

引用格式:王竹晴,刘宁,邵星灵,等.基于鲁棒积分的四旋翼飞行器姿态控制[J].电光与控制,2019,26(1):92-96,113. WANG Z Q, LIU N, SHAO X L, et al. Robust integral based attitude control approach of quadrotors[J]. Electronics Optics & Control, 2019, 26(1):92-96, 113.

## 基于鲁棒积分的四旋翼飞行器姿态控制

王竹晴<sup>a</sup>, 刘宁<sup>b</sup>, 邵星灵<sup>b</sup>, 曹志斌<sup>b</sup>, 杨卫<sup>b</sup>  
(中北大学, a. 大数据学院; b. 仪器与电子学院, 太原 030051)

**摘要:**针对四旋翼飞行器姿态控制过程中广泛存在的外部干扰和参数不确定性,提出了一种基于鲁棒符号误差积分(RISE)的四旋翼姿态控制策略。通过一个模型前馈控制项实现精确的模型补偿,抵消模型非线性影响,以及一个鲁棒积分反馈项,有效抑制系统模型不确定性。设计的控制器在参数不确定性、外部干扰、噪声存在的情况下,实现了四旋翼飞行器精确姿态跟踪。基于Lyapunov理论的稳定性分析验证了所设计控制器的收敛性。最后设计大量仿真和对比试验说明该姿态控制方法的有效性和鲁棒性。

**关键词:**四旋翼飞行器;鲁棒符号误差积分;姿态控制

**中图分类号:** V249.1 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2019.01.020

## Robust Integral Based Attitude Control Approach of Quadrotors

WANG Zhu-qing<sup>a</sup>, LIU Ning<sup>b</sup>, SHAO Xing-ling<sup>b</sup>, CAO Zhi-bin<sup>b</sup>, YANG Wei<sup>b</sup>  
(North University of China, a. School of Instrument and Electronics; b. School of Computer Science and Engineering, Taiyuan 030051, China)

**Abstract:** Considering the external disturbances and parametric uncertainties existed in the attitude control of quadrotor Unmanned Aerial Vehicles(UAVs), we proposed an attitude control approach based on RISE. In the approach, a model-based feed-forward control term is used to achieve accurate nonlinear compensation, and a robust integral feedback term to compensate the unknown modeling uncertainty. The proposed controller can achieve stable and high-precision attitude control for quadrotors in presence of parametric uncertainties, external disturbances and noises. Lyapunov analysis reveals that the proposed method can guarantee the tracking errors to converge to the origin with asymptotic tracking performance. The effectiveness and robustness of the proposed method are validated through extensive simulations and comparisons.

**Key words:** quadrotor; RISE; attitude control

### 0 引言

四旋翼飞行器由于其快速机动、精准悬停、垂直起降、低成本等优势<sup>[1]</sup>,被广泛应用于自主侦察<sup>[2]</sup>、目标跟踪<sup>[3]</sup>、搜索营救<sup>[4]</sup>等高难度军事和民用任务。然而,其欠驱动、强耦合、非线性等特性<sup>[5]</sup>却使得四旋翼控制系统的设计十分困难。此外,参数不确定性和外部干扰也为四旋翼飞行器控制器设计提出重大挑战<sup>[6]</sup>。

四旋翼飞行器控制主要包括姿态控制和位置控制,位置的改变是由姿态的变化引起的,因此在四旋翼飞行器的控制中,姿态控制最为重要。目前常用的控制方法包括PID控制<sup>[7]</sup>、反步控制(Backstepping)<sup>[8]</sup>、自适应控制(Adaptive)<sup>[9]</sup>、神经网络控制(NN)<sup>[10]</sup>等。其中:PID控制不依赖被控对象的精确模型,被广泛应用于实际的控制器设计,但PID控制响应速度慢、控制精度较低,无法实现四旋翼飞行器复杂的运动控制;Backstepping控制是对多变量强耦合非线性系统行之有效的有效的方法,但这种方法没有针对模型不确定性的处理机制,缺乏对外部干扰的抑制能力;Adaptive控制通过设计参数的自适应律解决了参数不确定性的影响,但对大的外部干扰,例如风干扰,缺乏有效的处理能

