

引用格式:刘笑,张艳辉,冯伟,等. 基于双环滑模变结构的扑翼姿态控制[J]. 微电子学与计算机,2019,36(12):58-63. [LIU X,ZHANG Y H, FENG W,et al. Attitude control of flapping-wing aircraft based on double-loop sliding mode[J]. Micro-electronics & Computer,2019,36(12):58-63.]

基于双环滑模变结构的扑翼姿态控制

刘 笑^{1,2},张艳辉²,冯 伟²,范科峰¹,莫 玮¹

(1 桂林电子科技大学 电子工程与自动化学院,广西 桂林 541004;

2 中国科学院 深圳先进研究院,广东 深圳 518055)

摘 要: 概括针对扑翼飞行器这类模型不精确的非线性系统,提出了一种能实现扑翼飞行器的姿态控制方法. 由于外部复杂环境带来的各种干扰和模型不确定性,基于滑模变结构控制实现了一种双环跟踪调节的姿态控制,其中还引入了李雅普诺夫函数. 在扑翼状态下,顺利达成俯仰、偏航、滚转等目标姿态,并通过内外环设计克服了传统滑模控制的开关函数引起的抖振问题. MATLAB 仿真结果表明该控制方式能迅速减小欧拉角偏差,改善动态响应特性、具有良好的鲁棒性且提高了姿态调整的精确性.

关键词: 扑翼飞行器; 滑模变结构; 姿态控制

中图分类号: TP242. 6

文献标识码: A

文章编号: 1000—7180(2019)12—0058—06

Attitude control of flapping-wing aircraft based on double-loop sliding mode

LIU Xiao^{1,2},ZHANG Yan-hui²,FENG Wei²,FAN Ke-feng¹,Mo Wei¹

(1 School of Electronic Engineering and Automation,Guilin University of Electronic Technology, Guilin 541004, China;

2 Shenzhen Institutes of Advanced Technology,Chinese Academy of Sciences, Shenzhen 518055,China)

Abstract: Aiming at the imprecise nonlinear systems such as flapping-wing aircraft, a method of attitude control for flapping-wing aircraft is proposed. Due to the disturbance caused by the complex environment and the uncertainty of the system, a dual loop tracking and adjusting attitude control based on sliding mode variable structure control is implemented, in which Lyapunov function is also introduced. In the flapping wing state, the goal posture such as pitch, yaw, roll and so on is achieved smoothly. The buffeting problem caused by the switching function of the traditional sliding mode control is overcome by the inner and outer loop design. The MATLAB simulation results show that the control method can rapidly reduce the Euler angle deviation and improve the dynamic response characteristics. It has good robustness and improves the accuracy of attitude adjustment.

Key words: flapping wing aircraft; sliding mode; attitude control

1 引言

扑翼飞行器是一种新型飞行器. 扑翼飞行是无
人机中最为灵活的飞行方式. 历经长久的自然选择,

现今存在于自然界鸟类和昆虫的飞行基本均为扑翼
飞行,说明了扑翼飞行具有的优势. 飞行生物通过反
复地拍打翅膀以克服阻力和重力,除此之外,大部分
扑翼生物改变或稳定姿态只使用翅翼攻角,而不依

收稿日期: 2019—04—01; 修回日期: 2019—05—14

基金项目: 广东省自然科学基金(2016A030313177); 广东省前沿与关键科技创新(2017B090910013); 深圳市知识创新技术基
础研究项目(JCYJ20170818153048647)

靠尾翼。滑模变结构控制能很好适用于四轴飞行器、航天器和卫星等不确定的非线性系统,且能很好的抑制扰动,得到理想性能。但在逻辑切换的过程中会引起抖振现象,造成系统的不稳定和能量消耗。为了既使飞行器维持在滑模面上,又能消除抖振的影响,本文进行了内外双闭环的设计,实现扑翼飞行器在悬停状态下的姿态控制。

2 飞行器建模

2.1 扑翼飞行器的运动

扑翼飞行器是依靠改变翅翼的扑动频率、拍打角、扭转角和摆动角等,由空气动力学所产生的力和力矩作用于机体,使得飞行器的速度、位置和飞行姿态发生改变,可实现悬停、起飞和倒飞等动作,具有旋翼和固定翼飞行器的优势^[1]。

