

文章编号:1006-2467(2022)11-1453-08

DOI: 10.16183/j.cnki.jsjtu.2022.238

基于增益自适应超螺旋滑模理论的无人机控制

周齐贤, 王寅, 孙学安

(南京航空航天大学 航天学院, 南京 211106)

摘要: 以无人机为研究对象, 针对无人机系统非线性强和飞行过程中外界干扰产生的不确定性, 设计一种基于增益自适应滑模控制的无人机姿态控制器. 该方法无需观测器对不确定性进行估计就可以实现对给定无人机姿态的跟踪控制, 同时滑模控制中的抖振情况可以得到有效抑制. 首先介绍无人机模型, 给出其数学模型; 其次, 以误差为状态量, 设计稳定收敛的滑模面, 采用增益自适应超螺旋滑模算法设计能够有限时间收敛的无人机姿态控制器; 再采用 Lyapunov 第二法证明闭环无人机系统的稳定性; 最后对所提控制方法进行仿真验证. 结果表明: 该控制方法具有可靠的控制性能.

关键词: 无人机; 有限时间收敛; 增益自适应超螺旋滑模

中图分类号: V 249.122

文献标志码: A

Control of Unmanned Aerial Vehicle Based on Gain Adaptive Super-Twisting Sliding Mode Theory

ZHOU Qixian, WANG Yin, SUN Xuean

(College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: In this paper, a nonlinear control method is proposed based on the framework of gain adaptive sliding mode control to deal with the attitude control problem of an unmanned aerial vehicle (UAV), which shows a strong robustness with respect to dynamical uncertainties and external disturbance. In the proposed method, an adaptive gain schedule scheme is proposed to deal with dynamical uncertainties while suppressing the chattering in the sliding mode control. First, the UAV model is introduced and its mathematical model is given. Then, the error is used as the state variable to design a stably converging sliding mode surface, and the gain adaptive super-twisting sliding mode (ASTSM) algorithm is used to design a UAV attitude controller that can converge in finite time, and the stability of the closed-loop UAV system is demonstrated by the Lyapunov's second method. Finally, the efficiency of the proposed method is demonstrated through comparative simulations.

Key words: unmanned aerial vehicle (UAV); converge in finite time; gain adaptive super-twisting sliding mode (ASTSM)

收稿日期: 2022-06-27

基金项目: 航空科学基金(20175152038)资助项目

作者简介: 周齐贤(1998-), 男, 江苏省南京市人, 硕士生, 从事无人机控制研究.

通信作者: 王寅, 男, 教授; E-mail: yinwangee@nuaa.edu.cn.

现如今,无人驾驶飞行器,即无人机(UAV)已在民用领域发挥重要作用,可以飞得更快、更远、更高,并在人工难以到达的位置作业.民用无人机能够携带包括相机在内的设备并运送小载荷物品,因此可以进行监视、医疗保健、科学探索和探索、作物喷洒、野生动物监测、媒体报道和应急服务等活动.此类无人机具有快速机动性的同时,也具有耦合性和非线性强的特点.

无人机全包线飞行过程具有难以控制的不确定性,因此,为保证无人机的稳定性和安全性,飞行控制器性能设计要求极高.近 10 多年来,国内外众多研究人员和学者采用多种控制方法进行相关领域研究.王家琪等^[1]改进滑模面趋近律,基于干扰观测器的滑模控制律抑制无人机高速飞行过程中的不确定性和外部干扰,加快系统的收敛速度.黄金杰等^[2]将时变参数变化范围划分为具有多个重复区域的子空间,在非重复区域单独调用相应的状态反馈控制器,在重复区域加权调用控制器,基于平稳切换的策略设计具有鲁棒 $H\infty$ 性能的无人机控制系统.孙冰等^[3]采用自适应反步设计思想,通过使用径向基函数网络对无人机舵控指令进行误差逼近,实现无人机抗饱和非线性飞行控制.刘志豪等^[4]针对垂直起降的无人机控制问题,提出最快模式转换定高控制策略,通过模拟分析和实验手段与比例积分微分(PID)控制策略做对比,证明该控制策略相较于常规控制策略具有显著的优越性. Huang 等^[5]采用深度强化学习算法中的双深度 Q 学习方法,通过建立无人机的非线性姿态动力学模型和相应的马尔可夫决策过程,训练控制器使其具有优秀的固定翼飞行器姿态控制能力. Zhi 等^[6]提出一种基于鲁棒伺服线性二次型调节器控制和卡尔曼滤波器的桨距角控制器.然而,如果飞行状态偏离标称条件,这些控制器的性能就会下降.非线性控制技术通过对整个飞行状态使用单个控制器来改善性能. Hirano 等^[7]提出推力矢量系统方法解决反步控制方法中虚拟控制量难以确定的问题,并设计无人机的非线性控制器. Oliveira 等^[8]使用自适应神经模糊推理系统作为飞行动力学辨识器和遗传算法在模拟环境中搜索姿态控制的参数,建立使用人工智能技术的新自适应方法. Swarnkar 等^[9]为解决空气动力学系数在大多数飞行条件下无法准确获得的问题,提出一种采用自适应方法学习和控制未知动力学的反推技术用于飞机的横向控制.

针对具有强耦合性和强非线性特征的无人机在全包线飞行过程中气动参数摄动大、不确定性强、扰

动未知等问题,提出一种新型的增益自适应超螺旋滑模(ASTSM)姿态控制算法.创新之处在于:首先,针对多变量的二阶无人机系统模型,通过引入自适应项,使 ASTSM 控制器增益能够达到非高估的最佳值,抑制了控制器的抖振;其次,所提出的 ASTSM 控制算法在有界且变化率有界的扰动上界未知的情况下,能够有效抑制扰动.