收稿日期:2017-12-25 修回日期:2018-12-13

基金项目:山西省高等学校科技创新项目(18002605);山西省应用基础研究项目(201701D221123)

作者简介:王竹晴(1992—),女,陕西渭南人,硕士生,研究方向为智能控制。

力;NN 控制计算量大,无法满足四旋翼飞行器实时控制的要求。

本文针对四旋翼飞行器姿态控制中的参数不确定性及外部干扰影响,设计了一种基于鲁棒误差符号积分(RISE)的姿态控制策略。该控制方法将参数不确定性、外部干扰归入到系统不确定性非线性中<sup>[11]</sup>,通过一个基于模型的前馈控制项实现了对四旋翼非线性系统的精确模型补偿,以及一个鲁棒积分反馈项对不确定性非线性进行有效抑制。设计的控制方法能够在强不确定性、甚至噪声环境下对四旋翼飞行器飞行姿态精确控制,具有渐近稳定性和强鲁棒性。试验对比结果验证了控制方法的有效性。

### 1 四旋翼飞行器非线性姿态运动模型

四旋翼飞行器是一个具有 6 自由度的刚体,其运动模型建立在两个坐标系中,即惯性坐标系  $I = \{O_i, I_x, I_y, I_z\}$  和机体坐标系  $B = \{O_b, B_x, B_y, B_z\}$ ,如图 1 所示。

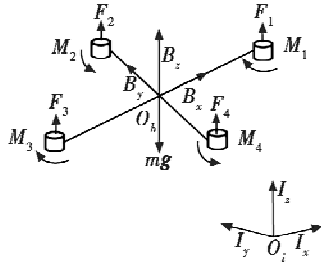


图 1 四旋翼模型及相关坐标系

Fig. 1 Coordinate frames relative to the quadrotor

无人机由 4 个相邻位置旋转方向相反的电机  $M_1, M_2, M_3, M_4$  分别提供动力  $F_1, F_2, F_3, F_4$ ,并由每个电机的动力配比不同生成 1 个上升拉力  $u_l$  和 3 个旋转力矩,即俯仰力矩  $u_\phi$ 、滚转力矩  $u_\theta$ 、偏航力矩  $u_\psi$ ,其中,拉力  $u_l$  由位置回路生成。本文中,设计基于 RISE 的姿态控制器生成平稳的旋转力矩,实现四旋翼无人机精确姿态控制。定义四旋翼姿态为  $\Theta = [\phi, \theta, \psi]^T$ ,其中,  $\phi, \theta, \psi$  分别表示四旋翼俯仰、滚转、偏航角。设飞行器角速度矢量为  $\Omega = [\Omega_\phi, \Omega_\theta, \Omega_\psi]^T, \Omega_\phi, \Omega_\theta, \Omega_\psi$  分别为俯仰、滚转、偏航角速度。根据牛顿-欧拉方程建立四旋翼飞行器姿态运动学和动力学模型如下<sup>[12]</sup>

$$\begin{cases} \dot{\Theta} = \Omega \\ J\dot{\Omega} = -H\Omega + g_1 U + d_\theta(t) \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $J = \text{diag}(J_1, J_2, J_3) \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$  表示飞行器的转动惯量;  $H = \text{diag}(k_\phi, k_\theta, k_\psi)$  为系统阻尼系数矩阵;  $U = [u_\phi, u_\theta, u_\psi]^T$  表示无人机输入的旋转力矩控制量;  $g_1 = \text{diag}(l, l, c) \in \mathbb{R}^{3 \times 3}, l$  表示无人机机臂长度,  $c$  表示力矩常数;  $d_\theta(t) = [d_\phi, d_\theta, d_\psi]^T$  表示四旋翼姿态回路受到的外部干扰。