2.2 坐标系定义与转换

建立扑翼飞行器的基本坐标系:惯性坐标系、机体坐标系等。其中惯性坐标系是以地球为参照物的坐标系,标注为 $oXYZ$,正北为 X 轴在水平面上的正方向,正东为 Y 轴在水平面上的正方向, Z 轴垂直于水平面,向上方向为正,惯性坐标系如图1的右下角所示,对于扑翼飞行器的位置和姿态描述十分方便。

机体坐标系 $oxyz$ 的原点 o 为飞行器的质心,以飞行器自身为参照物, x 轴正方向为沿头部方向,指向前方。 z 轴与机体水平面垂直,指向飞行器上方为正。 y 轴与 xz 平面垂直,遵循右手法则。机体坐标系如图1所示。机体坐标系为动坐标系,当飞行器姿态变化时,它也随之变化,其相对于惯性坐标系的欧拉角,是整体的姿态角^[2],既可以描述与惯性坐标系之间的关系,也用于描述飞行器的姿态变化。

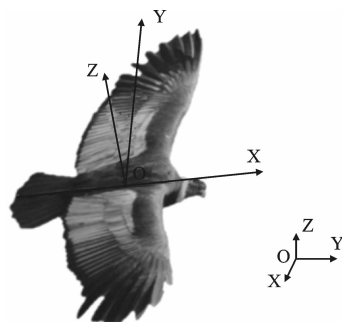


图1 扑翼飞行器的坐标系示意图

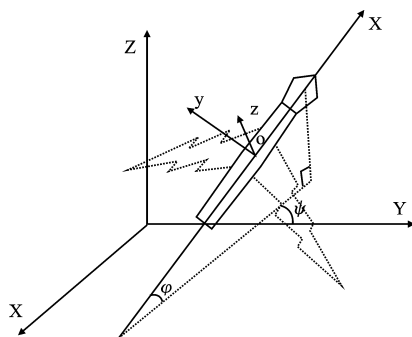


图2 扑翼飞行器的坐标系角度示意图

偏航角 Ψ :扑翼飞行器的机身轴 x 在水平面 OXY 上的投影与轴 X 之间的夹角为偏航角,机身轴 x 向右偏离,则为正值。俯仰角 φ :扑翼飞行器的机身轴 x 与水平面 OXY 之间的夹角为俯仰角,机身轴 x 向上偏离,则为正值。滚转角 γ :扑翼飞行器的机体坐标系的 oxy 面与水平面 oXY 之间的夹角为滚转角,顺时针转动,则为正值。

扑翼飞行器在惯性坐标系中的姿态可以由欧拉角即偏航角、俯仰角、滚转角表示,机体坐标系可以通过转动和平移与惯性坐标系重合,根据欧拉旋转定理可以求得惯性坐标系和机体坐标系的转换如式(1)所示。

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} &= L(\gamma)L(\varphi)L(\Psi) \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = L(\gamma \quad \varphi \quad \Psi) \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\varphi & \sin\varphi & 0 \\ -\sin\varphi & \cos\varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\Psi & 0 & -\sin\Psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\Psi & 0 & \cos\Psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} \cos\varphi\cos\Psi & \sin\varphi & -\cos\varphi\sin\Psi \\ -\sin\varphi\cos\Psi\cos\gamma + \sin\Psi\sin\gamma & \cos\varphi\cos\gamma & \sin\varphi\sin\Psi\cos\gamma + \cos\Psi\sin\gamma \\ \sin\varphi\cos\Psi\sin\gamma + \sin\Psi\cos\gamma & -\cos\varphi\sin\gamma & \sin\varphi\sin\Psi\sin\gamma + \cos\Psi\cos\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (1)
 \end{aligned}$$

式中,

$$L(\gamma \quad \varphi \quad \Psi) = \begin{bmatrix} \cos\varphi\cos\Psi & \sin\varphi & -\cos\varphi\sin\Psi \\ -\sin\varphi\cos\Psi\cos\gamma + \sin\Psi\sin\gamma & \cos\varphi\cos\gamma & \sin\varphi\sin\Psi\cos\gamma + \cos\Psi\sin\gamma \\ \sin\varphi\cos\Psi\sin\gamma + \sin\Psi\cos\gamma & -\cos\varphi\sin\gamma & \sin\varphi\sin\Psi\sin\gamma + \cos\Psi\cos\gamma \end{bmatrix}$$

