

基于自适应滑模算法的植保无人机姿态控制

林旭梅, 张清华, 林祺航

(青岛理工大学 信息与控制工程学院, 青岛 266525)

摘要: 针对植保无人机姿态控制系统在农业、林业作业时易受到外界干扰以及自身参数不确定的问题, 设计了一种内外环滑模控制策略。根据植保无人机系统欠驱动特性将系统分为位置外环控制系统和姿态内环控制系统。基于滑模自适应控制法设计了位置外环控制器, 用来解决植保无人机作业时易受干扰的问题, 同时, 引入饱和函数减少位置外环系统抖振, 并加入映射自适应算法, 修正系统的自适应量, 防止出现控制输入过大现象。利用积分滑模函数和指数趋近律控制设计姿态内环控制器, 可实现系统有限时间收敛, 并加强了系统稳定性。利用 Lyapunov 函数证明了系统稳定性, 并通过仿真和实验验证了方案的可行性。

关键词: 植保无人机; 自适应控制; 指数趋近律; 积分滑模控制

中图分类号: TP242.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1673-4602(2025)06-0098-08

Attitude control for plant protection UAVs based on adaptive sliding mode algorithm

LIN Xumei, ZHANG Qinghua, LIN Qihang

(School of Information and Control Engineering, Qingdao University of Technology, Qingdao 266525, China)

Abstract: A sliding mode control strategy for the inner and outer loop is designed to address the issues of external disturbances and uncertain parameters in the attitude control system of plant protection unmanned aerial vehicles (UAVs) during agricultural and forestry operations. The plant protection UAV system is divided into a position outer loop control system and an attitude inner loop control system based on its underactuated characteristics. A position outer loop controller is designed using sliding mode adaptive control to tackle the issue of disturbances during UAV operations. Additionally, a saturation function is introduced to reduce the chattering of the position outer loop system, and a mapping adaptive algorithm is incorporated to correct the adaptive quantity of the system, preventing the occurrence of excessive control input. An attitude inner loop controller is designed using an integral sliding mode function and exponential convergence law control, which enables the system to converge in finite time and enhances system stability. The stability of the system is proven by using Lyapunov function, and the feasibility of the proposed approach is validated through simulations and experiments.

Key words: plant protection UAV (unmanned aerial vehicle); adaptive control; exponential

收稿日期: 2023-11-27

基金项目: 山东省自然科学基金 (ZR2023ME138)

作者简介: 林旭梅 (1970—), 女, 山东青岛人。博士, 教授, 主要从事自动化技术方面的研究。E-mail: 284073939@qq.com。

convergence law; integral sliding mode control

由于无人机技术快速发展,植保无人机逐渐进入到农业和林业作业中,喷洒农药由地面改为空中,从喷洒器洒出的农药被旋翼产生的向下气流加速形成气雾流,具有速度快、效率高、雾化程度好等优点,而且减少了作业人员接触农药的时间,保护了作业人员的生命安全^[1-2]。滑模算法^[3]于 20 世纪 50 年代被提出,广泛应用于无人机姿态系统^[4-6]控制中,近年来许多学者对其做了大量研究^[7-10]。俞何沛等考虑到旋翼变化时轨迹跟踪问题,采用两种滑模控制,即在其动力学系统上加入扩张状态观测器来设计控制律,并引入复合滑模面,使系统稳定^[11]。肖祖铭等考虑到外部干扰、建模误差等问题,提出了一种最优滑模控制方法,使用积分滑模控制来补偿干扰观测器的未知复合干扰,保证了系统的稳定性^[12]。综合以上分析,针对植保无人机在农业、林业等环境中易受干扰的问题,设计了一种内外环滑模控制策略。

1 植保无人机动力学系统

把四旋翼无人机作为植保无人机的参考模型,针对四旋翼无人机进行系统的数学建模。植保无人机动力学模型如式(1)所示。

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x} = U_1 (\cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi) - \frac{C_1}{m} \dot{x} + d_x \\ \ddot{y} = U_1 (\sin\phi \sin\theta \cos\psi - \cos\phi \sin\psi) - \frac{C_2}{m} \dot{y} + d_y \\ \ddot{z} = U_1 \cos\phi \cos\psi - \frac{C_3}{m} \dot{z} - g + d_z \\ \ddot{\phi} = U_2 - \frac{lC_4}{I_1} \dot{\phi} \\ \ddot{\theta} = U_3 - \frac{lC_5}{I_2} \dot{\theta} \\ \ddot{\psi} = U_4 - \frac{lC_6}{I_3} \dot{\psi} \end{array} \right. \quad (1)$$

