

基于 SMC 的四旋翼无人机抗风扰研究

许 喆

(南京理工大学,南京 210094)

摘要: 四旋翼无人机控制系统复杂、鲁棒性差、易受外界干扰,为了提高四旋翼无人机的控制精度,采取滑模变结构的控制方法。搭建四旋翼无人机的动态数学模型、电机模型和风场扰动模型,借助 Matlab 搭建 SMC 控制器,选择适当的参数和消除抖振方法,对四旋翼无人机的高度和姿态进行控制。实验结果证明,SMC 控制器具有较好的动态性能和抗扰性。

关键词: 四旋翼无人机; SMC; 滑模变结构; 风场扰动

中图分类号: O213.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2017)01-0067-05

SMC Based Wind Disturbance Rejection for Quad-Rotor UAVs

XU Zhe

(Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: The quad-rotor UAV control system is not only complex, but also susceptible to external interference, and has poor robustness. In order to enhance the controlling precision of the quad-rotor UAV, the sliding mode variable structure control method is adopted in this paper. The quad-rotor UAV dynamic mathematical model, motor model and wind field disturbance model are built up. Then, Matlab is utilized to establish SMC controllers, and appropriate parameters and methods for vibration eliminating are selected. Therefore, the altitude and attitude of the quad-rotor UAV can be controlled. The experimental results show that the SMC controllers have fine dynamic performance and anti-disturbance performance.

Key words: quad-rotor UAV; SMC; sliding mode variable structure; wind disturbance

0 引言

四旋翼无人机是一种具有 6 个自由度、强耦合性的欠驱动系统^[1],通过对 4 个电机转速的控制,实现高度升降、各角度的姿态调整等功能。在实际应用中,四旋翼无人机易受电磁干扰、风扰等外界干扰影响,因此,实现其精确的鲁棒控制是目前面临的主要困难。

当前,研究者们针对四旋翼无人机的控制,设计出了很多控制算法,如传统 PID 算法、反步法、神经网络法等。PID 算法是传统的线性控制方法,不太适合四旋翼无人机这种非线性强耦合系统;反步法是针对严格满足反馈控制的系统,采用的反馈必须很精确,以保

证系统的稳定性;而神经网络自适应法对模型的拟合性要求较高。

分析并对四旋翼进行数学建模,考虑风场扰动对四旋翼无人机的干扰,用 FAST 软件建立风场扰动模型,设计一种 SMC 内外环控制器,提高控制系统的鲁棒性。

1 四旋翼无人机动力学模型

四旋翼无人机主要是由动力系统(如电机、电调)和四旋翼控制芯片构成。通过控制 4 个电机的转速,来调节飞机的位置和各个方位的姿态角。组合配置 4 个电机的正反转,利用桨叶间的扭矩差来调整四旋翼无人机的姿态^[2],如图 1 所示。

图中: $T_1 \sim T_4$ 为 4 个电机的升力; $\Omega_1 \sim \Omega_4$ 为 4 个电机的转速。同时减小或增大 4 个旋翼的转速可产生升降运动,保持同侧的 2 个电机转速不变,改变剩余 2 个电机的转速可产生横滚运动或者俯仰运动。