1 无人机数学模型

无人机的姿态变化涉及惯性坐标系 $O_e x_e y_e z_e$ 和机体坐标系 $O_b x_b y_b z_b$ 等,无人机在坐标系中的示意图如图 1 所示.图中: p 为滚转角速度; q 为偏航角速度; r 为俯仰角速度.

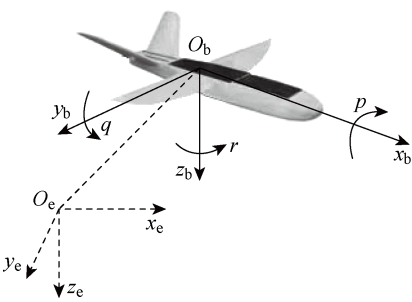


图 1 无人机坐标示意图
Fig. 1 Diagram of referential frames configuration of UAV

该类型无人机的姿态运动方程^[10]如下:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\theta} &= r \cos \gamma + q \sin \gamma \\ \dot{\varphi} &= (q \cos \gamma - r \sin \gamma) / \cos \theta \\ \dot{\gamma} &= p - \tan \theta (q \cos \gamma - r \sin \gamma) \\ \dot{p} &= M_a - (J_z - J_y) q r \\ \dot{q} &= M_r - (J_x - J_z) p r \\ \dot{r} &= M_e - (J_y - J_z) p q \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中: θ 为俯仰角; φ 为偏航角; γ 为滚转角; J_x 为绕 x 轴的转动惯量; J_y 为绕 y 轴的转动惯量; J_z 为绕 z 轴的转动惯量; M_a 为滚转力矩; M_e 为俯仰力矩; M_r 为偏航力矩.

令无人机的合力矩为 $\mathbf{M} = [M_a \ M_e \ M_r]^T$, 主要分为飞行过程中的气动力矩和舵面偏转产生的操纵力矩.

假设无人机为刚体,其旋转运动主要考虑姿态角 $\boldsymbol{\Omega} = [\theta \ \varphi \ \gamma]^T$ 和姿态角速度 $\boldsymbol{\omega} = [p \ q \ r]^T$ 这 6 个变量的变化规律,将动力学微分方程改写为

$$\left. \begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\Omega}} &= \mathbf{F}_\omega \boldsymbol{\omega} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} &= \mathbf{F}_f + \mathbf{G}_f \mathbf{M}_e \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中: $\mathbf{F}_s \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$; $\mathbf{F}_f = [F_f^p \ F_f^q \ F_f^r]^T$, $\mathbf{F}_f \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$; $\mathbf{G}_f \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$; \mathbf{M}_c 为控制力矩, 表达式为

$$\mathbf{F}_s = \begin{bmatrix} 0 & \sin \gamma & \cos \gamma \\ 0 & \frac{\cos \gamma}{\cos \theta} & -\frac{\sin \gamma}{\cos \theta} \\ 1 & -\tan \theta \cos \gamma & \tan \theta \sin \gamma \end{bmatrix}$$

$$F_f^p = (J_x)^{-1} [L_{\text{aero}} - q r (J_z - J_y)]$$

$$F_f^q = (J_y)^{-1} [M_{\text{aero}} - r p (J_x - J_z)]$$

$$F_f^r = (J_z)^{-1} [N_{\text{aero}} - p q (J_y - J_x)]$$

$$L_{\text{aero}} = q_a S L l_{\text{aero}}$$

$$M_{\text{aero}} = q_a S L m_{\text{aero}}$$

$$N_{\text{aero}} = q_a S B_a n_{\text{aero}}$$

$$\mathbf{G}_f = \begin{bmatrix} J_x^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & J_y^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & J_z^{-1} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{M}_c = [L_c \ M_c \ N_c]^T$$

其中: L_{aero} , M_{aero} , N_{aero} 分别为滚转、偏航、俯仰通道的气动力矩, 令 $\mathbf{M}_{\text{aero}} = [L_{\text{aero}} \ M_{\text{aero}} \ N_{\text{aero}}]^T$ 为气动力矩; q_a 为动压; S 为机翼参考面积; L 为机翼长度; B_a 为平均气动弦长; l_{aero} 为滚转通道上的气动力矩系数; m_{aero} 为偏航通道上的气动力矩系数; n_{aero} 为俯仰通道上的气动力矩系数, 可以通过无人机飞行过程中的迎角 (α) 和马赫数 (Ma) 变化拟合得到, n_{aero} 和 l_{aero} 变化如图 2 和图 3 所示; L_c 为滚转通道上的控制力矩; M_c 为偏航通道上的控制力矩; N_c 为俯仰通道上的控制力矩。

\mathbf{M}_c 与无人机舵面的映射关系表示如下:

$$\mathbf{M}_c = \mathbf{G}_f^{\delta} \boldsymbol{\delta}$$

$$\mathbf{G}_f^{\delta} = \begin{bmatrix} q_a S L C_x^a & q_a S L C_x^r & 0 \\ q_a S L C_y^a & q_a S L C_y^r & 0 \\ 0 & 0 & q_a S B_a C_z^e \end{bmatrix}$$