式中:\$(x, y, z)\$为植保无人机质心在惯性坐标系中的位置坐标;\$(\phi, \theta, \psi)\$为植保无人机 3 个姿态的欧拉角度;\$U_1\$为四旋翼飞行器平行于 \$Z\$ 轴垂直运动时的控制输入,\$U_2, U_3\$ 和 \$U_4\$ 分别为滚转角 \$\phi\$、俯仰角 \$\theta\$ 和偏航角 \$\psi\$ 的虚拟控制变量;\$l\$ 为植保无人机每个旋翼末端到飞行器重心的距离;\$m\$ 为植保无人机的负载总质量;\$C_i\$ (\$i=1, 2, 3, 4, 5, 6\$)为阻力系数;\$d_i\$ (\$i=x, y, z\$)为扰动, \$|d_i| \leq D_i, D_i\$ 为最大扰动;\$I_i\$ (\$i=1, 2, 3\$)为围绕每个轴的转动惯量。

引理 1^[13]:如果满足 \$V: [0, \infty) \in \mathbf{R}\$, 则 \$V \leq -\alpha V + f, \forall t \geq t_0 \geq 0\$ 的解为

$$V(t) \leq e^{-\alpha(t-t_0)} V(t_0) + \int_{t_0}^t e^{-\alpha(t-\tau)} f(\tau) d\tau, \forall t \geq t_0 \geq 0 \quad (2)$$

其中,参数 \$\alpha > 0\$。

2 植保无人机控制器设计

2.1 滑模自适应位置控制器设计

植保无人机控制系统可以被看作一个双闭环系统,根据其欠驱动特性将系统分为姿态控制系统和位置控制系统。控制目标为 \$x \rightarrow 0, y \rightarrow 0, z \rightarrow z_d, \phi \rightarrow \phi_d\$, 同时保证另外 2 个角镇定。本节建立虚拟位置控制律,如式(3)和式(4)所示。

$$\left\{ \begin{array}{l} U_x = U_1 (\cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi) \\ U_y = U_1 (\sin\phi \sin\theta \cos\psi - \cos\phi \sin\psi) \\ U_z = U_1 \cos\phi \cos\psi \end{array} \right. \quad (3)$$

$$\begin{cases} \ddot{x} = U_x - \frac{C_1}{m}\dot{x} + d_x \\ \ddot{y} = U_y - \frac{C_2}{m}\dot{y} + d_y \\ \ddot{z} = U_z - \frac{C_3}{m}\dot{z} - g + d_z \end{cases} \quad (4)$$

定义位置坐标为 $\mathbf{P} = [x \ y \ z]^T$, 无人机的控制器输入 $\mathbf{U}_p = [U_x \ U_y \ U_z]^T$, 期望位置定为 $\mathbf{P}_d = [x_d \ y_d \ z_d]^T$. 定义阻力系数 $\mathbf{C} = \left[-\frac{C_1}{m}\dot{x} \ -\frac{C_2}{m}\dot{y} \ -\frac{C_3}{m}\dot{z} - g \right]^T$, 外部干扰为 $\mathbf{D} = [d_x \ d_y \ d_z]^T$, 则式(4)可转化为

$$\dot{\mathbf{P}} = \mathbf{U}_p + \mathbf{C} + \mathbf{D} \quad (5)$$

定义系统位置误差 \mathbf{E} 为

$$\mathbf{E} = \mathbf{P} - \mathbf{P}_d \quad (6)$$

对式(6)求导可知:

$$\dot{\mathbf{E}} = \dot{\mathbf{P}} - \dot{\mathbf{P}}_d \quad (7)$$

定义滑模控制函数 s 为

$$s = \dot{\mathbf{E}} + \lambda \mathbf{E} \quad (8)$$

其中, 参数 $\lambda > 0$.

对式(8)进行求导可知:

$$\dot{s} = \dot{\mathbf{E}} + \lambda \dot{\mathbf{E}} \quad (9)$$

根据式(5)和式(6)得出式(10):

$$\dot{\mathbf{E}} = \dot{\mathbf{P}} - \dot{\mathbf{P}}_d = \mathbf{U}_p + \mathbf{C} + \mathbf{D} - \dot{\mathbf{P}}_d \quad (10)$$

结合式(9)和式(10)可得

$$\dot{s} = \lambda \dot{\mathbf{E}} + [\mathbf{U}_p + \mathbf{C} + \mathbf{D} - \dot{\mathbf{P}}_d] \quad (11)$$

设计滑模控制律为

$$\mathbf{U}_p = -\lambda \dot{\mathbf{E}} + \frac{-ks - \eta \text{sign}(s)}{\hat{\boldsymbol{\theta}}} - \mathbf{C} \quad (12)$$

其中, 参数 $k > 0, \eta > 0$.