为惯性坐标系到机体坐标系的转换矩阵。

3 运动学及动力学建模

假设扑翼飞行器处于悬停状态,不考虑上升下降或前进后退的运动,且由坐标系可知, o 为飞行器的质心, $oxyz$ 为飞行器的机体坐标系, $oXYZ$ 为飞行器的惯性坐标系. 飞行器在机体坐标系中绕质心旋转时的姿态角速度动力学方程由下式决定:

$$\dot{\mathbf{J}}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{F}_M - \boldsymbol{\Omega}\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} - mg + d \quad (2)$$

式中, $\mathbf{J} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为飞行器在机体坐标系绕质心旋转的转动惯量矩阵; $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T$ 为绕自身 $oxyz$ 机体坐标系的角速度; $\mathbf{F}_M = [F_x \quad F_y \quad F_z]^T$ 为定义在机体坐标系 $oxyz$ 中的动力矩,用以克服重力和提供扑翼飞行器的转动力矩,由翅翼不断拍打空气产生; $d = [d_x \quad d_y \quad d_z]^T$ 为飞行器模型的不确定项和外部干扰项。

矩阵 $\mathbf{J}$ 、 $\boldsymbol{\Omega}$ 可定义为:

$$\mathbf{J} = \begin{Bmatrix} J_{xx} & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{yx} & J_{yy} & -J_{yz} \\ -J_{zx} & -J_{zy} & J_{zz} \end{Bmatrix}, \quad \boldsymbol{\Omega} = \begin{Bmatrix} 0 & -\omega_z & -\omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{Bmatrix} \quad (3)$$

扑翼飞行器的姿态通过先俯仰、再偏航、最后滚转的次序绕质心旋转时,其姿态动力学方程如下:

$$\dot{\boldsymbol{\theta}} = \mathbf{R}(\boldsymbol{\theta})\boldsymbol{\omega} \quad (4)$$

式中, $\boldsymbol{\theta} = [\gamma \quad \Psi \quad \varphi]^T$ 为飞行器的欧拉角; γ 为滚转角; Ψ 为偏航角; φ 为俯仰角。

$\mathbf{R}(\boldsymbol{\theta})$ 矩阵由下式确定:

$$\mathbf{R}(\boldsymbol{\theta}) = \begin{bmatrix} 1 & \tan\Psi\sin\gamma & \tan\Psi\cos\gamma \\ 0 & \cos\gamma & -\sin\gamma \\ 0 & \frac{\sin\gamma}{\cos\Psi} & \frac{\cos\gamma}{\cos\Psi} \end{bmatrix} \quad (5)$$

设目标姿态角为 $\boldsymbol{\theta}_c = [\gamma_c \quad \Psi_c \quad \varphi_c]^T$, 所以扑翼飞行器的姿态动力学方程为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{J}}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{F}_M - \boldsymbol{\Omega}\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} - mg + d \\ \dot{\boldsymbol{\theta}} = \mathbf{R}(\boldsymbol{\theta})\boldsymbol{\omega} \\ y = \boldsymbol{\theta} \end{cases} \quad (6)$$

然后有

$$\ddot{\boldsymbol{\theta}} = \dot{\mathbf{R}}(\boldsymbol{\theta})\boldsymbol{\omega} + \mathbf{R}(\boldsymbol{\theta})\dot{\boldsymbol{\omega}} \quad (7)$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{R}^{-1}(\boldsymbol{\theta})(\ddot{\boldsymbol{\theta}} - \dot{\mathbf{R}}(\boldsymbol{\theta})\boldsymbol{\omega}) \quad (8)$$

由式(2) 和式(8) 可得:

$$\mathbf{J}\mathbf{R}^{-1}(\boldsymbol{\theta})(\ddot{\boldsymbol{\theta}} - \dot{\mathbf{R}}(\boldsymbol{\theta})\boldsymbol{\omega}) = \mathbf{F}_M - \boldsymbol{\Omega}\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} - mg + d \quad (9)$$

$$\text{即 } \ddot{\boldsymbol{\theta}} = \dot{\mathbf{R}}(\boldsymbol{\theta})\boldsymbol{\omega} + \mathbf{J}^{-1}\mathbf{R}(\boldsymbol{\theta})(\mathbf{F}_M - \boldsymbol{\Omega}\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} - mg + d) \quad (10)$$