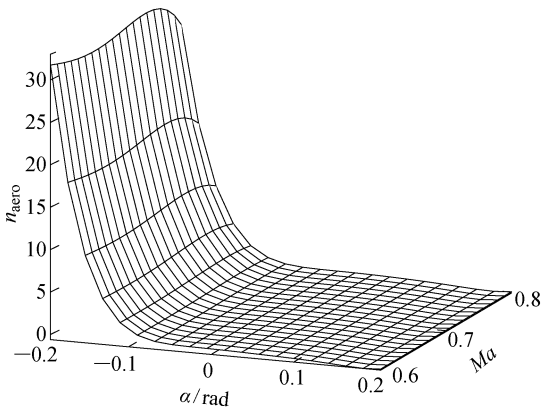


图 2 气动俯仰力矩系数

Fig. 2 Aerodynamic pitching moment coefficient

其中: \mathbf{G}_f^{δ} 为控制力矩与舵面之间的控制分配矩阵; $\boldsymbol{\delta} = [\delta_a \ \delta_r \ \delta_e]^T$ 为无人机控制舵面; δ_a 为副翼舵偏角; δ_r 为方向舵偏角; δ_e 为升降舵偏角; C_x^a , C_x^r , C_y^a , C_y^r , C_z^e 为无人机操纵力矩系数, 可以通过无人机飞行过程中的迎角和马赫数变化拟合得到, 其中 C_z^e 和 C_x^a 分别为俯仰力矩系数和滚转力矩系数, 其变化如图 4 和图 5 所示。

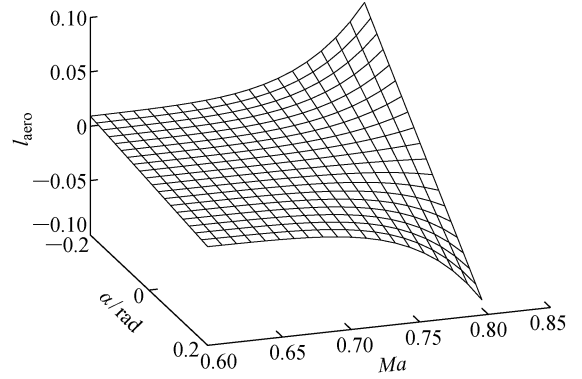


图 3 气动滚转力矩系数

Fig. 3 Aerodynamic rolling moment coefficient

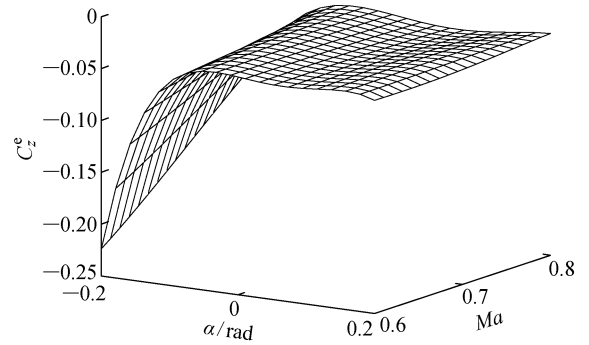


图 4 操纵俯仰力矩系数

Fig. 4 Control pitching moment coefficient

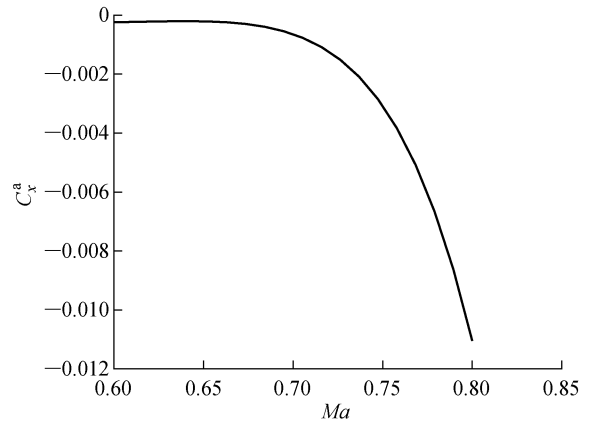


图 5 操纵滚转力矩系数

Fig. 5 Control roll moment coefficient

由图 2~5 可知,无人机全包线飞行过程中,在不同迎角和马赫数的情况下气动参数扰动变化明显,具有很强的不确定性.

2 基于 ASTSM 算法的控制器设计

滑模算法及其改进算法被广泛应用于各种复杂的非线性系统控制中^[11-12]. 针对式(2)所示的模型,提出一种基于 ASTSM 算法的控制器,来跟踪无人机的给定姿态角 Ω_d . 如图 6 所示,自适应机制可以根据姿态角误差 e 调节控制器增益 k_1 的值,主要用来提供非高估的控制器增益,以减少干扰未知时过大的控制器增益可能带来的抖振; $\text{sat}(\cdot)$ 为饱和函数. 控制器基于超螺旋算法的滑模控制实现无人机姿态角跟踪控制.

定义姿态角的跟踪误差为

$$e = \Omega - \Omega_d \tag{3}$$

式中: $e \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$; $\Omega_d \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ 为目标姿态角,对式(3)求导有

$$\dot{e} = \dot{\Omega} - \dot{\Omega}_d = F_s \omega - \dot{\Omega}_d \tag{4}$$

定义 $\dot{e} = z$, $z \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$, 并对 z 求导可得:

$$\dot{z} = \dot{F}_s \omega + F_s \dot{\omega} - \ddot{\Omega}_d = \dot{F}_s \omega + F_s (F_f + G_f M_c) - \ddot{\Omega}_d \tag{5}$$

考虑舵面偏转存在饱和的情况和外部干扰对系统产生的扰动力矩 $M_d = [L_d \ M_d \ N_d]^T$, 其中 L_d , M_d , N_d 分别为滚转、偏航、俯仰通道上的扰动力矩,将式(5)转化为如下形式:

$$\dot{z} = \dot{F}_s \omega + F_s (F_f + G_f G_f^s \text{sat}(\delta) + G_f M_d) - \ddot{\Omega}_d \tag{6}$$
$$\text{sat}(\delta_i) = \begin{cases} \delta_i, & |\delta_i| < \delta_i^{\max} \\ \delta_i^{\max} \text{sign}(\delta_i), & |\delta_i| \geq \delta_i^{\max} \end{cases}$$