设计自适应率为

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}} = s\gamma\mathbf{D} - s\gamma\dot{\mathbf{P}}_d \quad (13)$$

取 $\hat{\boldsymbol{\theta}}$ 为 $\boldsymbol{\theta}$ 的估计值, 定义干扰估计误差为 $\tilde{\boldsymbol{\theta}} = \boldsymbol{\theta} - \hat{\boldsymbol{\theta}}$.

定义 Lyapunov 函数:

$$\mathbf{V}_1 = \frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{\theta}}\mathbf{s}^2 + \frac{1}{2\gamma}\tilde{\boldsymbol{\theta}}^2 \quad (14)$$

其中, 参数 $\gamma > 0$.

在外界干扰 \mathbf{D} 为慢时变信号下 $\tilde{\boldsymbol{\theta}} = -\hat{\boldsymbol{\theta}}$, 结合式(14)得出

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}}_1 &= \tilde{\boldsymbol{\theta}}\mathbf{s}\dot{s} + \frac{1}{\gamma}\tilde{\boldsymbol{\theta}}\dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}} \\ &= s\tilde{\boldsymbol{\theta}}\lambda\dot{\mathbf{E}} + s\tilde{\boldsymbol{\theta}}(\mathbf{U}_p + \mathbf{C} + \mathbf{D} - \dot{\mathbf{P}}_d) - \frac{1}{\gamma}\tilde{\boldsymbol{\theta}}\dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}} \end{aligned} \quad (15)$$

进一步化简:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}}_1 &\leq s\tilde{\boldsymbol{\theta}}\mathbf{D} - s\tilde{\boldsymbol{\theta}}\dot{\mathbf{P}}_d - ks^2 - \eta s \text{sign}(s) - \frac{1}{\gamma}\tilde{\boldsymbol{\theta}}\dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}} \\ &\leq s\tilde{\boldsymbol{\theta}}\mathbf{D} - s\tilde{\boldsymbol{\theta}}\dot{\mathbf{P}}_d - ks^2 - \eta|s| - \frac{1}{\gamma}\tilde{\boldsymbol{\theta}}\dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}} \\ &\leq -ks^2 - \eta|s| + \tilde{\boldsymbol{\theta}}\left(s\mathbf{D} - s\dot{\mathbf{P}}_d - \frac{1}{\gamma}\dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}}\right) \end{aligned} \quad (16)$$

为更好地优化系统的控制性能,采用式(17)中的边界层滑模法来降低系统抖振,使用改进的连续饱和函数 $\text{sat}(s)$ 代替符号函数 $\text{sign}(s)$,可设 $\text{sat}(s)=[\text{sat}(s_1) \quad \text{sat}(s_2) \quad \text{sat}(s_3)]^T$ 。

$$\text{sat}(s_i)=\begin{cases} 1, & s_i \geq \sigma_1 \\ \left(s_i \cdot \frac{1}{\sigma_1}\right)^\kappa, & -\sigma_1 < s_i < \sigma_1 \\ -1, & s_i \leq -\sigma_1 \end{cases} \quad (i=1,2,3) \quad (17)$$

式中: κ 为正实数; σ_1 为一个小的正态数,表示边界层的厚度。

滑模控制律(式(12))可以转换为式(18):

$$\mathbf{U}_p = -\dot{\mathbf{E}} + \frac{-k\mathbf{s} - \eta \text{sat}(\mathbf{s})}{\hat{\boldsymbol{\vartheta}}} - \mathbf{C} \quad (18)$$

建立 Lyapunov 函数可得

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}}_1 &\leq -k\mathbf{s}^2 - \eta \mathbf{s} \text{sat}(\mathbf{s}) + \tilde{\mathbf{s}}\tilde{\mathbf{D}} - \tilde{\mathbf{s}}\tilde{\mathbf{P}}_d - \frac{1}{\gamma} \tilde{\boldsymbol{\vartheta}} \dot{\tilde{\boldsymbol{\vartheta}}} \\ &\leq -k\mathbf{s}^2 - \eta |\mathbf{s}| - \tilde{\mathbf{s}}\tilde{\mathbf{D}} - \tilde{\mathbf{s}}\tilde{\mathbf{P}}_d - \frac{1}{\gamma} \tilde{\boldsymbol{\vartheta}} \dot{\tilde{\boldsymbol{\vartheta}}} \\ &\leq -k\mathbf{s}^2 - \eta |\mathbf{s}| + \tilde{\boldsymbol{\vartheta}} \left(\mathbf{s}\tilde{\mathbf{D}} - \mathbf{s}\tilde{\mathbf{P}}_d - \frac{1}{\gamma} \dot{\tilde{\boldsymbol{\vartheta}}} \right) \end{aligned} \quad (19)$$