本文针对式(1)中的四旋翼无人机姿态运动模型设计鲁棒积分控制器,实现四旋翼的精确姿态跟踪。为简化控制器设计,定义

$$\begin{cases} X_1 = \Theta \\ X_2 = \Omega \\ H = \bar{H} + \Delta H \\ f(X_2) = -J^{-1} \bar{H} X_2 \\ g_1 = \bar{g}_1 + \Delta g_1 \\ g_2 = J^{-1} \bar{g}_1 \\ d = J^{-1}(d_\theta(t) - \Delta H X_2 + \Delta g_1 U) \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $X_1, X_2$  分别为四旋翼旋转角度和角速度矢量;  $f(X_2)$  为系统模型已知部分;  $\Delta$  表示参数不确定性;  $\bar{H}, \bar{g}_1$  为对应参数标称值;  $d$  表示集中的不确定性非线性,包含参数不确定性、外部干扰和噪声的影响。通过以上的定义,四旋翼无人机的姿态运动可转换为严格反馈模型,即

$$\begin{cases} \dot{X}_1 = X_2 \\ \dot{X}_2 = f(X_2) + g_2 U + d \end{cases} \quad (3)$$

在这里假设系统不确定性非线性是有界的且它的一阶和二阶微分满足

$$\begin{cases} \|\dot{d}\| \leq \varepsilon_1 \\ \|d\| \leq \varepsilon_2 \end{cases} \quad (4)$$

式中,  $\varepsilon_1, \varepsilon_2$  为未知的正常数。

### 2 控制器设计

姿态控制包含俯仰、滚转、偏航 3 个通道,其控制结构如图 2 所示。

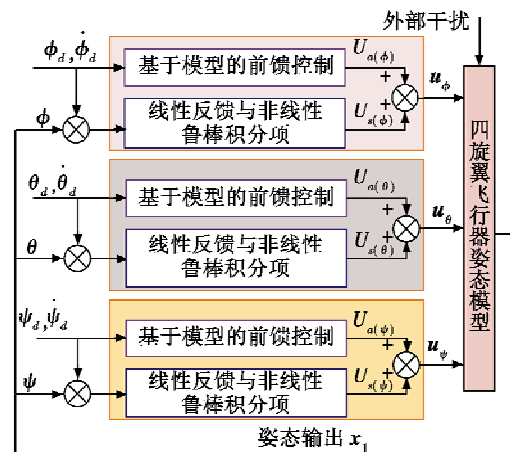


图 2 四旋翼飞行器 RISE 姿态控制器

Fig. 2 RISE based attitude controller

针对每个通道分别建立一个 RISE 控制器来生成四旋翼飞行器姿态控制量  $u_\phi, u_\theta, u_\psi$ 。控制器包括:基于模型的前馈控制项,实现了精确模型补偿,抵消了模

型非线性影响;线性反馈控制项,实现跟踪误差的渐近收敛;误差符号鲁棒积分项,用来抑制不确定性非线性的影响,增强控制器鲁棒性。

设四旋翼飞行器姿态控制期望指令为  $X_{1d} = [\phi_d, \theta_d, \psi_d]^T$ , 控制器设计的目的在于控制为实现四旋翼精确跟踪设计的期望指令。首先,定义如下的跟踪误差与辅助变量

$$\begin{cases} e_1 = X_1 - X_{1d} \\ e_2 = \dot{e}_1 + k_1 e_1 = X_2 - \bar{X}_2 \\ \bar{X}_2 \triangleq \dot{X}_{1d} - k_1 e_1 \\ r = \dot{e}_2 + k_2 e_2 \end{cases} \quad (5)$$

式中:  $e_1$  表示输出的姿态跟踪误差;  $e_2$  表示角速度跟踪误差;  $k_1, k_2$  为正的控制器增益。除此之外,引入一个辅助误差变量  $r$ , 用于随后的控制器设计。由于  $r$  包含力矩采样的微分,不可测量,因此  $r$  不能出现在最终控制律中,引入  $r$  仅是为了辅助控制器设计。由式(5)可得

$$\begin{aligned} r &= \dot{e}_2 + k_2 e_2 = \dot{X}_2 - \dot{\bar{X}}_2 + k_2 e_2 = \\ & f(X_2) + g_2 U + d - \dot{\bar{X}}_2 + k_2 e_2 \end{aligned} \quad (6)$$