其中: $i = a, e, r$; δ_a^{\max} , δ_e^{\max} , δ_r^{\max} 分别为副翼舵、升降舵、方向舵的最大偏转角度. 参考文献[13]设计辅助系统函数 δ_c , 则有

$$\delta_{ci} = \begin{cases} 0, & |\delta_i| < \delta_i^{\max} \\ \delta_i - \delta_i^{\max} \text{sign}(\delta_i), & |\delta_i| \geq \delta_i^{\max} \end{cases} \tag{7}$$

引入辅助系统函数式(7),将无人机系统模型转

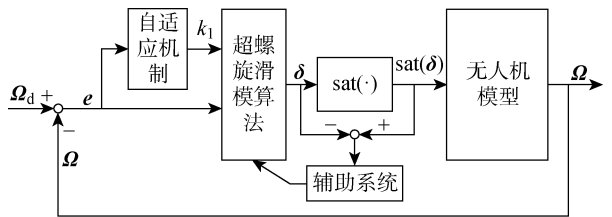


图 6 无人机姿态控制框图
Fig. 6 UAV attitude control diagram

化成以姿态角误差 e 和姿态角误差变化率 \dot{e} 为状态量的二阶系统,面向无人机姿态控制器设计的数学模型如下:

$$\begin{cases} \dot{e} = z \\ \dot{z} = f(t) + g(t)u + d \end{cases} \tag{8}$$

式中: $f(t) \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$; $g(t) \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$; t 为时间; $d \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$; $u \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$, 表达式为

$$\begin{cases} f(t) = \dot{F}_s \omega + F_s (F_f - G_f^s \delta_c) - \ddot{\Omega}_d \\ g(t) = F_s G_f G_f^s \\ d = F_s G_f M_d \\ u = \delta \end{cases} \tag{9}$$

针对系统模型式(8),做出如下假设.

假设 1 扰动 d 是连续可微的,并且存在常数 $L > 0$ 满足条件 $\|\dot{d}\| \leq L$. 其中, $\|\cdot\|$ 为欧几里得范数.

设计滑模面如下:

$$s = c_1 e + \dot{e} \tag{10}$$

式中: $s \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$; $c_1 \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$, $c_1 = \text{diag}(c_{11}, c_{12}, c_{13})$ 为待设计的 Hurwitz 矩阵. 易知所设计的滑模面可以使得姿态角误差和姿态角误差变化率以指数形式快速收敛,对滑模面 s 求导可得:

$$\dot{s} = c_1 \dot{e} + \dot{z} = c_1 \dot{e} + f(t) + g(t)u + d \tag{11}$$

采用文献[14]中设计的超螺旋滑模控算法并结合本文二阶系统式(8),可以得到控制器表达式如下:

$$u = g(t)^{-1} \left(-c_1 \dot{e} - f - k_1 \frac{s}{\|s\|^{\frac{1}{2}}} - k_2 \int_0^t \frac{s(\tau)}{\|s(\tau)\|} d\tau \right) \tag{12}$$

式中: $k_1 > 0$; $k_2 > 0$ 为待设计的控制器参数. 将式(12)带入式(11)中可以得到如下表达式,即

$$\dot{s} = -k_1 \frac{s}{\|s\|^{\frac{1}{2}}} - k_2 \int_0^t \frac{s(\tau)}{\|s(\tau)\|} d\tau + d \tag{13}$$

令 $\xi = [\xi_1 \ \xi_2]^T$, 且:

$$\begin{cases} \xi_1 = \frac{s}{\|s\|^{\frac{1}{2}}} \\ \xi_2 = -k_2 \int_0^t \frac{s(\tau)}{\|s(\tau)\|} d\tau + d \end{cases} \tag{14}$$

对式(14)进行求导得到:

$$\begin{cases} \dot{\xi}_1 = \frac{1}{2\|s\|^{\frac{1}{2}}} \dot{s} \\ \dot{\xi}_2 = -k_2 \frac{s}{\|s\|} + \dot{d} \end{cases} \tag{15}$$

将式(14)带入式(15)中得到:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\xi}_1 &= \frac{1}{2\|s\|^{\frac{1}{2}}}(-k_1\xi_1-\xi_2) \\ \dot{\xi}_2 &= -\frac{k_2}{\|s\|^{\frac{1}{2}}}\xi_1 + \dot{d} \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

设计如下控制器的增益自适应律:

$$\left. \begin{aligned} \dot{k}_1 &= \begin{cases} \alpha_c \sqrt{\frac{\beta}{2}}, & \|e\| \geq \varepsilon \\ 0, & \|e\| < \varepsilon \end{cases} \\ k_2 &= k_1 \\ k_1 &> \frac{(2L+\nu+4)^2-12(4L+1)}{12\nu} \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

式中: $\alpha_c, \beta, \varepsilon, \nu$ 为大于 0 的常数.

引理 1^[15] 对于非线性系统,假设存在连续可微的正向无界函数 $V(x): \mathbf{R}^m \rightarrow \mathbf{R}^+$ 和常数 $\kappa > 0$, $0 < \lambda < 1, 0 < \eta < \infty$ 满足下列条件,即

$$(1) \quad V(x) = 0 \Rightarrow x = 0$$

$$(2) \quad \dot{V}(x) \leq -\kappa V^\lambda(x) + \eta$$

则系统可以在有限时间内收敛,收敛时间为

$$t_1 \leq \frac{V^{1-\lambda}(0)}{\kappa\theta_0(1-\lambda)}, \quad 0 < \theta_0 < 1$$

其中: θ_0 为影响收敛时间的参数.