考虑到自适应 $\hat{\boldsymbol{\vartheta}}$ 有可能出现过大的情况,导致 \mathbf{U}_p 也发生过大情况又或者出现 $\hat{\boldsymbol{\vartheta}} \leq [0 \quad 0 \quad 0]^T$ 情况,为了使 $\hat{\boldsymbol{\vartheta}}$ 的值出现在区间 $[\vartheta_{\min}, \vartheta_{\max}]$,参考文献[13]加入一种映射自适应算法,来解决以上问题。其中:

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\vartheta}}} = \text{Proj}_{\hat{\boldsymbol{\vartheta}}}(\mathbf{s}\gamma\tilde{\mathbf{D}} - \mathbf{s}\gamma\tilde{\mathbf{P}}_d) \quad (20)$$

$$\text{Proj}_{\hat{\boldsymbol{\vartheta}}}(\cdot) = \begin{cases} 0 & \text{如果矩阵 } \hat{\boldsymbol{\vartheta}} \text{ 中任意变量大于等于 } \vartheta_{\max} \text{ 并且 } \cdot > 0 \\ 0 & \text{如果矩阵 } \hat{\boldsymbol{\vartheta}} \text{ 中任意变量小于等于 } \vartheta_{\min} \text{ 并且 } \cdot < 0 \\ \cdot & \text{其他} \end{cases} \quad (21)$$

2.2 内环姿态控制器设计

定义姿态角为 $\mathbf{B}=[\phi \quad \theta \quad \psi]^T$,姿态角期望值设为 $\mathbf{B}_d=[\phi_d \quad \theta_d \quad \psi_d]^T$,之后需要求解姿态的欧拉角度 θ_d 和 ψ_d 。由式(3)得

$$\begin{bmatrix} U_x \\ U_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\phi \sin\theta_d \cos\psi_d + \sin\phi \sin\psi_d \\ \sin\phi \sin\theta_d \cos\psi_d - \cos\phi \sin\psi_d \end{bmatrix} U_1 = \begin{bmatrix} \cos\phi & \sin\phi \\ \sin\phi & -\cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sin\theta_d \cos\psi_d \\ \sin\psi_d \end{bmatrix} U_1 \quad (22)$$

因为 $\begin{bmatrix} \cos\phi & \sin\phi \\ \sin\phi & -\cos\phi \end{bmatrix}^{-1} = \begin{bmatrix} \cos\phi & \sin\phi \\ \sin\phi & -\cos\phi \end{bmatrix}$,所以可得式(23)。

$$\begin{bmatrix} \cos\phi & \sin\phi \\ \sin\phi & -\cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_x \\ U_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin\theta_d \cos\psi_d \\ \sin\psi_d \end{bmatrix} U_1 \quad (23)$$

根据式(3)和式(23)可知:

$$\begin{bmatrix} \cos\phi & \sin\phi \\ \sin\phi & -\cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_x \\ U_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin\theta_d \cos\psi_d \\ \sin\psi_d \end{bmatrix} \frac{U_z}{\cos\phi \cos\psi_d} \quad (24)$$

通过式(24)可知:

$$\frac{\cos\phi(\sin\phi \cdot U_x - \cos\phi \cdot U_y)}{U_z} = \frac{\sin\psi_d}{\cos\psi_d} = \tan\psi_d \quad (25)$$

$$\psi_d = \arctan\left(\frac{\cos\phi \sin\phi \cdot U_x - \cos^2\phi \cdot U_y}{U_z}\right) \quad (26)$$

$$\frac{\cos\phi(\sin\phi \cdot U_x + \sin\phi \cdot U_y)}{U_z} = \sin\theta_d \quad (27)$$

但是式(27)有一个不足之处,即当其左值超出区间 $[-1, +1]$ 时,则 θ_d 不存在。

为解决此问题,设 $A = \frac{\cos\phi(\sin\phi \cdot U_x + \sin\phi \cdot U_y)}{U_z}$,当 $A \geq 1$ 时,令 $\sin\theta_d = 1, \theta_d = \frac{\pi}{2}$;当 $A < 1$ 时,令 $\sin\theta_d = -1, \theta_d = -\frac{\pi}{2}$;从而式(28)保证了 θ_d 存在。

$$\theta_d = \arcsin\left(\frac{\cos^2\phi \cdot U_x - \cos\phi \sin\phi \cdot U_y}{U_z}\right) \quad (28)$$