基于式(3)的四旋翼严格反馈模型,设计 RISE 控制器为

$$\begin{cases} U = U_a + U_s \\ U_a = g_2^{-1}(-f(X_2) + \dot{\bar{X}}_2) \\ U_s = U_{s1} + U_{s2} \\ U_{s1} = g_2^{-1}(-k_1 e_1) \\ U_{s2} = g_2^{-1}(-k_2 e_2 - k_r e_2) \end{cases} \quad (7)$$

式中:  $k_r$  为正的鲁棒反馈增益;  $U_a$  为模型前馈补偿项,用来抵消模型非线性影响;  $U_{s1}$  为线性反馈控制项,用来实现系统稳定控制;  $U_{s2}$  为非线性鲁棒控制项,用来抑制模型不确定性影响。

将式(7)代入式(6)可得

$$r = -k_r e_2 + U_{s2} + d \quad (8)$$

可以看出,如果系统中不存在模型不确定性,即  $d$ , 则非线性鲁棒项  $U_{s2}$  是不需要的,仅线性反馈项  $U_{s1}$  就能确保系统渐近稳定。显然,这种理想的飞行环境在实际中并不存在,四旋翼飞行器在飞行过程中难免受到各种内部和外部干扰。因此,必须引入非线性鲁棒控制项  $U_{s2}$  来处理模型不确定性的影响。 $U_{s2}$  设计为

$$U_{s2} = -g_2^{-1} \left( \int_0^t k_2 e_2 + \beta \text{sgn}(e_2) d\zeta \right) \quad (9)$$

式中:  $\beta$  为鲁棒增益,  $\beta > 0$ ;  $t$  为积分上限,表示时间;  $\zeta$  为积分变量;  $\text{sgn}(e_2)$  为  $e_2$  的标准符号函数;  $U_{s2}$  的主要特征是关于  $e_2$  的符号函数积分,用来补偿系统中的模型不确定性,通过合理的稳定性分析使系统实现渐近稳定。由以上的设计过程可知:基于 RISE 的姿态控制器中包含的均是可测的信号,辅助的误差符号  $r$  在控

制器中并不需要,因此控制器是可以执行的。为了便于后续稳定性分析,对式(6)求导可得

$$\dot{r} = -k_r r - \beta \text{sgn}(e_2) + \dot{d} \quad (10)$$

### 3 稳定性分析

在系统稳定性分析之前,先给出如下引理。

**引理 1** 定义辅助函数  $L(t)$ , 即

$$L(t) = r^T [\dot{d} - \beta \text{sgn}(e_2)] \quad (11)$$

如果鲁棒增益  $\beta$  满足

$$\beta \geq \varepsilon_1 + \frac{1}{k_2} \varepsilon_2 \quad (12)$$

则辅助函数

$$P(t) = \beta \|e_2(0)\| - e_2(0) \dot{d}(0) - \int_0^t L(\zeta) d\zeta \quad (13)$$

总是正值。

由引理 1 得到辅助函数  $P(t)$  的微分为

$$\dot{P}(t) = -L(t) = -r^T \dot{d} + r^T \beta \text{sgn}(e_2) \quad (14)$$

引理 1 的证明可以查阅文献[13]。

**定理 1** 如果鲁棒增益  $\beta$  满足不等式(12)且控制器增益  $k_1, k_2, k_r$  足够大,使得如下定义的矩阵  $A$  为正定矩阵,则闭环系统中所有信号均有界,并且控制器可获得渐近稳定性,即当  $t \rightarrow \infty$  时,  $e \rightarrow 0$  成立。其中,  $e = [\|e_1\|, \|e_2\|, \|r\|]^T$ 。

$$A = \begin{bmatrix} k_1 & -\frac{1}{2} & \\ -\frac{1}{2} & k_2 & -\frac{1}{2} \\ & -\frac{1}{2} & k_r \end{bmatrix} \quad (15)$$

**稳定性证明** 定义李亚普诺夫函数

$$V = \frac{1}{2} e_1^T e_1 + \frac{1}{2} e_2^T e_2 + \frac{1}{2} r^T r + P(t) \quad (16)$$