定理 1 对于二阶系统模型式(8),设计滑模面式(10)、超螺旋算法式(12)和控制器增益自适应律式(17),选取适当的控制器参数变量 $\alpha_c, \beta, \varepsilon, \nu$, 式(8)将在有限时间收敛.

证明 选择如下 Lyapunov 候选函数,即

$$V(\xi_1, \xi_2, k_1) = V_0 + \frac{1}{2\beta}(k_1 - k_1^*)^2 \quad (18)$$

$$V_0 = \xi^T P \xi = \begin{bmatrix} \xi_1^T & \xi_2^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \nu+4 & -2 \\ -2 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi_1 \\ \xi_2 \end{bmatrix} \quad (19)$$

式中: $k_1^* > 0$, 是给定的足够大的常数. 显然,矩阵 P 是正定的,对 V_0 求得:

$$\dot{V}_0 (= \dot{\xi}^T P \xi + \xi^T P \dot{\xi}) \leq -\frac{1}{\|s\|^{\frac{1}{2}}} \xi^T Q \xi \quad (20)$$

$$Q = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} \\ Q_{21} & 4 \end{bmatrix} \quad (21)$$

式中: $Q_{11} = \nu k_1 + 2(2k_1 - k_2) + 4L$, $Q_{12} = Q_{21} = k_2/2 - k_1 - \nu/2 - 2 - L$; 当存在 $k_1 > \frac{(2L+\nu+4)^2-12(4L+1)}{12\nu}$ 时, Q 正定,且 Q 的最小

特征值满足 $\lambda_{\min}\{Q\} > 2$.

对于正定矩阵 P 和 Q ,有如下不等式关系:

$$\left. \begin{aligned} \lambda_{\min}\{P\} \|\xi\|^2 &\leq \xi^T P \xi \leq \lambda_{\max}\{P\} \|\xi\|^2 \\ \lambda_{\min}\{Q\} \|\xi\|^2 &\leq \xi^T Q \xi \leq \lambda_{\max}\{Q\} \|\xi\|^2 \end{aligned} \right\} \quad (22)$$

式中: $\lambda_{\min}\{\cdot\}$ 为矩阵最小特征值; $\lambda_{\max}\{\cdot\}$ 为矩阵

最大特征值.

根据式(14)可得:

$$\|\xi\| \geq \|\xi_1\| = \left\| \frac{s}{\|s\|^{\frac{1}{2}}} \right\| = \|s\|^{\frac{1}{2}} \quad (23)$$

将式(22)和式(23)带入式(20)可得:

$$\begin{aligned} \dot{V}_0 (= & -\frac{1}{\|s\|^{\frac{1}{2}}} \xi^T Q \xi) \leq -\frac{\lambda_{\min}\{Q\}}{\|s\|^{\frac{1}{2}}} \|\xi\|^2 \leq \\ & -\frac{\lambda_{\min}^{\frac{1}{2}}\{P\}}{\lambda_{\max}\{P\}} V_0^{\frac{1}{2}} \end{aligned} \quad (24)$$

对式(18)求导可得:

$$\begin{aligned} \dot{V} (= & \dot{V}_0 + \frac{1}{\beta}(k_1 - k_1^*)\dot{k}_1) \leq \\ & -\frac{\lambda_{\min}^{\frac{1}{2}}\{P\}}{\lambda_{\max}\{P\}} V_0^{\frac{1}{2}} - \frac{\alpha_c}{\sqrt{2\beta}} |k_1 - k_1^*| + \\ & \frac{1}{\beta}(k_1 - k_1^*)\dot{k}_1 + \frac{\alpha_c}{\sqrt{2\beta}} |k_1 - k_1^*| \leq \\ & -\frac{\lambda_{\min}^{\frac{1}{2}}\{P\}}{\lambda_{\max}\{P\}} V_0^{\frac{1}{2}} - \frac{\alpha_c}{\sqrt{2\beta}} |k_1 - k_1^*| - \\ & \left(\frac{\dot{k}_1}{\beta} - \frac{\alpha_c}{\sqrt{2\beta}} \right) |k_1 - k_1^*| \end{aligned} \quad (25)$$

根据文献[16]中的不等式:

$$\begin{aligned} (|x|^m + |y|^m)^{\frac{1}{m}} &\leq 2^{\frac{1}{m}-\frac{1}{n}} (|x|^n + |y|^n)^{\frac{1}{n}} \\ m &\leq n \end{aligned} \quad (26)$$

结合式(25)和式(26)可得:

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq -\kappa_0 \left[V_0 + \frac{1}{\beta}(k_1 - k_1^*)^2 \right]^{\frac{1}{2}} - \\ &\left(\frac{\dot{k}_1}{\beta} - \frac{\alpha_c}{\sqrt{2\beta}} \right) |k_1 - k_1^*| \leq \\ &-\kappa_0 V^{\frac{1}{2}} - \left(\frac{\dot{k}_1}{\beta} - \frac{\alpha_c}{\sqrt{2\beta}} \right) |k_1 - k_1^*| \leq \\ &-\kappa_0 V^{\frac{1}{2}} + \eta_0 \end{aligned} \quad (27)$$

$$\kappa_0 = \min \left\{ \frac{\lambda_{\min}^{\frac{1}{2}}\{P\}}{\lambda_{\max}\{P\}}, \alpha_c \right\}$$

$$\eta_0 = -\left(\frac{\dot{k}_1}{\beta} - \frac{\alpha_c}{\sqrt{2\beta}} \right) |k_1 - k_1^*|$$

式(27)满足引理 1 条件,因此 ξ_1 和 ξ_2 能够在有限时间收敛,同时滑模面 s 也在有限时间内收敛.