结合式(27)和式(28)可得虚拟控制律为

$$U_1 = \frac{U_z}{\cos\phi \cos\psi_d} \quad (29)$$

定义3个姿态角输入为 $\mathbf{U}_B = [U_2 \ U_3 \ U_4]^T$,定义系统参数为 $\boldsymbol{\beta} = \begin{bmatrix} lC_4 & lC_5 & lC_6 \\ I_1 & I_2 & I_3 \end{bmatrix}^T$,结合式(1)可得

$$\dot{\mathbf{B}} = \mathbf{U}_B - \boldsymbol{\beta}\dot{\mathbf{B}} \quad (30)$$

定义姿态跟踪误差为

$$\mathbf{B}_e = \mathbf{B} - \mathbf{B}_d \quad (31)$$

设积分滑模函数为

$$\mathbf{s} = \dot{\mathbf{B}}_e + \tilde{\lambda}\mathbf{B}_e + \Delta \int \mathbf{B}_e dt \quad (32)$$

其中,参数 $\tilde{\lambda} > 0, \Delta > 0$ 。求导可知

$$\dot{\mathbf{s}} = \ddot{\mathbf{B}}_e + \tilde{\lambda}\dot{\mathbf{B}}_e + \Delta\mathbf{B}_e \quad (33)$$

结合式(31)和式(33)可知

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{s}} &= (\ddot{\mathbf{B}} - \ddot{\mathbf{B}}_d) + \tilde{\lambda}(\dot{\mathbf{B}} - \dot{\mathbf{B}}_d) + \Delta(\mathbf{B} - \mathbf{B}_d) \\ &= (\mathbf{U}_B - \boldsymbol{\beta}\dot{\mathbf{B}} - \ddot{\mathbf{B}}_d) + \tilde{\lambda}(\dot{\mathbf{B}} - \dot{\mathbf{B}}_d) + \Delta(\mathbf{B} - \mathbf{B}_d) \\ &= \mathbf{U}_B + \tilde{\lambda}\left(\dot{\mathbf{B}} - \frac{\boldsymbol{\beta}}{\tilde{\lambda}}\dot{\mathbf{B}} - \dot{\mathbf{B}}_d\right) + \Delta(\mathbf{B} - \mathbf{B}_d) - \ddot{\mathbf{B}}_d \end{aligned} \quad (34)$$

设 $\boldsymbol{\tau} = \tilde{\lambda}\left(\dot{\mathbf{B}} - \frac{\boldsymbol{\beta}}{\tilde{\lambda}}\dot{\mathbf{B}} - \dot{\mathbf{B}}_d\right) + \Delta(\mathbf{B} - \mathbf{B}_d) - \ddot{\mathbf{B}}_d$,可得

$$\dot{\mathbf{s}} = \mathbf{U}_B + \boldsymbol{\tau} \quad (35)$$

选择指数趋近律 \mathbf{v} :

$$\dot{\mathbf{s}} = \mathbf{v} = -K \cdot \text{sign}(\mathbf{s}) - \epsilon\mathbf{s} \quad (36)$$

其中,参数 $K > 0, \epsilon > 0$ 。定义 Lyapunov 函数:

$$\mathbf{V}_2 = \frac{1}{2}\mathbf{s}^2 \quad (37)$$

对式(37)求导可知

$$\dot{\mathbf{V}}_2 = \mathbf{s}\dot{\mathbf{s}} = -K\mathbf{s} \cdot \text{sign}(\mathbf{s}) - \epsilon\mathbf{s}^2 < 0 \quad (38)$$

同式(17),设饱和函数如下:

$$\text{sat}(s_i) = \begin{cases} \frac{s_i}{\sigma_2}, & s_i \geq \sigma_2 \\ \text{sign}(s_i), & \sigma_2 < s_i < -\sigma_2 \\ \frac{s_i}{\sigma_2}, & s_i \leq -\sigma_2 \end{cases} \quad (i=1, 2, 3) \quad (39)$$

