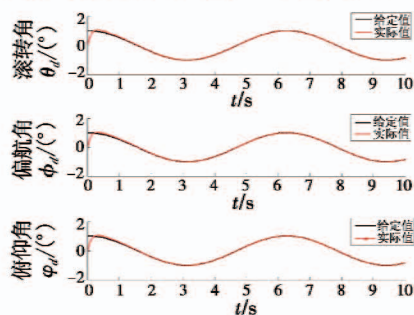


图7 姿态角跟踪实验

Fig. 7 Attitude angle tracking experiment

4 结束语

本文提出了一种基于观测器的自适应滑模控制器,用于实现在存在建模不确定性和外界干扰的情况下对四旋翼飞行器的姿态跟踪控制。在理论分析的基础上,通过数值仿真实验验证了方法的有效性。实验结果表明,所设计的姿态控制算法能够通过改变控制输入自适应地抑制干扰,快速调整并保持良好的姿态跟踪性能,有效地提高了四旋翼飞行器的可靠性和安全性。

参考文献

- [1] 李泽. 四旋翼飞行器姿态控制系统性能优化设计[J]. 计算机仿真, 2017, 34(5): 58-62.
- [2] 宿敬亚, 樊鹏辉, 蔡开元. 四旋翼飞行器的非线性 PID 姿态控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(9): 1054-1058.
- [3] BOUABDALLAH S, NOTH A, SIEGWART R. PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor [C]//IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Sendai, Japan, 2004. doi: 10. 1109/IROS. 2004. 1389776.
- [4] AGUILAR-IBÁÑEZ C, SIRA-RAMÍREZ H, SUÁREZ-CASTAÑÓN M S, et al. The trajectory tracking problem for an unmanned four-rotor system: flatness-based approach[J]. International Journal of Control, 2012, 85(1): 69-77.
- [5] 赵丹丹. 基于模型参考滑模控制的四旋翼无人机控制器设计[D]. 南京: 东南大学, 2016.
- [6] 马正华, 张倩倩, 陈岚萍. 四旋翼飞行器自适应反演姿态控制[J]. 智能系统学报, 2015(3): 454-459.
- [7] 王仑, 苏敏, 杨帆, 等. 四旋翼飞行器姿态的显式模型预测控制[J]. 电光与控制, 2017, 24(11): 53-57.
- [8] ZHAO B, XIAN B, ZHANG Y, et al. Nonlinear robust adaptive tracking control of a quadrotor UAV via immersion and invariance methodology[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2015, 62(5): 2891-2902.
- [9] 林旭梅, 王婵. 四旋翼飞行器的自适应鲁棒滑模控制器设计[J]. 仪器仪表学报, 2015, 36(7): 1522-1528.
- [10] 窦景欣, 孔祥希, 闻邦椿. 四旋翼无人机模糊自抗扰姿态控制及稳定性分析[J]. 中国惯性技术学报, 2015, 23(6): 824-830.
- [11] ZHANG R, QUAN Q, CAI K Y. Attitude control of a quadrotor aircraft subject to a class of time-varying disturbances[J]. IET Control Theory & Applications, 2011, 5(9): 1140-1146.
- [12] LIU H, XI J, ZHONG Y. Robust motion control of quadrotors[J]. Journal of the Franklin Institute, 2014, 351(12): 5494-5510.
- [13] DJAMEL K, ABDELLAH M, BENALLEGUE A. Attitude optimal backstepping controller based quaternion for a UAV[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2016(4): 1-11.
- [14] BOUDJEDIR H. Adaptive neural network control based on neural observer for quadrotor unmanned aerial vehicle [J]. Advanced Robotics, 2014, 28(17): 1151-1164.
- [15] XIONG J J, ZHENG E H. Optimal Kalman filter for state estimation of a quadrotor UAV[J]. Optik - International Journal for Light and Electron Optics, 2015, 126(21): 2862-2868.
- [16] 黄廷国. 基于扰动抑制的无人飞行器控制技术研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2015.
- [17] SU Y X. A simple global asymptotic convergent observer for uncertain mechanical systems[J]. International Journal of Systems Science, 2016, 47(4): 903-912.
- [18] SLOTINE J J E, LI W P. Applied nonlinear control[M]. Englewood: Prentice Hall, 1991: 123-125.