3 仿真与分析

以本文中无人机的气动数据和转动惯量为例,其转动惯量为

$$J = \begin{bmatrix} 232.340\ 3 & 0 & 0 \\ 0 & 601.573\ 7 & 0 \\ 0 & 0 & 403.692\ 1 \end{bmatrix}$$

给定姿态角初始值 $\boldsymbol{\Omega}_0=[0.573\ 0.573\ 0.573]^\text{T}$, 目标姿态角 $\boldsymbol{\Omega}_d=[5.73\ 5.73\ 5.73]^\text{T}$, 姿态角速率初始值 $\boldsymbol{\omega}_0=[0\ 0\ 0]^\text{T}$, 滑模面参数 $\boldsymbol{c}_1=\text{diag}(2, 2, 2)$, 自适应律参数 $\epsilon=0.003, \alpha_c=6, \beta=4, k_1$ 的初始值为 20.

本文设计的 ASTSM 算法的增益 k_1 变化如图 7 所示. 由图可知, 在 $t=2\text{ s}$ 左右, 系统的姿态角误差 \boldsymbol{e} 收敛至收敛域 $\|\boldsymbol{e}\|<\epsilon$ 中, 此时控制器增益 k_1 停止变化, 达到非高估的最佳值.

图 8 和图 9 分别为本文设计的 ASTSM 控制器和普通滑模 (SM) 控制器的姿态角误差变化曲线. $\boldsymbol{e}=[e_\theta\ e_\varphi\ e_\gamma]^\text{T}$, 其中 $e_\theta, e_\varphi, e_\gamma$ 分别为俯仰角误差、偏航角误差和滚转角误差. 对比图 8(a) 与图 9(a) 以及图 8(b) 与图 9(b) 可知, 在 6.1 s 附近, ASTSM 控制器使无人机姿态角误差收敛到原点附近的极小领域, 相较于 SM 控制器作用下姿态角误差收敛到的领域更小. 因此, ASTSM 控制器能够使被控对象更快收敛.

图 10~12 为本文设计的 ASTSM 控制器、SM 和 PID 控制器的无人机姿态角跟踪曲线对比. 对比图 10~12 可知, 无人机系统非线性强, 普通 PID 控制难以满足要求, 控制品质较差, 出现较大超调, 并

且收敛时间长. 对比图 8~12 可知, 本文设计的控制器能够满足无人机系统非线性控制要求, 并且引入自适应项, 使控制器具有非高估的最佳增益, 因此相较于普通滑模控制具有更快的收敛速度.

仿真时加入 $\boldsymbol{d}=[0.2\sin t\ 0.15\sin t\ 0.1\sin t]^\text{T}$ 的扰动, 得到本文设计的 ASTSM 控制器、SM 和 PID 控制器的无人机姿态角跟踪曲线图, 如图 13~15 所示. 对比图 13~15 可知, 无人机全包线飞行过程中, 气动参数摄动大, 外部扰动等不确定性强, 普通 PID 控制难以抑制扰动, 无法满足无人机姿态控制要求. 本文设计的 ASTSM 控制器能够有效抑制外界干扰, 满足无人机全包线飞行要求.

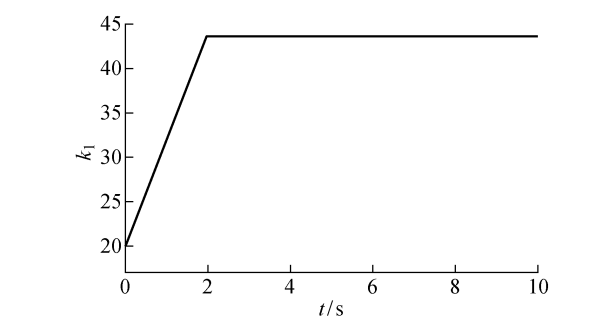


图 7 控制器增益变化曲线
Fig. 7 Changing curve of adaptive-gain of controller

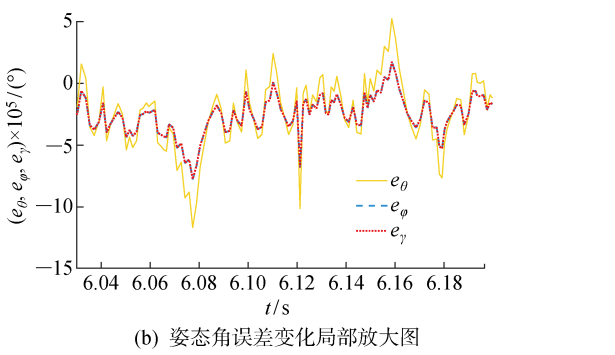
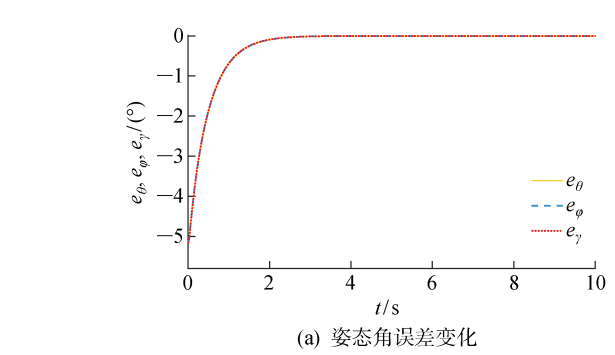