式中: σ_2 为一个小的正态数,表示边界层的厚度。

通过式(36)可知:

$$\mathbf{U}_B = \dot{\mathbf{s}} - \boldsymbol{\tau} \quad (40)$$

结合式(36)和式(40)可知

$$\mathbf{U}_B = -K \cdot \text{sat}(\mathbf{s}) - \epsilon \mathbf{s} - \tilde{\lambda} \left(\dot{\mathbf{B}} - \frac{\beta}{\tilde{\lambda}} \dot{\mathbf{B}} - \dot{\mathbf{B}}_d \right) - \Delta (\mathbf{B} - \mathbf{B}_d) + \ddot{\mathbf{B}}_d \quad (41)$$

根据引理 1,可知 $\alpha = 2\epsilon, f = 0$,由式(38)可得

$$\dot{\mathbf{V}}_2 = \mathbf{s} \dot{\mathbf{s}} = -K \mathbf{s} \cdot \text{sign}(\mathbf{s}) - \epsilon \mathbf{s}^2 = -K |\mathbf{s}| - 2\epsilon \mathbf{V}_2 \leq -2\epsilon \mathbf{V}_2 \quad (42)$$

即可转化为式(43):

$$\mathbf{V}(t) \leq e^{-2\epsilon(t-t_0)} \mathbf{V}(t_0) \quad (43)$$

即姿态控制系统是有限时间收敛的。

结合式(14)和式(37)可得

$$\mathbf{V} = \mathbf{V}_1 + \mathbf{V}_2 \quad (44)$$

求导可得

$$\dot{\mathbf{V}} = \dot{\mathbf{V}}_1 + \dot{\mathbf{V}}_2 \leq -k \mathbf{s}^2 - \eta |\mathbf{s}| - K \mathbf{s} \cdot \text{sign}(\mathbf{s}) - \epsilon \mathbf{s}^2 < 0 \quad (45)$$

即植保无人机系统稳定。

3 植保无人机半物理仿真

3.1 植保无人机飞行实验

为了确保方案的可行性,在实验场地对植保无人机进行飞行实验。飞控芯片为 TM4C123GH6PM,主频 80 MHz,拥有 1 个电源、4 个电机、4 个旋翼,并拥有 OLED 显示屏。植保无人机结构如图 1 所示。

图 2 为植保无人机在实验场地定点飞行,保持高度不变,植保无人机可以实现平稳悬停。在图 2 的基础上进行移动,可实现植保无人机平动飞行,如图 3 所示,可以看出植保无人机飞行平稳。实验在隔离网中进行,防止出现事故。通过该实验验证了方案的可行性,为进一步研究做出贡献。

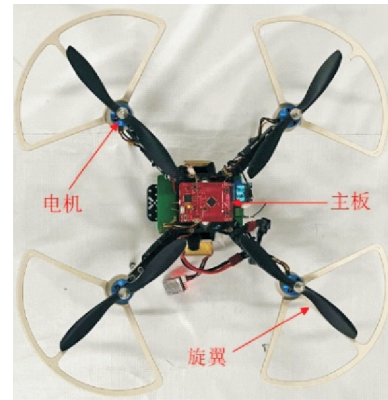


图 1 植保无人机结构



图 2 植保无人机定点飞行



图 3 植保无人机平动飞行

3.2 植保无人机仿真

设四旋翼无人机的期望飞行轨迹为 $\mathbf{P}_d = [-t \quad t \quad 5]$,偏航角为 $\psi = \frac{\pi}{3}$ 。植保无人机部分参数如表 1 所示。其余系统参数为 $\gamma = 1, \tilde{\lambda} = 30, \eta = 0.2, k = 4, K = 25, \Delta = 20$ 。

通过图 4 可知,植保无人机从起点出发并在 z 轴为 5 时,植保无人机的实际跟踪轨迹与期望跟踪轨迹趋向于一致,可以看出,本文的控制方案具有良好的控制效果。

图 5 表示植保无人机在图 4 轨迹下的 x, y, z 轴的位置跟踪误差,在受到外部干扰的情况下,3 个位置

的跟踪误差趋近于0,证明了控制策略的有效性。图6为植保无人机在图4轨迹下3个姿态角跟踪误差,最后3个姿态角都趋于一致。图7为植保无人机在图4轨迹下3个位置的干扰力自适应估计,可知自适应控制方案的有效性。

表1 植保无人机部分参数

参数	$I_1/(N \cdot m)$	$I_2/(N \cdot m)$	$I_3/(N \cdot m)$	l/m	m/kg	λ	σ_1	σ_2
取值	0.02	0.02	0.04	0.2	2	2	0.2	0.2
参数	κ	ϵ	C_1	C_2	C_3	C_4	C_5	C_6
取值	0.1	0.2	0.01	0.01	0.01	0.012	0.012	0.012