因此,可通过设计旋转动力矩 $\mathbf{F}_M$, 改变姿态角 $\boldsymbol{\theta}$ 。

4 姿态控制律设计

在飞行过程中,扑翼飞行器的不同运动姿态的实现,需要对其所建的运动学模型和动力学模型应用合适的控制方法. 目前较普遍的控制算法有模糊控制、神经网络控制、滑模变结构控制、鲁棒控制和遗传算法控制等. 但由于扑翼飞行器是一个具有非线性、强耦合、多输入多输出的复杂非线性系统,所以采用了擅于处理扰动和非线性不精确建模的滑模变结构控制方法^[3]。

4.1 传统滑模控制律的设计

设姿态角指令偏差为 $\theta_e = \theta_c - \theta$, 并设滑模面为:

$$s = \mathbf{c}_1\boldsymbol{\theta}_e + \dot{\boldsymbol{\theta}}_e \quad (11)$$

上式中 $\mathbf{c}_1 = \text{diag}\{c_{11} \quad c_{12} \quad c_{13}\} > 0$ 为增益矩阵. 则有

$$\dot{s} = \mathbf{c}_1\dot{\boldsymbol{\theta}}_e + \ddot{\boldsymbol{\theta}}_e = \mathbf{c}_1\dot{\boldsymbol{\theta}}_e + \ddot{\boldsymbol{\theta}}_e - \ddot{\boldsymbol{\theta}} \quad (12)$$

从而由式(7) 和式(2) 可得:

$$\dot{s} = \mathbf{c}_1\dot{\boldsymbol{\theta}}_e + \ddot{\boldsymbol{\theta}}_e - (\dot{\mathbf{R}}(\boldsymbol{\theta})\boldsymbol{\omega} + \mathbf{J}^{-1}\mathbf{R}(\boldsymbol{\theta})(\mathbf{F}_M - \boldsymbol{\Omega}\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} - mg + d)) \quad (13)$$

利用式(12)、式(9) 和 d 的上界可设计控制律为:

$$\mathbf{F}_M = \mathbf{J}\mathbf{R}^{-1}(\boldsymbol{\theta})(\mathbf{c}_1\dot{\boldsymbol{\theta}}_e + \ddot{\boldsymbol{\theta}}_e - \dot{\mathbf{R}}(\boldsymbol{\theta})\boldsymbol{\omega} + \text{sgn}(s)D) + \boldsymbol{\Omega}\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + mg \quad (14)$$

将控制律(14) 代入 $\dot{s}$ 式中,得

$$\dot{s} = -\text{sgn}(s)D - \mathbf{J}^{-1}\mathbf{R}(\boldsymbol{\theta})d \quad (15)$$

取 $\|\mathbf{J}^{-1}\mathbf{R}(\boldsymbol{\theta})d\| \leq D$, 则

$$s^T \dot{s} = -\|s^T\| D - s^T J^{-1} R(\theta) d \leq 0 \quad (16)$$

为更好地消除扰动,通过基于积分滑模的双环滑模控制方法,使用内环控制来减小扰动,通过外环来检测姿态误差。

4.2 双环滑模控制律设计

扑翼飞行器采用内外环滑模控制的方式对自身姿态进行改变和调整。外环滑模控制律实现姿态欧拉角 θ 的反馈调节,内环滑模控制律减小扰动,实现转动角速度 ω 的反馈调节^[4]。在输入为目标姿态角 θ_c 时,外环控制器产生目标角速度指令 ω_c ,并传递给内环系统,内环则通过内环滑模控制律去实时反馈跟踪调节,以实现角速度指令 ω_c ,从而实现目标姿态欧拉角 θ_c 。当时欧拉角 θ 没有达到指定的目标欧拉角 θ_c 即目标姿态时,外环控制器的输入为将要调整的欧拉角 $\theta_e = \theta_c - \theta$,从而输出新的姿态角速度指令 ω_c 给内环控制器,内环控制器再对飞行器的实时角速度 ω 进行控制调节,监控误差 ω_e 、消除扰动和达成目标 ω_c 。此双环滑模控制系统的切换函数采用积分滑模来设计,整个系统原理框图如图3所示,所设计的控制律分为内环和外环,其中内环为角速度环,外环为姿态环。