图 8 ASTSM 姿态角误差变化曲线
Fig. 8 Error curves of attitude angle by ASTSM

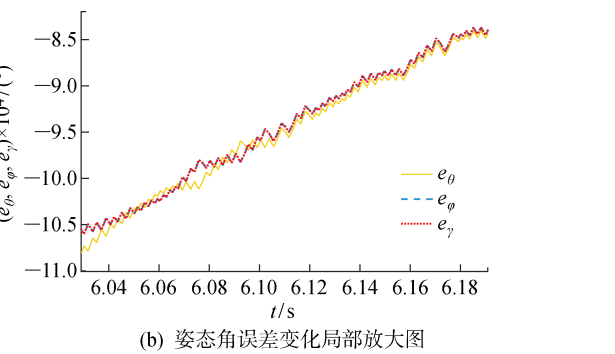
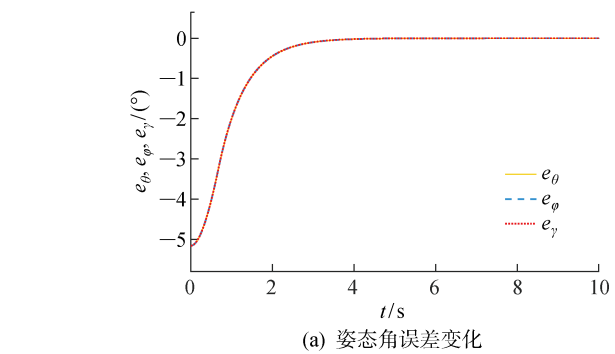


图 9 SM 姿态角误差变化曲线
Fig. 9 Errors curves of attitude angle by ASTSM

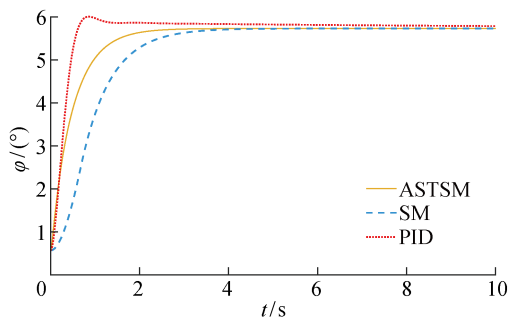


图 10 偏航角跟踪曲线

Fig. 10 Tracking curves of yaw angles

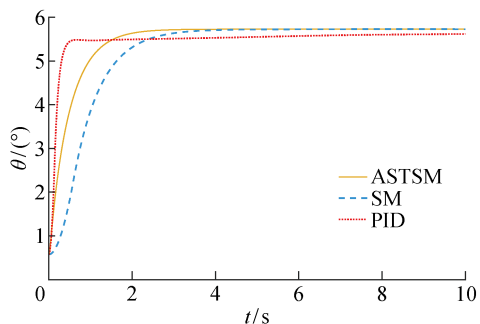


图 14 俯仰角跟踪曲线(扰动)

Fig. 14 Tracking curves of pitch angles with disturbance

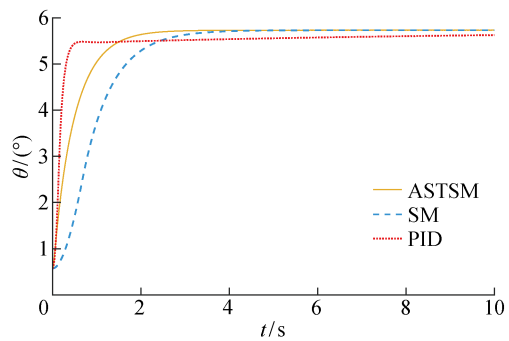


图 11 俯仰角跟踪曲线

Fig. 11 Tracking curves of pitch angles

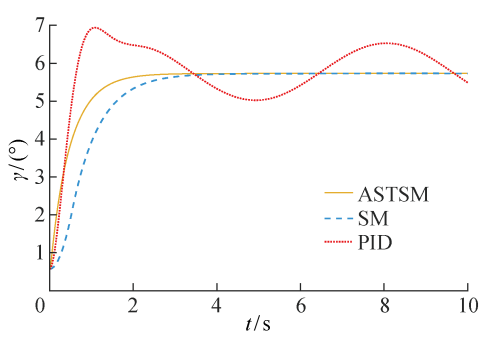


图 15 滚转角曲线(扰动)

Fig. 15 Tracking curves of roll angles with disturbance

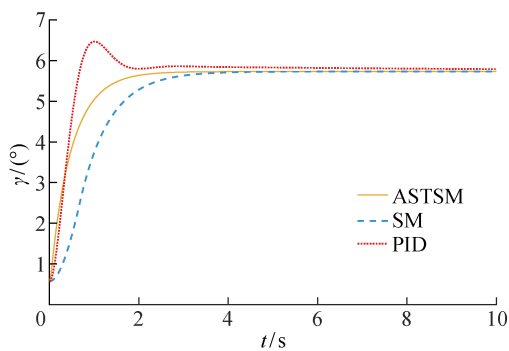


图 12 滚转角曲线

Fig. 12 Tracking curves of roll angles

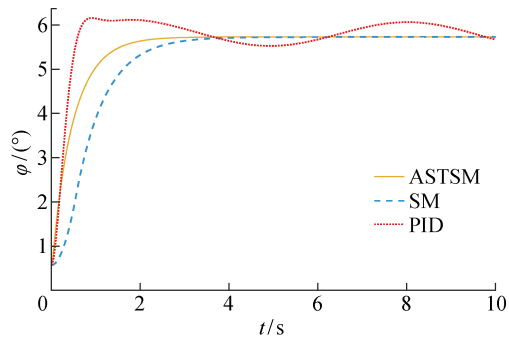


图 13 偏航角跟踪曲线(扰动)