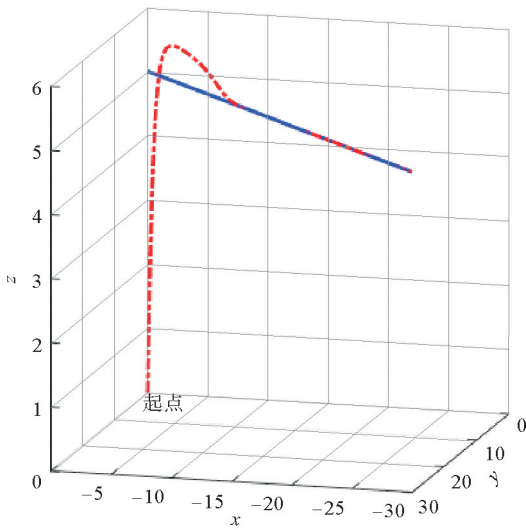


图4 位置跟踪轨迹
— 期望跟踪; - - - 实际跟踪

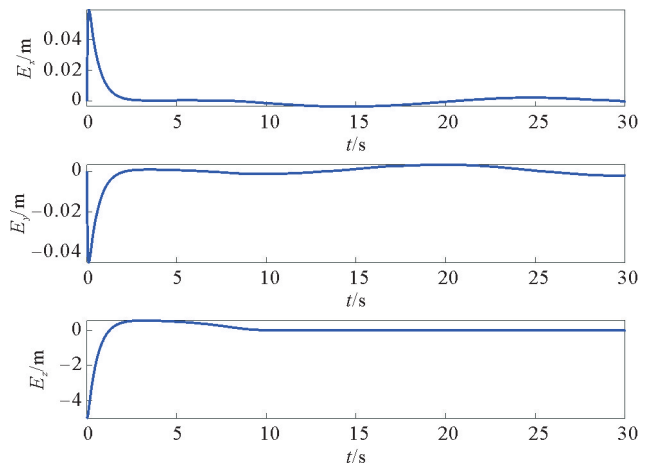


图5 位置跟踪误差

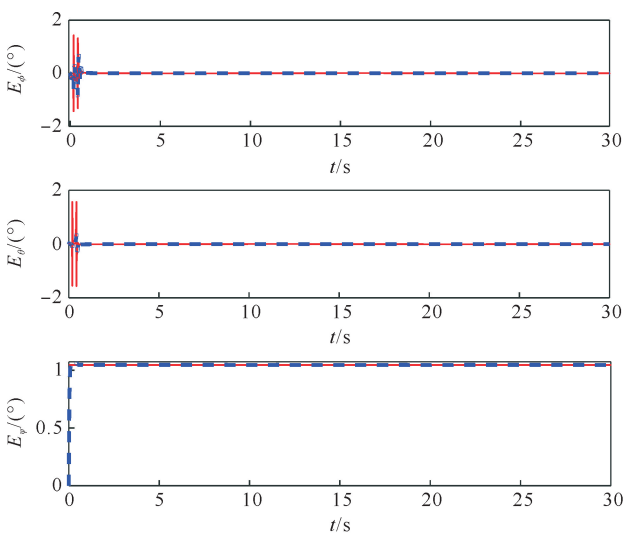


图6 姿态角跟踪误差
— 期望值; - - - 实际值

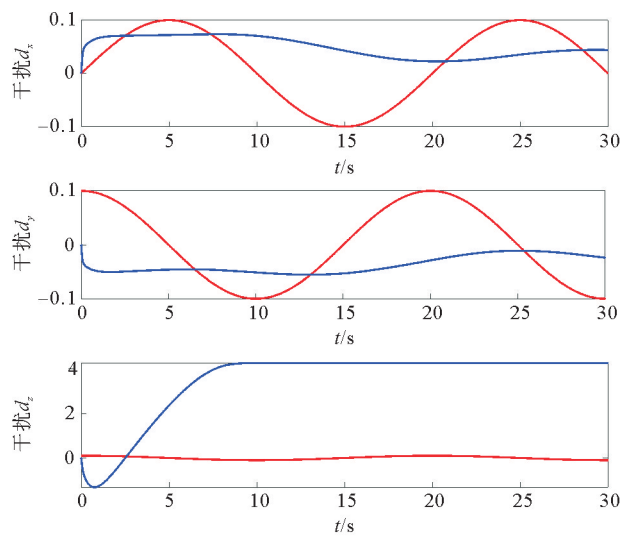


图7 干扰力自适应估计
— 干扰值; — 估计值

4 结束语

本文针对植保无人机,设计了一种内外环滑模控制策略。为了解决植保无人机作业时易受干扰的问题,根据植保无人机系统欠驱动特性将系统分为位置外环控制系统和姿态内环控制系统。位置外环控制器采用基于滑模自适应控制法,且引入饱和函数减少位置外环系统抖振,加入映射自适应算法,修正系统的自适应量,防止出现控制输入过大现象。姿态内环控制器利用积分滑模函数和指数趋近律控制设计,实现系统有限时间收敛,利用 Lyapunov 函数进行了稳定性证明,进行了仿真和实验,验证了方案的可行性。