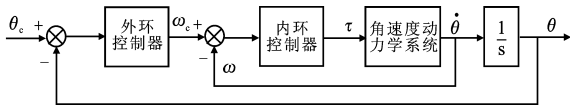


图3 双环滑模变结构控制的设计

4.2.1 外环滑模控制设计

外环滑模控制的主要目的是设定合适的姿态角速度指令 ω_c ,令 ω_c 为外环控制的虚拟目标输入,实现姿态角的跟随。外环滑模面可设为:

$$s_w = \theta_e + \mathbf{K}_1 \int_0^t \theta_e dt, \quad s_w \in R^{3 \times 3} \quad (17)$$

式中, $\mathbf{K}_1$ 是增益矩阵,值为 $\mathbf{K}_1 = \text{diag}\{k_{11} \ k_{12} \ k_{13}\} > 0$ 应选择合适值,从而使误差趋于稳定。采用滑模面式(17)时, $\dot{\theta}$ 的不出现导致无法得到控制输入实际值 F_M ,但内环滑模函数的设计能解决此问题。

姿态角速度 ω 的目标指令为 ω_c , $\omega_e = \omega_c - \omega$ 中的 ω_e 为 ω_c 与 ω 之间的误差,在式(4)中,有 $\dot{\theta} = \mathbf{R}(\theta)(\omega_c - (\omega_c - \omega)) = \mathbf{R}(\theta)\omega_c - \mathbf{R}(\theta)\omega_e$,其中依靠设计内环控制,不断的循环微调,从而最终消除误差^[5],如图6所示。则由式(17)得

$$\dot{s}_w = \dot{\theta}_e + \mathbf{K}_1 \theta_e = \dot{\theta}_c - \dot{\theta} + \mathbf{K}_1 \theta_e = \dot{\theta}_c - \mathbf{R}(\theta)\omega_c + \mathbf{K}_1 \theta_e \quad (18)$$

由内环滑模可知设计中需要对 ω_e 求导,故应将 ω_e 设计成可导函数。设计外环虚拟控制为:

$$\omega_c = \mathbf{R}^{-1}(\theta)(\dot{\theta}_c + \mathbf{K}_1 \theta_e) + \mathbf{R}^{-1}(\theta)\rho_1 s_w \quad (19)$$

式中 $\rho_1 > 0$

根据以下李雅普诺夫函数:

$$V_1 = \frac{1}{2} s_w^T s_w$$

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= s_w^T \dot{s}_w = s_w^T (\dot{\theta}_c - \mathbf{R}(\theta)\omega_c + \mathbf{K}_1 \theta_e) = \\ &= s_w^T \{\dot{\theta}_c - \mathbf{R}(\theta)[\mathbf{R}^{-1}(\theta)(\dot{\theta}_c + \mathbf{K}_1 \theta_e) + \mathbf{R}^{-1}(\theta)\rho_1 s_w] + \\ &\quad \mathbf{R}(\theta)\omega_c + \mathbf{K}_1 \theta_e\} = -\rho_1 \|s_w\|^2 + s_w^T \mathbf{R}(\theta)\omega_e \end{aligned} \quad (20)$$

由上式可见,为使 $\dot{V}_1 \leq 0$,则误差 ω_e 需尽量小,为此建立了反馈迅速,响应及时的内环模块。

4.2.2 内环滑模控制设计

如图3所示,在达到目标姿态的过程中,若当前飞行器姿态与目标姿态存在偏差,则需要继续调整,由需调整而产生新目标角速度,为实现目标角速度与实际角速度同步 $\omega_c \rightarrow \omega$,设计内环滑模控制律 F_M ,使飞行器姿态逐渐接近目标姿态。调整过程中,更新的目标角速度也逐渐减小直至趋于0,即 $\omega_c \rightarrow \omega \rightarrow 0$ 。同样,利用积分滑模面公式,得出内环滑模函数^[6],即

$$s_n = \omega_e + \mathbf{k}_2 \int_0^t \omega_e dt \quad (21)$$

式中, $\mathbf{k}_2 = \text{diag}\{k_{21} \ k_{22} \ k_{23}\}$ 同样为增益矩阵。

根据式(6)和式(21)可得:

$$\begin{aligned} \dot{s}_n &= \dot{\omega}_e + \mathbf{k}_2 \omega_e = \dot{\omega}_c + \mathbf{J}^{-1}(\Omega \mathbf{J} \omega - F_M + mg - d) \\ &\quad + \mathbf{k}_2 \omega_e \end{aligned} \quad (22)$$