Fig. 13 Tracking curves of yaw angles with disturbance

4 结语

基于增益自适应超螺旋滑模控制算法设计的无人机姿态控制器 ASTSM 能够有效解决无人机在全包线飞行过程中遇到的气动参数摄动大、非线性强、扰动干扰强等问题。理论分析表明,该控制器能够有效适用于无人机的姿态跟踪要求。

参考文献:

[1] 王家琪,郭建国,郭宗易,等. 基于干扰观测器的高马赫数飞行器滑模控制[J]. 空天防御, 2021, 4(3): 85-91.

WANG Jiaqi, GUO Jianguo, GUO Zongyi, *et al.* Sliding mode control of high Mach number aircraft based on disturbance observer[J]. **Air & Space Defense**, 2021, 4(3): 85-91.

[2] 黄金杰,宫煜晴,郝现志. 平稳切换 LPV 系统的 H_{∞} 控制器设计[J]. 控制与决策, 2022, 37(5): 1167-1173.

HUANG Jinjie, GONG Yuqing, HAO Xianzhi. Design of H_{∞} controller for smooth switching LPV systems[J]. **Control and Decision**, 2022, 37(5): 1167-1173.

[3] 孙冰,陈伟. 抗控制饱和的鲁棒非线性飞行控制方法

- [J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(12): 2475-2483.
- SUN Bing, CHEN Wei. Robust nonlinear flight control method against control saturation[J]. **Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics**, 2021, 47(12): 2475-2483.
- [4] 刘志豪, 闵荣, 方成, 等. 多飞行模式垂直起降无人机过渡飞行控制策略[J]. 上海交通大学学报, 2019, 53(10): 1173-1181.
- LIU Zhihao, MIN Rong, FANG Cheng, *et al.* Transition flight control strategy of multiple flight mode vertical take-off and landing unmanned aerial vehicle [J]. **Journal of Shanghai Jiao Tong University**, 2019, 53(10): 1173-1181.
- [5] HUANG X, LUO W Y, LIU J R. Attitude control of fixed-wing UAV based on DDQN[C]// **2019 Chinese Automation Congress**. Hangzhou, China: IEEE, 2019: 4722-4726.
- [6] ZHI Y F, LI G S, SONG Q, *et al.* Flight control law of unmanned aerial vehicles based on robust servo linear quadratic regulator and Kalman filtering[J]. **International Journal of Advanced Robotic Systems**, 2017, 14(1): 1-11.
- [7] HIRANO S, UCHIYAMA K, MASUDA K. Controller design using backstepping algorithm for fixed-wing UAV with thrust vectoring system[C]// **2019 International Conference on Unmanned Aircraft Systems**. Atlanta, GA, USA: IEEE, 2019: 1084-1088.
- [8] DE OLIVEIRA H A, ROSA P F F. Adaptive genetic neuro-fuzzy attitude control for a fixed wing UAV[C]// **2017 IEEE International Conference on Industrial Technology**. Toronto, ON, Canada: IEEE, 2017: 726-731.
- [9] SWARNKAR S, KOTHARI M. A simplified adaptive backstepping control of aircraft lateral/directional dynamics[J]. **IFAC-PapersOnLine**, 2016, 49(1): 579-584.
- [10] DUAN G R. Missile attitude control-A direct parametric approach[C]// **The 33rd Chinese Control Conference**, Nanjing, China: TCCT, 2014: 2414-2421.
- [11] 张显库, 韩旭. 大型油轮船摇混沌现象的仿真与滑模控制[J]. 上海交通大学学报, 2021, 55(1): 40-47.
- ZHANG Xianku, HAN Xu. Modeling and sliding mode control for chaotic yawing phenomenon of large oil tanker[J]. **Journal of Shanghai Jiao Tong University**, 2021, 55(1): 40-47.
- [12] 姚来鹏, 侯保林, 刘曦. 采用摩擦补偿的弹药传输机械臂自适应终端滑模控制[J]. 上海交通大学学报, 2020, 54(2): 144-151.
- YAO Laipeng, HOU Baolin, LIU Xi. Adaptive terminal sliding mode control of a howitzer shell transfer arm with friction compensation[J]. **Journal of Shanghai Jiao Tong University**, 2020, 54(2): 144-151.
- [13] 张超凡, 董琦. 考虑输入饱和的固定翼无人机自适应增益滑模控制[J]. 航空学报, 2020, 41(Sup. 1): 79-87.
- ZHANG Chaofan, DONG Qi. Adaptive-gain sliding mode control for fixed-wing UAVs with input saturation [J]. **Acta Aeronautica et Astronautica Sinica**, 2020, 41(Sup. 1): 79-87.
- [14] DONG Q, ZONG Q, TIAN B L, *et al.* Adaptive-gain multivariable super-twisting sliding mode control for reentry RLV with torque perturbation[J]. **International Journal of Robust and Nonlinear Control**, 2017, 27(4): 620-638.
- [15] HU Q, LI B, QI J. Disturbance observer based finite-time attitude control for rigid spacecraft under input saturation[J]. **Aerospace Science and Technology**, 2014, 39: 13-21.
- [16] SHTESEL Y B, MORENO J A, FRIDMAN L M. Twisting sliding mode control with adaptation: Lyapunov design, methodology and application[J]. **Automatica**, 2017(75): 229-235.

(本文编辑:王历历)