参考文献(References):

- [1] 陈盛德,廖玲君,徐小杰,等. 中国植保无人机及其施药关键技术的研究现状与趋势[J]. 沈阳农业大学学报,2023,54(4):502-512.
CHEN Shengde, LIAO Lingjun, XU Xiaojie, et al. Research status and trends of plant protection UAV and its key technology of spraying in China[J]. Journal of Shenyang Agricultural University, 2023, 54(4): 502-512.
- [2] 丁世华,张志明. 浅析植保无人机在现代农业中的应用[J]. 湖北植保,2021(4):52-54.
DING Shihua, ZHANG Zhongming. Analysis of the application of plant protection unmanned aerial vehicle in modern agriculture[J]. Hubei Plant Protection, 2021(4): 52-54.
- [3] FU X J, HE J H. Robust adaptive sliding mode control based on iterative learning for quadrotor UAV[J]. IETE Journal of Research, 2023, 69(8): 5484-5496.
- [4] 赵振华,肖亮,姜斌,等. 基于扩张状态观测器的四旋翼无人机快速非奇异终端滑模轨迹跟踪控制[J]. 控制与决策,2022,37(9):2201-2210.
ZHAO Zhenhua, XIAO Liang, JIANG Bin, et al. Fast nonsingular terminal sliding mode trajectory tracking control of a quadrotor UAV based on extended state observers[J]. Control and Decision, 2022, 37(9): 2201-2210.
- [5] 高俊山,段立勇,邓立为. 四旋翼无人机抗干扰轨迹跟踪控制[J]. 控制与决策,2021,36(2):379-386.
GAO Junshan, DUAN Liyong, DENG Liwei. Anti-interference trajectory tracking control of quadrotor UAV[J]. Control and Decision, 2021, 36(2): 379-386.
- [6] WANG S L, JI S C, ZHOU S, et al. The modeling and cascade sliding mode control of a moving mass-actuated coaxial dual-rotor UAV[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 2023, 237(14): 3336-3351.
- [7] AHMAD S S, ABID M B, SHOEB H. Adaptive sliding mode-based active disturbance rejection control for a quadcopter[J]. Transactions of the Institute of Measurement and Control, 2022, 44(16): 3176-3190.
- [8] SARIKA R, EZHILARASI D, RAMAKALYAN A. Experimental evaluation of event-triggered sliding mode control for trajectory tracking of a quadcopter[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 2023, 237(7): 1281-1295.
- [9] ELAGIB R, KARARSLAN A. Sliding mode control-based modeling and simulation of a quadcopter[J]. Journal of Engineering Research and Reports, 2023, 24(3): 32-41.
- [10] 王兆基,赵彤. 基于滑模的外部干扰四旋翼姿态线性自抗扰控制[J]. 青岛科技大学学报(自然科学版),2022,43(6):90-97.
WANG Zhaoji, ZHAO Tong. Linear active disturbance rejection control for attitude of quadrotor with external disturbances based sliding mode[J]. Journal of Qingdao University of Science and Technology(Natural Science Edition), 2022, 43(6): 90-97.
- [11] 俞何沛,熊晶晶. 基于扩张状态观测器的倾转四旋翼双滑模控制[J]. 电光与控制,2023,30(8):33-37.
YU Hepei, XIONG Jingjing. Double sliding mode control of tilted quadrotor based on extended state observer[J]. Electronics Optics & Control, 2023, 30(8): 33-37.
- [12] 肖祖铭,郭瞻. 四旋翼飞行器最优滑模姿态控制[J]. 机械设计与制造,2022(8):95-98.
XIAO Zuming, GUO Zhan. Optimal sliding mode control for attitude of quad-rotor aircraft[J]. Machinery Design & Manufacture, 2022(8): 95-98.
- [13] 刘金琨. 机器人控制系统的设计与 MATLAB 仿真:先进设计方法[M]. 北京:清华大学出版社,2017.
LIU Jinkun. Robot control system design and MATLAB simulation: The advanced design method[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2017.

(责任编辑 赵金环;英文校审 程文华)