内环滑模控制律可设为:

$$F_M = \Omega \mathbf{J} \omega + \rho_2 \text{SIGN}(s_n) + \mathbf{J}(\dot{\omega}_c + \mathbf{k}_2 \omega_e) + k s_n \quad (23)$$

$$\text{式中 } \rho_2 > \max |d_i|, \mathbf{k} = \begin{bmatrix} k & 0 \\ 0 & k \end{bmatrix} > 0.$$

$$\text{从而 } \dot{s}_n = -\mathbf{J}^{-1}(\rho_2 \text{SIGN}(s_n) + k s_n + d)$$

根据以下李雅普诺夫函数:

$$V_2 = \frac{1}{2} s_n^T \mathbf{J} s_n$$

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= s_n^T \dot{s}_n = -\rho_2 \sum_{i=1}^3 |s_{ni}| - s_n^T d - \mathbf{k} \|s_n\|^2 \\ &\leq -\mathbf{k} \|s_n\|^2 \end{aligned} \quad (24)$$

$$\text{令 } \mathbf{J}_{\max} = \max \mathbf{J}, \mathbf{k} \geq \frac{1}{2} \mathbf{J}_{\max}, \text{可得 } \mathbf{k} \|s_n\|^2 \geq$$

$$\frac{1}{2} s_n^T \mathbf{J} s_n, \text{从而 } -\mathbf{k} \|s_n\| \leq -\frac{1}{2} s_n^T \mathbf{J} s_n = -V_2, \text{即}$$

$\dot{V}_2 \leq -V_2$, 从而 $V_2 \leq e^{-t}$,

当 $t \rightarrow \infty$ 时, V_2 指数收敛.

由于内环的姿态角速度误差会降低外环的姿态角的精准度, 不利于整个闭环系统的稳定, 所以使内环的收敛速度和响应速度要比外环更快, 及时提供所达成准确的角速度. 在此基础上, 外环姿态角的实现过程才能更稳定和精确. 最后取 $K_2 \geq K_1$, 当 k 值取很大时, 可以很快消除误差 ω_e , 保证 $\dot{V}_1 \leq 0$ 成立, 且外环收敛速度小于内环收敛速度.

5 仿真与验证

针对扑翼飞行器的姿态动力学模型式(6)建立 MATLAB 的仿真模型^[8], 如图 4 所示, 模拟整个扑翼飞行器调整位姿以达到目标姿态的过程. 其中 S 函数模块“Target-angle”为目标姿态欧拉角 θ_c 的输入, 模块“outer-race”为外环控制律 S 函数, 模块“inner-race”为内环控制律 S 函数, “w-dynamics”为角速度动力学系统的 S 函数模块, “Real-angle”为实时姿态欧拉角的 S 函数模块, 实现了图 3 所示系统结构.