收稿日期:2016-05-26

修回日期:2016-11-25

作者简介:许 喆(1993—),男,江苏南京人,硕士,研究方向为智能控制与模式识别。

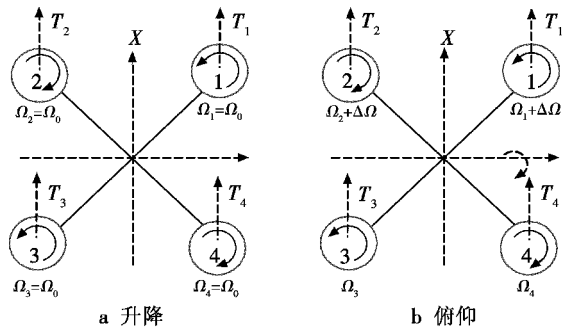


图1 四旋翼无人机的姿态控制

Fig.1 Quad-rotor UAV attitude control

1.1 坐标系的建立及变换

常见运用于四旋翼模型的是大地坐标系和机体坐标系等,如图2所示。机体坐标系进行3次欧拉旋转变换可以转换成大地坐标系,最终获得转换矩阵。

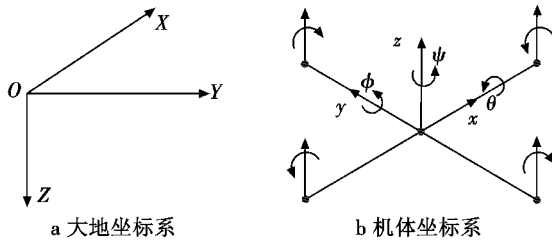


图2 大地坐标系与机体坐标系示意图

Fig.2 Geodetic coordinate system and the aircraft body coordinate system

定义3个姿态角分别为偏航角 \$\psi\$、俯仰角 \$\theta\$ 和翻滚角 \$\phi\$,其中:\$\psi\$ 为 \$Ox\$ 在 \$OXY\$ 平面的投影与 \$X\$ 轴夹角;\$\theta\$ 为 \$Oz\$ 在 \$OXZ\$ 平面的投影与 \$Z\$ 轴夹角;\$\phi\$ 为 \$Oy\$ 在 \$OYZ\$ 平面的投影与 \$Y\$ 轴夹角^[3]。

通过计算,转换矩阵为

$$R = R_1 \cdot R_2 \cdot R_3 = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & -\sin \psi \cos \theta & \cos \psi \sin \theta \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi \\ \sin \psi \cos \theta & \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta \sin \phi - \cos \psi \sin \theta \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \sin \phi - \cos \psi \sin \theta \cos \phi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中,\$R_1, R_2, R_3\$ 为分别绕 \$Z\$ 轴、\$Y\$ 轴、\$X\$ 轴旋转而产生的旋转矩阵。

1.2 四旋翼无人机电机模型的建立

四旋翼无人机4个控制输入量分别为4个无刷直流电动机的转速,通过改变电机的电压大小来对螺旋桨的转速进行控制^[4]。由于选择的无刷直流电机电感较小,可以忽略摩擦生热,因此电机的动力学方程可简化为^[5]

$$\begin{cases} L_m \frac{di}{dt} = u_i - R_m i - C_m \omega_i \\ J_m \frac{d\omega_i}{dt} = K_m i - K_t \omega_i^2 - K_f \omega_i \\ J_m \frac{d\omega_i}{dt} = \frac{K_m}{R_m} u_i - K_t \omega_i^2 - \left(K_f + \frac{K_m C_m}{R_m} \right) \omega_i \\ \frac{d\omega_i}{dt} = -k_1 \omega_i - k_2 \omega_i^2 + k_3 u_i \end{cases} \quad (2)$$

式中:\$u_i, i\$ 分别为电枢电压和电流;\$R_m\$ 表示电机内阻;\$L_m\$ 表示电感大小;\$C_m\$ 为反电动势系数;\$J_m, \omega_i\$ 分别表示电机的转动惯量和电机转速;\$K_f, K_m, K_t\$ 分别表示电机的摩擦系数、转矩系数和负载转矩系数;\$k_1, k_2, k_3\$ 均为常数。

1.3 四旋翼无人机动力学模型的建立

四旋翼无人机是非线性、强耦合的欠驱动系统,对系统进行受力分析,推导出四旋翼无人机的动力学模型,在理性条件下进行简化,最终建立四旋翼无人机的数学模型。

首先使用牛顿-欧拉公式得到四旋翼无人机所受外力的动力学方程

$$\begin{cases} m \frac{d}{dx} \mathbf{V} = \mathbf{F} = \mathbf{F}_f + \mathbf{F}_g \\ \boldsymbol{\tau} = -\dot{\boldsymbol{\Theta}} \times \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\Theta}} + \boldsymbol{\tau}_i \end{cases} \quad (3)$$

式中:\$m\$ 为四旋翼的质量;\$\mathbf{V}\$ 为无人机的线速度矢量;\$\mathbf{F}\$ 为机体所受合力;\$\mathbf{F}_f\$ 为机体坐标系中3个方向的分力;\$\mathbf{F}_g\$ 为无人机的重力;\$\boldsymbol{\tau}\$ 为合力矩,\$\dot{\boldsymbol{\Theta}} = [\dot{\phi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi}]^T\$, 为欧拉角速度;\$\mathbf{J}\$ 为转动惯量矩阵;\$\boldsymbol{\tau}_i\$ 为各个旋翼产生的转矩。