对式(16)求微分得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= e_1^T \dot{e}_1 + e_2^T \dot{e}_2 + r^T \dot{r} + \dot{P}(t) = e_1^T (e_2 - k_1 e_1) + \\ & e_2^T (r - k_2 e_2) + r^T (-k_r r - \beta \text{sgn}(e_2) + \dot{d}) = -k_1 e_1^T e_1 - \\ & e_2^T e_2 - k_2 e_2^T e_2 - e_2^T r - k_r r^T r - r^T \beta \text{sgn}(e_2) + r^T \dot{d} = -e^T A e \end{aligned} \quad (17)$$

由于  $A$  为正定矩阵,因此

$$\dot{V} \leq -\lambda_{\min}(A) (\|e_1\|^2 + \|e_2\|^2 + \|r\|^2) \triangleq W \quad (18)$$

式中,  $\lambda_{\min}(A)$  为矩阵  $A$  的最小特征值。因此可得  $W \in L_2, V \in L_\infty, e$  有界,故闭环系统所有信号均有界。由式(18)可知  $W \in L_\infty$ , 由误差动态方程得  $W$  的微分也是有界的,因此  $W$  是一致连续的。由 Barbalat 引理<sup>[14]</sup> 可得,当  $t \rightarrow \infty$  时  $W \rightarrow 0$ , 证明了定理 1, 因此所设计的 RISE 四旋翼无人机姿态控制器是收敛的,系统是渐近

稳定的。

### 4 试验验证

为验证所设计的四旋翼飞行器 RISE 控制器性能,在 Matlab/Simulink 环境下搭建系统仿真模型。系统物理参数如表 1 所示,仿真步长设置为 0.02 s。

表 1 系统物理参数

Table 1 Physical parameters of the quadrotor

定义	值
阻尼系数 $H$ / ( $N \cdot ms^2$ )	$H = \text{diag}(k_\phi, k_\theta, k_\psi) = \text{diag}(0.012, 0.012, 0.012)$
转动惯量 $J$ / ( $kg \cdot m^2$ )	$J = \text{diag}(J_1, J_2, J_3) = \text{diag}(0.16, 0.16, 0.32)$
四旋翼机臂 长度 $l/m$	0.4
力矩参数 $c$	0.05

除此之外,系统外部干扰和参数不确定性被设置为:  
 $\Delta k_\phi = 0.2k_\phi, \Delta k_\theta = 0.2k_\theta, \Delta k_\psi = 0.2k_\psi, d_\phi = 0.1 \sin(0.5t),$   
 $d_\theta = 0.1 \cos(0.5t), \Delta l = 0.1l, \Delta c = 0.1c, d_\psi = 0.1 \cos(0.5t) \cdot \sin(0.5t)$ 。仿真中,RISE 控制器参数选择为: $k_1 = 30, k_2 = 10, k_r = 5, \beta = 0.01$ 。为说明控制器优越性,选择了 PID 控制器中的 PD 控制器与 Backstepping 控制器进行对比试验。首先以俯仰通道为例,在参数不确定性和外部干扰并存的条件下,验证 RISE 控制器阶跃响应性能。图 3 为 3 种控制器的阶跃响应结果,图 4 为阶跃响应放大图。

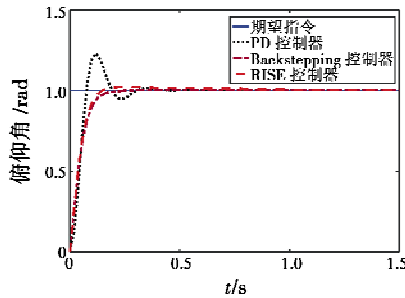


图 3 阶跃响应仿真结果

Fig. 3 Simulation result for step response

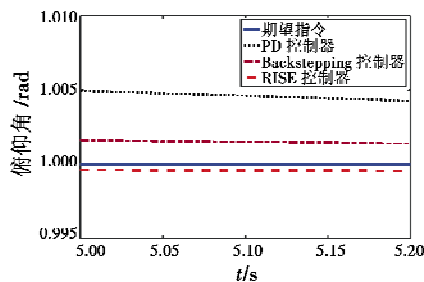


图 4 阶跃响应放大

Fig. 4 Enlargement of simulation result for step response

通过设计一个模型前馈补偿和一个鲁棒符号误差积分项,提出的 RISE 控制器能够抵消四旋翼模型非线性

性影响,同时抑制系统模型不确定性。因此,相比于 PD 控制器和 Backstepping 控制器,RISE 控制器拥有更高的稳态精度。

然后,在同样的试验环境下,选择正弦指令对系统动态特性进行验证。图 5 为控制器正弦响应结果,图 6 为正弦响应放大后的结果。从图中可以看到,RISE 控制器具有更小的动态跟踪误差。