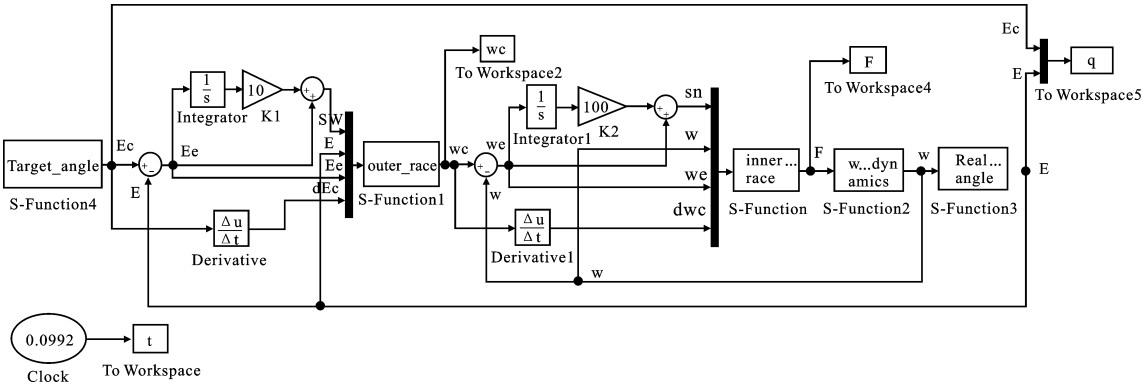


图 4 Simulink 仿真框图

为验证双闭环滑模变结构控制对扑翼飞行器的姿态控制效果, 设飞行器的转动惯量为 $J_{xx} = 79$, $J_{yy} = 76$, $J_{zz} = 102$, $J_{xy} = J_{yz} = J_{zx} = 0$, 不考虑建模不确定性, 干扰力矩为 $d = [\sin t \quad \cos t \quad \sin(2t)]^T$, 初始角 $\theta = [\gamma \quad \Psi \quad \varphi]^T$ 和初始角速度 $\omega = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T$ 均为 0, 角度跟踪指令设定成 $\theta_c = [\cos t \quad \cos t \quad \cos t]^T$, 取

$$J = \begin{bmatrix} 79 & 0 & 0 \\ 0 & 76 & 0 \\ 0 & 0 & 102 \end{bmatrix}, \text{取虚拟外环控制律式}$$

(19) 和内环控制律式(23), 外环控制的参数设定为 $\rho_1 = 7$

$$K_1 = \begin{bmatrix} 0.5 & 0 & 0 \\ 0 & 0.5 & 0 \\ 0 & 0 & 0.5 \end{bmatrix}, \text{内环控制参数设定为}$$

$$K_2 = \begin{bmatrix} 10 & 0 & 0 \\ 0 & 10 & 0 \\ 0 & 0 & 10 \end{bmatrix},$$

$$\rho_2 = 4, k = \begin{bmatrix} 100 & 0 & 0 \\ 0 & 100 & 0 \\ 0 & 0 & 100 \end{bmatrix}. \text{在内环控制律}$$

中, 切换函数由饱和函数来表示, 饱和函数中取 $\Delta_i = 0.01, i = 1, 2, 3$. 仿真结果如图 5、图 6 及图 7 所示.

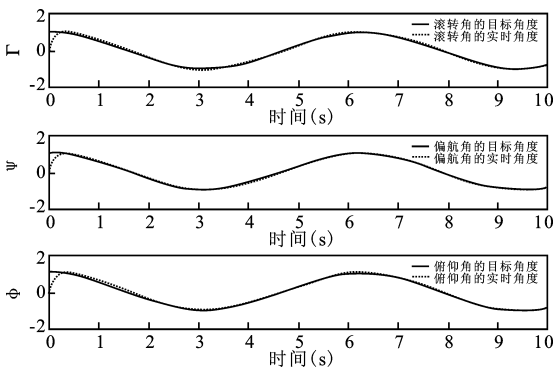


图 5 扑翼飞行器的目标姿态和实时姿态对比

图 5 为扑翼飞行器在姿态调节过程中, 设定的目标姿态与实际姿态之间的对比, 用欧拉角表示, 从上到下, 依次为滚转角、偏航角和俯仰角的变化. 除了一开始调节外, 慢慢与目标欧拉角重合. 图 6 为姿态调节过程中, 欧拉角的目标角速度 $\omega_c \rightarrow \omega \rightarrow 0$ 的过程, 从一开始的大幅调节到接近目标姿态时的细微调节, 直至到 0 左右. 图 7 为姿态调节过程中各力矩