整理可得

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \mathbf{R} \sum_{i=1}^4 f \Omega_i^2 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{bmatrix} I_x \ddot{\phi} \\ I_y \ddot{\theta} \\ I_z \ddot{\psi} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \boldsymbol{\tau}_i \quad (5)$$

式中:\$f \Omega_i^2\$ 为各个旋翼的升力,\$f\$ 为升力系数;\$g\$ 为重力加速度。

四旋翼无人机的运动姿态控制是通过改变4个电机的转速来实现的,建立各个旋翼拉力的转矩动力学模型

$$\tau_i = \begin{bmatrix} lf(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ lf(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: l 为力矩长度; d 为四旋翼重心到旋翼转轴的距离。

建模时, 将四旋翼无人机模型分解成 4 个独立通道, 分别控制垂直升降、翻滚、俯仰和偏航, 可得动力学公式

$$\begin{cases} U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 = b(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ U_3 = b(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ U_4 = b(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \end{cases} \quad (7)$$

式中, b 为常数。

将 F_f 分解为 3 个方向的分力

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = U_1 \begin{bmatrix} \sin \psi \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi \\ -\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi \\ \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (8)$$

在四旋翼无人机实际操作中, 只能通过惯性测量单元测得无人机的角速度, 不能直接测量 3 个姿态角速度, 它们之间的关系为^[6]

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中, p, q, r 分别为四旋翼无人机绕机体坐标系 3 个坐标轴的角速度。

本文研究四旋翼无人机在小角度情况下的飞行, 可以得到以下近似关系, 进而简化模型

$$[p \ q \ r]^T \approx [\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T \quad (10)$$

因此将动力学模型简化, 由式(4)~式(9)可得

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{l}{I_x} U_2 + \frac{I_y - I_x}{I_x} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_x} \dot{\theta} \Omega_r \\ \ddot{\theta} = \frac{l}{I_y} U_3 + \frac{I_z - I_x}{I_y} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{J_r}{I_y} \dot{\phi} \Omega_r \\ \ddot{\psi} = \frac{l}{I_z} U_4 + \frac{I_x - I_y}{I_z} \dot{\phi} \dot{\theta} \\ \ddot{x} = (\sin \psi \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi) \frac{1}{m} U_1 - \frac{k_f \dot{x}}{m} \\ \ddot{y} = (-\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi) \frac{1}{m} U_1 - \frac{k_f \dot{y}}{m} \\ \ddot{z} = (\cos \theta \cos \phi) \frac{1}{m} U_1 - g \end{cases} \quad (11)$$

式中: K_f 为四旋翼无人机模型的阻力系数; J_r 为旋翼

转动惯量; Ω_r 为机体自重产生的力矩^[7], 分析得 $\Omega_r = \Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4$ 。

1.4 风扰模块生成

现阶段四旋翼无人机实际飞行高度比较低, 因此会受到风扰的影响, 由于系统本身的非线性, 风扰会对飞机的高度和姿态造成很大的影响。为了验证不同控制系统的稳定性和鲁棒性, 建立风场扰动模型, 将扰动作用在电机力矩模块上, 从而实现四旋翼无人机在风场飞行下的模拟。

通过美国 NREL 实验室所研发的风力发电机模型仿真软件 FAST 来建立风场模型, 设置风速、风方向、水平剪切、剪切指数等参数生成大地坐标系下的随机风^[8]。

2 滑模控制器的建立

四旋翼无人机系统是典型的欠驱动非线性不确定系统, 针对这种控制系统, 选择 SMC 控制方法, 即滑模变结构控制。滑模控制与外界干扰无关, 促使系统结构根据需要随时改变, 通过切换滑模面左右结构, 提高控制系统的鲁棒性^[8]。为了反馈迅速, 提升飞行效果, 本文将控制器分为姿态控制器和高度控制器。

2.1 姿态 SMC 控制器的建立

通过上文数学模型的建立, 姿态角都可化为二阶非线性系统^[9], 先以俯仰角 θ 的姿态控制器为例建立控制器, 上文对姿态角建立的动力学模型为

$$\ddot{\theta} = \frac{l}{I_y} U_3 + \frac{I_z - I_x}{I_y} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{J_r}{I_y} \dot{\phi} \Omega_r \quad (12)$$

定义俯仰角的误差量为 $e_\theta = \theta_q - \theta$, 其中, θ_q 为俯仰角的预期值, θ 为俯仰角实时角度值, 令

$$\begin{cases} x_1 = e_\theta \\ x_2 = \dot{e}_\theta \end{cases} \quad (13)$$

建立空间向量模型^[10]