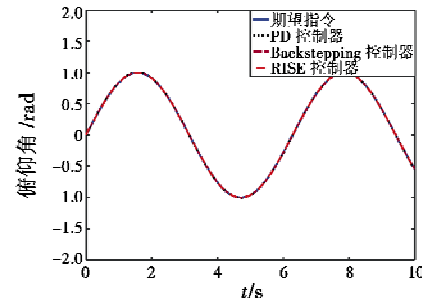


图 5 正弦响应仿真结果

Fig. 5 Simulation result of sinusoidal response

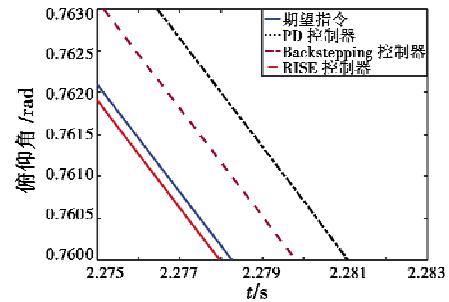


图 6 正弦响应放大

Fig. 6 Enlargement of simulation result for sinusoidal response

为进一步说明 RISE 控制器的动态跟踪性能,对跟踪误差进行了对比,图 7 所示为控制器跟踪误差曲线。

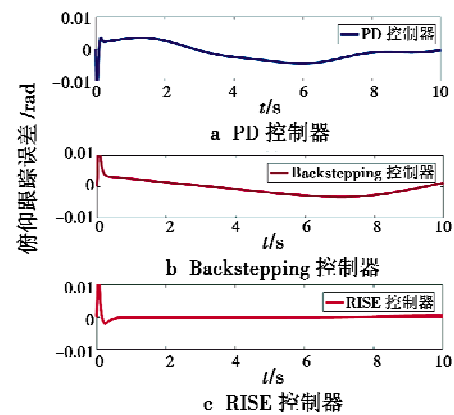


图 7 3 种控制器下俯仰通道角度跟踪误差

Fig. 7 Tracking error of roll angle of three controllers

图 7 显示了 RISE 控制器相对于其他控制器有更强的姿态跟踪性能和更加平稳的调节过程。为量化控制器跟踪性能,表 2 给出动态响应下四旋翼姿态跟踪

误差极值、平均值、标准差作为性能衡量指标来反映控制器姿态跟踪性能。

表2 控制器姿态跟踪误差相关指标

Table 2 Indexes of the attitude tracking error rad

控制器	极值	平均值	标准差
RISE	0.00034	$7 \times 10^{-5}$	0.00016
Backstepping	0.00031	0.0021	0.00120
PD	0.00110	0.0023	0.00150

由表2可得,RISE控制器跟踪误差平均值比Backstepping控制器和PD控制器提高了100倍,比标准差提高约10倍,充分证明了RISE控制姿态算法的优越性。

图8所示为RISE四旋翼无人机姿态控制器俯仰、滚转、偏航通道正弦指令跟踪曲线,显示了RISE控制器良好的姿态控制性能。

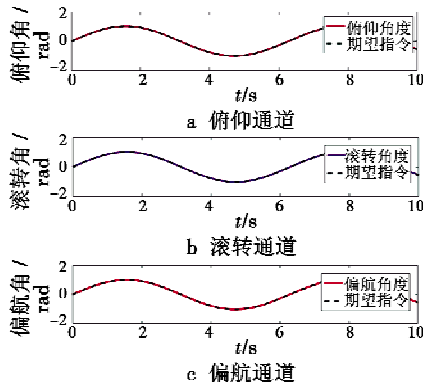


图8 四旋翼姿态跟踪

Fig. 8 Attitude tracking of the quadrotor

图9所示为无人机电矩输入,控制无人机俯仰、滚转、偏航通道姿态更新。可以看出,尽管存在较大的参数不确定性和外部干扰,四旋翼飞行器仍能实现稳定的姿态跟踪与控制输入,验证了所设计的控制器的强鲁棒性与稳定性。