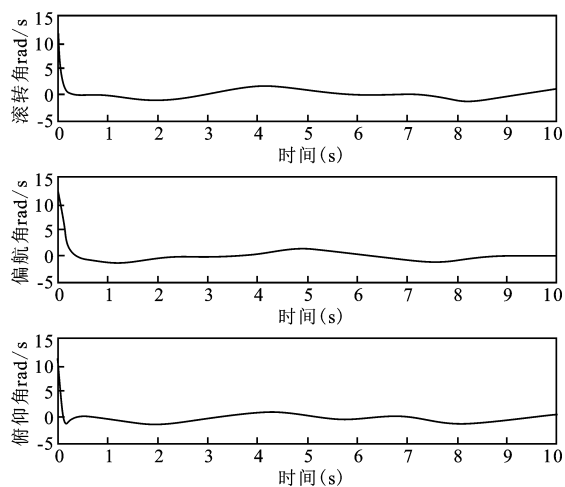


图6 滚转角、偏航角和俯仰角的目标角速度调整过程

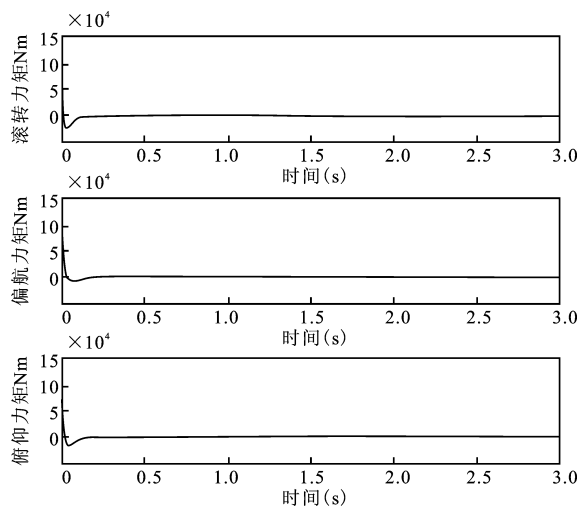


图7 滚转力矩、偏转力矩和俯仰力矩的调整过程

的变化,如角速度,一开始需要很大力矩,之后符合目标姿态时就不需要转动力矩了.从以上仿真曲线可看出,双环滑模控制系统能对目标姿态进行很好的控制,姿态误差基本趋于0.超调的时间也很短,反应很快,各角度变化比较平缓,没有出现强烈的抖动现象^[9],能准确到达设定的目标姿态,所以,双环滑模变的控制方式能够对飞行器姿态角度进行较好的控制.

5 结束语

针对扑翼飞行器在悬停状态下的姿态调节和非线性系统特性,本文引入了滑模控制方法,为避免滑模控制的抖振现象和保证姿态调整的稳定性,设计了一种基于双闭环滑模的扑翼飞行器姿态控制方式.首先,输入目标姿态的欧拉角,由外环控制中生成目标姿态角速度,再传递给内环控制器,外环产

生的姿态误差通过内环控制器不断调整并消除,从而最终无限接近目标姿态.最后,经过程序仿真得出,此双闭环滑模控制能在外界扰动下,能平稳地实现飞行器的姿态调整,精确达到设定的目标姿态.

参考文献:

- [1] 刘明亮,崔宇佳,张一迪,等.基于多传感器数据融合的姿态控制与应用[J].微电子学与计算机,2017,34(7):65-69.
- [2] LU W H, HU S B, WEI J, et al. Fuzzy Adaptive Terminal Sliding Mode Control for Attitude of Flapping Wing Micro Aerial Vehicle[J]. Advanced Materials Research, 2013, 605-607:5.
- [3] 李航,何广平,毕富国.一类微型扑翼飞行器的滑模自适应姿态控制[J].空间控制技术与应用,2018,44(5):81-88.
- [4] 陈筱,张琰.飞行轨迹偏离误差反馈控制数学模型仿真[J].微电子学与计算机,2017,34(6):104-108.
- [5] 张小林.小型飞行器测控计算机系统的容错设计[J].微电子学与计算机,2003,20(2):22-23.
- [6] 王猛.水下自治机器人底层运动控制设计与仿真[D].青岛:中国海洋大学,2009.
- [7] HU S B, YIN J F. Fuzzy Nonsingular Terminal Sliding Mode Control for Attitude of Flapping Wing Micro Aerial Vehicle[J]. Applied Mechanics and Materials, 2014, 716-717:1694-1698.
- [8] BLUMAN J E, KANG C K, SHITESSEL Y. Control of a Flapping-Wing Micro Air Vehicle: Sliding-Mode Approach[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2018, 41(8):1-7.
- [9] TRAN X T, OH H, KIM I R, et al. Attitude stabilization of flapping micro-air vehicles via an observer-based sliding mode control method[J]. Aerospace Science and Technology, 2018:S1270963817317315.

作者简介:

刘笑女,(1992-),硕士研究生.研究方向为扑翼飞行器控制、路径规划等.

张艳辉男,(1984-),博士后,助理研究员.研究方向为能量变换与智能控制.

冯伟(通讯作者)男,(1980-),博士,研究员,博士生导师.研究方向为机器人机械与控制系统设计等.

E-mail:weifeng@siat.ac.cn

范科峰男,(1978-),博士后,高级工程师.研究方向为工业制造、工业大数据.

莫玮男,(1956-),博士,教授,博士生导师.研究方向为智能信息处理、自动测试技术.