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -\frac{I_z - I_x}{I_y} \dot{\phi} \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_y} \dot{\phi} \Omega_r - \frac{l}{I_y} U_3 + \ddot{\theta}_q \end{cases} \quad (14)$$

设计滑模切换平面为 $s_\theta = \dot{\theta} - \dot{\theta}_q - \alpha e_\theta$, 其中, α 为待定的虚拟控制量。根据滑模稳定的定义, 只有在 $s_\theta \dot{s}_\theta < 0$ 时, 滑模才能达到稳定。

选取指数趋近率来保证滑模运动过程的正常进行

$$\dot{s}_\theta = -\varepsilon \text{sgn } s_\theta - k s_\theta \quad (15)$$

由上式可得, 俯仰角控制器的控制方程为

$$U_3 = \frac{I_y}{l} \left(-\frac{I_z - I_x}{I_y} \dot{\phi} \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_y} \dot{\phi} \Omega_r + \ddot{\theta}_q + \right.$$

$$\left. \alpha(\dot{\theta}_q - \dot{\theta}) - \varepsilon \text{sgn } s_\theta - k s_\theta \right) \quad (16)$$

最后, 验证 SMC 控制器的稳定性, 选取 Lyapunov

函数

$$V_{\theta} = \frac{1}{2} s_{\theta}^2 \quad (17)$$

$$\dot{V}_{\theta} = s_{\theta} \dot{s}_{\theta} \quad (18)$$

式中:

$$\begin{aligned} \dot{s}_{\theta} &= \ddot{\theta} - \ddot{\theta}_q - \alpha \dot{e}_{\theta} = \frac{l}{I_y} U_3 + \frac{I_x - I_z}{I_y} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{J_r}{I_y} \dot{\phi} \Omega_r - \\ &\quad \ddot{\theta}_q - \alpha \dot{e}_{\theta} = -\varepsilon \operatorname{sgn} s_{\theta} - k s_{\theta}; \\ \dot{V}_{\theta} &= s_{\theta} \times (-\varepsilon \operatorname{sgn} s_{\theta} - k s_{\theta}) < 0. \end{aligned} \quad (19)$$

根据式(17)~式(19)得证,设计的 SMC 控制器是稳定的,符合实际需求。

图3所示为根据俯仰角控制器方程所搭建的姿态控制器仿真模型。

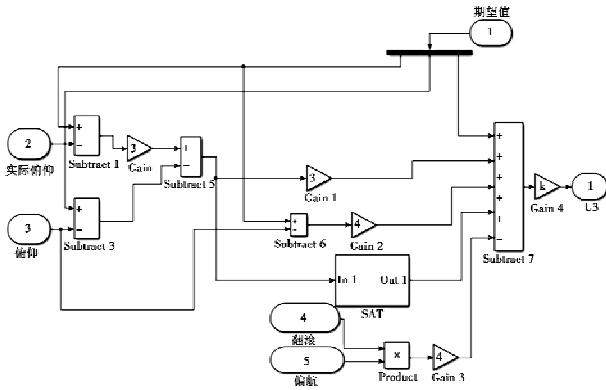


图3 姿态控制器仿真模型

Fig.3 Simulation model of attitude controller

同理,根据这种推导方法,推导出翻滚角和偏航角的控制方程分别为

$$U_2 = \frac{I_x}{l} \left(-\frac{I_y - I_z}{I_x} \dot{\theta} \dot{\psi} + \frac{J_r}{I_x} \dot{\theta} \Omega_r + \ddot{\phi}_q + \alpha(\dot{\phi}_q - \dot{\phi}) - \varepsilon \operatorname{sgn} s_{\phi} - k s_{\phi} \right) \quad (20)$$

$$U_4 = \frac{I_x}{l} \left(-\frac{I_x - I_z}{I_x} \dot{\phi} \dot{\theta} + \ddot{\phi}_q + \alpha(\dot{\phi}_q - \dot{\phi}) - \varepsilon \operatorname{sgn} s_{\phi} - k s_{\phi} \right). \quad (21)$$