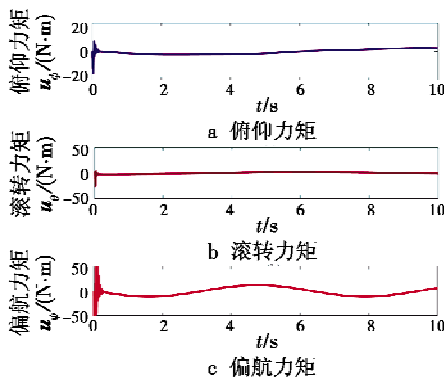


图9 四旋翼控制力矩

Fig. 9 The control inputs for the quadrotor

除了强抗干扰性能,本文所设计的RISE姿态控制器对噪声也有较强的抑制能力,图10所示为噪声环境(方差为0.02 rad的高斯白噪声)下四旋翼姿态跟踪曲线,可以看出,控制器仍能实现稳定的姿态跟踪,反映了RISE姿态控制器对噪声的有效抑制能力。

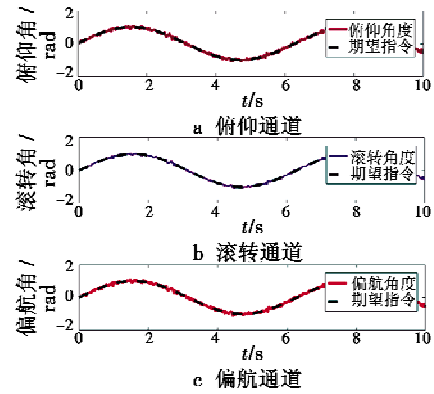


图10 噪声环境下四旋翼姿态跟踪

Fig. 10 Attitude tracking of the quadrotor with noises

### 5 结束语

本文针对四旋翼飞行器姿态运动的强耦合、非线性特性,提出了一种基于RISE的姿态控制方法。该方法采用一个模型前馈补偿项抵消模型非线性影响,以及一个符号误差积分反馈控制项抑制系统模型不确定性,具有稳定的渐近收敛性能和较强的鲁棒性。此外,大量的试验表明该方法能够在参数不确定性、外部干扰、噪声环境下保证系统稳定、精确跟踪期望的姿态指令,实现了预期的控制效果。

### 参考文献

- [1] 岳基隆,张庆杰,朱华勇. 微小型四旋翼无人机研究进展及关键技术浅析[J]. 电光与控制,2010,17(10):46-52.
- [2] SA I, HRABAR S, CORKE P. Inspection of pole-like structures using a vision controlled VTOL UAV and shared autonomy[C]//IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), IEEE, 2014: 4819-4826.
- [3] 刘锦涛,高丽,吴文海,等. 一种全局稳定的四旋翼无人机移动目标跟踪控制[J]. 电光与控制,2017,24(7):52-56,61.
- [4] TOMIC T, SCHMID K, LUTZ P, et al. Towards a fully autonomous UAV: research platform for indoor and outdoor urban search and rescue [J]. IEEE Robotics & Automation Magazine, 2012, 19(3):46-56.