2.2 高度 SMC 控制器的建立

系统为内外环双环控制,而高度由单独控制量控制^[3],采用与姿态控制类似的滑模控制器设计模式,首先定义初始状态量 $x_{z1} = e_z, \dot{x}_{z2} = \dot{e}_z$,其中, e_z 为 Z 轴高度的误差。根据高度动态方程,得出以下状态空间方程

$$\begin{cases} \dot{x}_{z1} = x_{z2} \\ \dot{x}_{z2} = -(\cos \theta \cos \phi) \frac{1}{m} U_1 + g + \ddot{z}_q \end{cases} \quad (22)$$

设计滑模切换平面为 $s_z = \dot{z} - \dot{z}_q - \alpha e_z$ 。最终得到高度滑模控制器为

$$U_1 = \frac{m}{\cos \theta \cos \phi} (\ddot{z}_q + \alpha(\dot{z}_q - \dot{z}) + g - \varepsilon \operatorname{sgn} s_z - k s_z). \quad (23)$$

2.3 抖振的消除

在实际应用中,控制系统在滑模切换面上进行开关切换时,会造成系统的不连续性,称为抖振,抖振会在一定程度上影响控制的精确性,使仿真系统发生振荡。为了提高控制系统的稳定性,本文采用准滑动模态方法,用饱和函数代替原先的符号开关函数,在边界层内采用连续的反馈控制,对不连续的输入量通过连续化处理,进而消除抖振,而在边界层外,采用正常的滑模控制。

这种方法在实际应用中会在切换面附近产生较高增益。当边界层宽度太小时,抖振消除效果不明显;当边界层宽度太大时,会带来较大的稳态误差,可以采用可变边界层的方法。

所设计的饱和函数为

$$\operatorname{sat} \left(\frac{s}{\Phi | \Gamma |} \right) = \begin{cases} \operatorname{sgn} \Gamma & | \Gamma | > \pi/2 \\ s/\Phi | \Gamma | & | \Gamma | \leq \pi/2 \end{cases} \quad (24)$$

用此饱和函数代替原先的 sgn 符号函数,进而减少抖振的影响。在饱和函数中引入了 Γ ,为相平面中状态轨迹和滑动平面夹角,随着 Γ 的减小,饱和函数线性部分的斜率会增加,减缓状态轨迹进入滑动平面的坡度,减弱抖振。

3 仿真与实验分析

根据测量和查阅相关文献,整定出仿真所需的各个参数,如表1所示。

表1 四旋翼无人机仿真参数

Table 1 Quad-rotor UAV simulation parameters

参数	数值
四旋翼质量 m/kg	2
重力加速度 $g/(\text{m} \cdot \text{s}^{-2})$	9.8
旋翼中心距机体中心距离 d/m	0.25
	4.5E-3
三轴转动惯量 $J/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-2})$	4.5E-3
	8.3E-3
旋翼转动惯量 $J_r/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-2})$	2.84E-5
螺旋桨升力系数 $K_f/(\text{N} \cdot \text{V}^{-1})$	3.01E-4
电机模型参考系数 k_1, k_2, k_3	20, 0.02, 3.2

风扰模块可用于调控随机风产生的时机、风强,满足仿真中的使用需求,用以验证系统的鲁棒性。因此选取 10~15 s 段作为干扰力矩,“Amplification”为风扰力矩能级系数,10~15 s 的平均干扰力矩为 $\bar{M} \approx 0.04 \text{ N} \cdot \text{m}$,此力矩约为无人机启动时,大地坐标系方向力矩的一半,对于整个四旋翼仿真系统属于较大干扰,适用于检测系统的鲁棒性,如果系统在此扰动下仍可以回归预定点,说明系统具有较强的鲁棒性和闭环控制稳定性。风扰 Simulink 模块如图4所示。

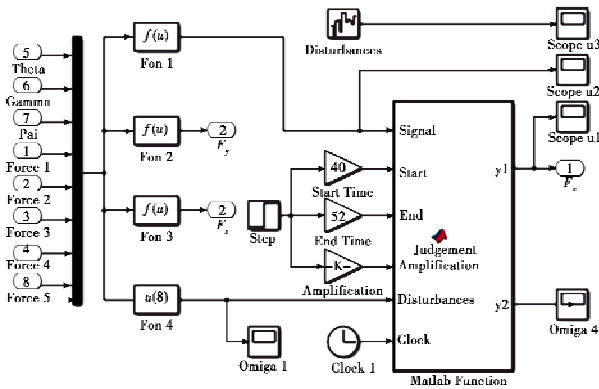


图 4 风扰模块仿真模型
Fig. 4 Wind disturbance simulink model

在 Matlab Simulink 仿真环境下,搭建仿真模型,在 1 s 时刻,给定无人机指定位置坐标(1 m,1 m,1 m),在 10 s 时刻,加入风场扰动,于 15 s 时刻结束,得到阶跃信号仿真如图 5 所示。