(下转第113页)

- [9] 秦晓康, 徐惠民. 嵌入式设备 NAND Flash 存储系统的设计与实现[J]. 计算机工程与设计, 2010, 31(3): 514-517.
- [10] 翟正军, 宋霄罡. 机载数据加卸载卡的设计与实现[J]. 测控技术, 2010, 29(9): 96-98, 102.
- [11] 吴洪成, 潘琪. 高可靠固态存储模块的实现与应用[J]. 计算机时代, 2015(9): 14-16.
- [12] PARK C, TALAWAR P, WON D, et al. A high performance controller for NAND Flash-based solidstate disk (NSSD) [J]. Non-Volatile Semiconductor Memory Workshop, 2006(7): 17-20.
- [13] 晏敏, 龙小奇, 章兢, 等. 开放式大容量 NAND Flash 数据存储系统设计与实现[J]. 微电子学与计算机, 2009, 26(11): 13-16.
- [14] 彭卓文, 杨新民, 王胜红. 基于 FPGA 控制的高速大容量 NAND FLASH 存储模块设计[J]. 电子设计工程, 2017, 25(7): 111-114, 118.
- [15] BREEUWSMA M, DE JONGH M, KLAVER C, et al. Forensic data recovery from Flash memory [J]. Small Scale Digital Device Forensics Journal, 2007, 1(1): 1-17.
- [16] 郑光, 苏锦海, 孙万忠. 闪存数据应急销毁算法的研究与设计[J]. 计算机应用与软件, 2013, 30(9): 305-308.
- [17] 王强, 吴海容, 陈晓晨. 基于故障物理的航空电子设备高可靠性评估[J]. 航天器环境工程, 2016, 33(2): 216-219.

(上接第 96 页)

- [5] 陈增强, 李毅, 孙明玮, 等. 四旋翼无人飞行器 ADRC-GPC 控制 [J]. 哈尔滨工业大学学报, 2016, 48(9): 176-180, 188.
- [6] 何勇灵, 陈彦民, 周岷峰. 四旋翼飞行器在风场扰动下的建模与控制 [J]. 中国惯性技术学报, 2013, 21(5): 624-630.
- [7] 张天毅, 赵庆展, 刘伟. 四旋翼飞行器悬停模式 ITAE 最优 PID 控制 [J]. 电光与控制, 2016, 23(8): 48-52.
- [8] 甄红涛, 齐晓慧, 夏明旗, 等. 四旋翼无人机块控反步姿态控制器设计 [J]. 电光与控制, 2013, 20(10): 87-91, 101.
- [9] ISLAM S, LIU P X, EL SADDIK A. Nonlinear adaptive control for quadrotor flying vehicle [J]. Nonlinear Dynamics, 2014, 78(1): 117-133.
- [10] 韩业壮, 华容. 四旋翼飞行器的 RBF 网络自适应滑模控制 [J]. 电光与控制, 2017, 24(11): 22-27.
- [11] 岳欣, 姚建勇. 基于自适应的电液负载模拟器积分鲁棒控制 [J]. 液压与气动, 2016(12): 25-30.
- [12] WANG X H, SHIRINZADEH B. Nonlinear augmented observer design and application to quadrotor aircraft [J]. Nonlinear Dynamics, 2015, 80(3): 1463-1481.
- [13] XIAN B, DAWSON D, DE QUEIRO Z M, et al. A continuous asymptotic tracking control strategy for uncertain nonlinear systems [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2004, 49(7): 1206-1211.
- [14] KRSTIC M, KANELAKOPOULOS I, KOKOTOVIC P V. Nonlinear and adaptive control design [M]. New York: Wiley-Interscience, 1995.

(上接第 108 页)

- [8] 刘清. 基于自抗扰控制器的永磁同步电机伺服系统控制策略的研究及实现 [D]. 天津: 天津大学, 2011.
- [9] 郑春艳, 张红刚, 冯兴伟, 等. 机载光电稳定平台自抗扰控制研究 [J]. 电光与控制, 2017, 24(2): 51-54.
- [10] 邝平, 李军, 雷阳, 等. 高精度稳定平台伺服系统的自抗扰控制 [J]. 工业仪表与自动化装置, 2016(1): 14-18.
- [11] LI J, REN H P, ZHONG Y R. Robust speed control of induction motor drives using first-order auto-disturbance rejection controllers [J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2015, 51(1): 712-720.
- [12] ZHENG Q, DONG L L, LEE D H, et al. Active disturbance rejection control for MEMS gyroscopes [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2009, 17(6): 1432-1438.
- [13] WU D, CHEN K. Design and analysis of precision active disturbance rejection control for noncircular turning process [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2009, 56(7): 2746-2753.