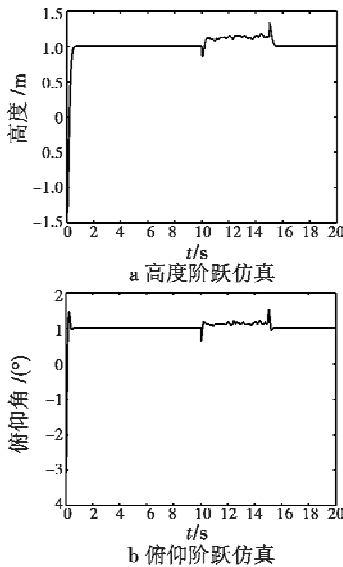


图 5 阶跃信号仿真图

Fig. 5 Simulation diagram of step signals

如图 5a 所示,针对四旋翼无人机模型,应用 SMC 高度控制器在 0.64 s 达到稳定,在 15 s 时加入风场干扰,采用新型饱和函数削减抖振影响,在 15.5 s 时风扰消除持续稳定;姿态控制器中,3 个姿态角的超调量均不超过 9%,俯仰角在不到 2 s 时也达到稳定状态。综上所述,本文所设计的 SMC 控制器鲁棒性能较好,根据风场扰动改进的准滑动模态方法也有很好的抗扰性。

为了验证控制算法的实际性能,搭建实际实验平台,采用 ARM Cortex-M4 为核心芯片,进行程序编写,搭配 X-Aircraft 3110 800 kV 无刷电机作为动力系统,通过 L3GD20H,LSM303D 陀螺仪磁场芯片检测飞行姿态,采用 3DR Radio Telemetry 433 MHz 的数传通讯模块对四旋翼无人机进行实时控制。

应用上述硬件组成四旋翼无人机,进行算法测试与飞行、依次进行垂直上升、悬停、定点巡航、降落。定点巡航在 23 s 处,俯仰角变化曲线如图 6 所示。

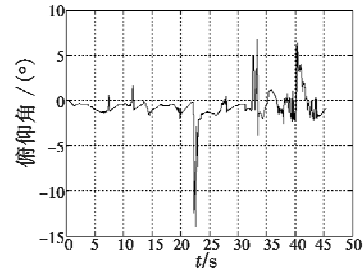


图 6 俯仰角变化曲线
Fig. 6 Change curve of pitch angle

4 小结

本文建立四旋翼无人机的动力学模型,选择 SMC 的控制方法分别对姿态和高度进行控制,能够使系统快速稳定,并使用准滑动模态方法建立饱和函数减小滑模抖振的干扰,在仿真过程中加入建立的风场扰动模型,检验控制器的鲁棒性。仿真结果表明,SMC 内外环控制响应速度较快,鲁棒性较好,适用于四旋翼无人机这样的非线性系统。

参考文献

- [1] 陈孟驰. 小型四旋翼无人直升机飞行控制系统研究与设计[D]. 南京:南京理工大学,2012.
- [2] 张鹏,张金鹏. 变结构控制的抖振问题研究[J]. 航空兵器,2013,4(2):9-11.
- [3] 叶新福. 基于广义终端滑模控制的四旋翼飞行器控制系统设计[D]. 南京:东南大学,2014.
- [4] 黄依新. 四旋翼飞行器姿态控制方法研究[D]. 成都:西南交通大学,2014.
- [5] 白敬洁. 四旋翼飞行器的滑模控制算法的研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨理工大学,2015.
- [6] 尤元,李闻先. 四旋翼无人机设计与滑模控制仿真[J]. 现代电子技术,2015,38(15):80-83.
- [7] 朱培. 四旋翼空中机器人自适应滑模控制研究[D]. 北京:北方工业大学,2015.
- [8] 吴俊琦. 四桨动力布局在十字形升力体上的一体化设计与气动特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2009.
- [9] LIMNAIOS G, TSOURVELOUDIS N. Fuzzy logic controller for a mini coaxial indoor helicopter[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2012, 65(1):187-201.
- [10] 曹滨. 风力发电机组仿真软件 FAST 的二次开发[D]. 成都:电子科技大学,2014.